O.T. 1T27-2-00AG-00-1

MANUAL TÉCNICO

MANUAL DE MANUTENÇÃO

AVIÃO EM GERAL

AVIÃO

T – 27

EMB-312 TUCANO

ESTA PUBLICAÇÃO SUBSTITUI E CANCELA A PUBLICAÇÃO O.T. 1T27-2-00AG-00-1 DATADA DE 10 DE JANEIRO DE 1983.

REVISÃO

AS PÁGINAS DE REVISÃO MAIS RECENTE SUBSTITUEM AS PÁGINAS DE MESMO NÚMERO COM DATA ANTERIOR.

Inclua as páginas revisadas na publicação básica.
Destrua as páginas substituídas.

Sobre o uso do presente documento, a Embraer não fornece quaisquer garantias expressas ou implícitas e expressamente exclui qualquer garantia de comercialização ou adequação para um propósito particular.
Este documento contém segredos industriais e informações confidenciais da Embraer e dados técnicos sujeitos à legislação dos EUA de controle de exportação de materiais classificados como militares nos termos do "Traffic in Arms Regulations" ("ITAR"). Apenas o Usuário Final ("End User") e/ou Sublicenciados ("Sublicensees") previamente aprovados por licença de exportação emitida pelo Departamento de Estado dos EUA estão autorizados a utilizar este documento. Este documento não pode ser transferido, distribuído ou divulgado - no todo ou em parte - a qualquer outra parte que não o Usuário Final ("End User") e/ou Sublicenciados ("Sublicensees") aprovados sem a permissão expressa da Embraer e, se necessário, o Departamento de Estado dos EUA. Recebimento ou posse destes dados, a partir de qualquer fonte, não constitui tal permissão. As restrições acima se aplicam aos dados contidos em todas as páginas deste documento.

PUBLICADO PELA EMBRAER S.A.

EMBRAER

10 JANEIRO 1985
REVISÃO 20 – 14 ABRIL 2021

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

INCLUA AS PÁGINAS REVISADAS MAIS RECENTES E DESTRUA AS PÁGINAS CANCELADAS

NOTA: A parte revisada do texto é indicada por uma linha vertical nas margens da página.

Data de edição das páginas originais e páginas atualizadas:

Original	**0**	**10**	**Jan**	**1985**	**Revisão**	**7**	**10**	**Fev**	**1994**	**Revisão**	**14**	**15**	**Dez**	**2006**
Revisão	**1**	**30**	**Set**	**1985**	**Revisão**	**8**	**20**	**Out**	**1995**	**Revisão**	**15**	**19**	**Nov**	**2007**
Revisão	**2**	**14**	**Abr**	**1986**	**Revisão**	**9**	**25**	**Mar**	**1999**	**Revisão**	**16**	**21**	**Jun**	**2011**
Revisão	**3**	**19**	**Jun**	**1987**	**Revisão**	**10**	**15**	**Mai**	**2001**	**Revisão**	**17**	**07**	**Ago**	**2015**
Revisão	**4**	**29**	**Dez**	**1988**	**Revisão**	**11**	**29**	**Jun**	**2001**	**Revisão**	**18**	**25**	**Ago**	**2017**
Revisão	**5**	**05**	**Jun**	**1989**	**Revisão**	**12**	**30**	**Ago**	**2001**	**Revisão**	**19**	**05**	**Dez**	**2018**
Revisão	**6**	**20**	**Nov**	**1989**	**Revisão**	**13**	**15**	**Dez**	**2004**	**Revisão**	**20**	**14**	**Abr**	**2021**

O NÚMERO TOTAL DE PÁGINAS NESTA PUBLICAÇÃO É DE 676, CONFORME RELAÇÃO ABAIXO:

	Nº da página	**Edição**		**Nº da página**	**Edição**		**Nº da página**	**Edição**
*	Título	20		2-12-15	0		2-24-6A a 2-24-6B	18
*	A a C	20		2-12-16 a 2-12-17	10		2-24-7 a 2-24-10	0
	i a xxxii	19		2-12-18 em branco	0		2-25-1 a 2-25-3	18
	xxxiii	3		2-12-19 a 2-12-20	4		2-25-4 em branco	18
	xxxiv	19		2-12-21	0		2-26-1	1
	1-1	0		2-12-22	4		2-26-2 a 2-26-3	0
	1-2	3		2-12-23	0		2-26-4 em branco	0
	1-3	7		2-12-24	4		2-27-1	8
	1-4 em branco	0	*	2-12-24A	20		2-27-2 em branco	0
	2-6-1 a 2-6-4	0		2-12-24B em branco	4		2-27-3	8
	2-6-5	3	*	2-12-25	20		2-27-4	0
	2-6-6 a 2-6-13	0		2-12-26	0		2-27-5	10
	2-6-14	7	*	2-12-27	20		2-27-6 a 2-27-10	0
	2-6-15	0		2-12-28 a 2-12-34	0		2-27-11	8
	2-6-16	10		2-12-35	4		2-27-12	0
	2-6-17 a 2-6-20	7		2-12-36 a 2-12-43	0		2-27-13	4
	2-7-1 a 2-7-2	4		2-12-44 em branco	0		2-27-14 a 2-27-18	0
	2-7-2A	4		2-21-1 a 2-21-2	10		2-27-19	8
	2-7-2B em branco	4		2-21-2A	10		2-27-20	10
	2-7-3	2		2-21-2B em branco	10		2-27-21 a 2-27-25	0
	2-7-4	0		2-21-3	0		2-27-26 em branco	0
	2-7-5	4		2-21-4	4		2-27-27 a 2-27-29	0
	2-7-6	2		2-21-5	0		2-27-30	2
	2-7-7 a 2-7-8	0		2-21-6 em branco	0		2-27-31	0
	2-8-1 a 2-8-3	0		2-21-7 a 2-21-9	10		2-27-32	2
	2-8-4 em branco	0		2-21-10 a 2-21-11	0		2-27-33 a 2-27-34	0
	2-9-1 a 2-9-2	0		2-21-12	4		2-27-35	2
	2-9-3	4		2-21-13	10		2-27-36 a 2-27-37	0
	2-9-4	0		2-21-14 em branco	0		2-27-38 em branco	0
	2-11-1 a 2-11-3	0		2-21-15 a 2-21-16	0		2-28-1	0
	2-11-4 a 2-11-6	7		2-23-1 a 2-23-4	19		2-28-2 a 2-28-3	3
	2-11-7	16		2-23-5 a 2-23-12	0		2-28-4	1
	2-11-8	0		2-23-13 a 2-23-16	19		2-28-5	3
	2-11-9 a 2-11-10	17		2-23-16A a 2-23-16B add	19		2-28-6 a 2-28-7	1
	2-11-11	0		2-23-17 a 2-23-19	0		2-28-8	3
	2-11-12 a 2-11-14	7		2-23-20 em branco	0		2-28-9 a 2-28-12	1
	2-12-1 a 2-12-2	0		2-23-21	0		2-28-13	12
	2-12-3	10		2-23-22 em branco	0		2-28-14	0
	2-12-4	11		2-24-1 a 2-24-2	1		2-28-15	1
	2-12-5 a 2-12-6	4		2-24-2A	1		2-28-16 em branco	1
	2-12-7 a 2-12-10	0		2-24-2B em branco	1		2-28-17	1
	2-12-11 a 2-12-12	11		2-24-3 a 2-24-4	0		2-28-18 a 2-28-19	3
	2-12-13	0		2-24-5	2			
	2-12-14	4		2-24-6	18			

* O asterisco indica páginas alteradas, adicionadas ou canceladas pela presente revisão.

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

INCLUA AS PÁGINAS REVISADAS MAIS RECENTES E DESTRUA AS PÁGINAS CANCELADAS.

Nº da página	Edição	Nº da página	Edição	Nº da página	Edição
2-28-20	0	2-34-2B em branco	1	2-73-5	0
2-29-1 a 2-29-2	0	2-34-3 a 2-34-7	0	2-73-6 em branco	0
2-29-3 a 2-29-4	18	2-34-8 em branco	0	2-73-7	3
2-29-4A	18	2-34-9 a 2-34-10	0	2-73-8 a 2-73-11	0
2-29-4B em branco	18	2-34-11	2	2-73-12 em branco	0
2-29-5 a 2-29-8	18	2-34-12 a 2-34-15	0	2-73-13	3
2-29-9 a 2-29-10	7	2-34-16 em branco	0	2-73-14	9
2-29-11	0	2-34-17	2	2-73-15 a 2-73-18	7
2-29-12	7	2-34-18 a 2-34-20	0	2-73-19	0
2-29-13 a 2-29-15	0	2-34-21	2	2-73-20	9
2-29-16 em branco	0	2-34-22 a 2-34-33	0	2-73-21 a 2-73-24	0
2-29-17 a 2-29-18	4	2-34-34 em branco	0	2-73-25	2
2-29-19	7	2-35-1 a 2-35-4	0	2-73-26 em branco	0
2-29-20 a 2-29-23	0	2-35-5	3	2-73-27 a 2-73-28	0
2-29-24 em branco	0	2-35-6 em branco	0	2-73-29	7
2-29-25 a 2-29-26	0	2-36-1	0	2-73-20 em branco	0
2-29-27	4	2-36-2 em branco	0	2-74-1 a 2-74-3	3
2-29-28	0	2-38-1 a 2-38-2	3	2-74-4	9
2-31-1 a 2-31-7	19	2-39-1	3	2-74-4A a 2-74-4B	9
2-31-7A a 2-31-7B add	19	2-39-2 a 2-39-4	0	2-74-5	0
2-31-8	15	2-51-1 a 2-51-35	0	2-74-6 em branco	0
2-31-9 a 2-31-10	1	2-51-36	6	2-74-7	0
2-31-11 a 2-31-15	15	2-51-37	13	2-74-8 em branco	0
2-31-16 em branco	15	2-51-38	4	2-75-1 a 2-75-3	0
2-32-1 a 2-32-3	0	2-61-1 a 2-61-3	0	2-75-4 em branco	0
2-32-4	4	2-61-4 em branco	0	2-75-5 a 2-75-6	0
2-32-5	0	2-61-5	15	2-76-1 a 2-76-14	4
2-32-6 em branco	0	2-61-6 a 2-61-7	0	2-76-15	13
2-32-7 a 2-32-8	0	2-61-8 em branco	0	2-76-16 a 2-76-18	9
2-32-9	4	2-61-9 a 2-61-11	0	2-77-1	0
2-32-10 em branco	0	2-61-12 em branco	0	2-77-2 a 2-77-3	7
2-32-11 a 2-32-13	0	2-61-13 a 2-61-19	0	2-77-4 em branco	0
2-32-14 em branco	0	2-61-20 em branco	0	2-77-5 a 2-77-6	15
2-32-15 a 2-32-20	4	2-61-21 a 2-61-24	4	2-77-6A	15
2-32-20A	4	2-61-25 a 2-61-27	0	2-77-6B em branco	15
2-32-20B em branco	4	2-61-28 em branco	0	2-77-7 a 2-77-8	0
2-32-21 a 2-32-26	4	2-71-1	0	2-77-9	7
2-32-27 a 2-32-28	0	2-71-2	3	2-77-10 a 2-77-11	0
2-32-29	4	2-71-3	0	2-77-12 em branco	0
2-32-30 a 2-32-35	0	2-71-4 em branco	0	2-77-13 a 2-77-16	0
2-32-36 em branco	0	2-71-5	0	2-78-1 a 2-78-2	0
2-32-37	4	2-71-6 em branco	0	2-79-1	3
2-32-38 a 2-32-39	0	2-71-7	0	2-79-2	0
2-32-40 a 2-32-42	4	2-71-8 em branco	0	2-79-3	3
2-32-43 a 2-32-46	0	2-71-9 a 2-71-13	0	2-79-4 a 2-79-9	0
2-32-47	4	2-71-14	3	2-79-10	7
2-32-48 em branco	0	2-71-15	0	2-79-10A (elim)	7
2-32-49 a 2-32-50	0	2-71-16 em branco	0	2-79-10B (elim)	7
2-32-51 a 2-32-57	4	2-71-17	0	2-79-11	0
2-32-58 a 2-32-59	0	2-71-18	3	2-79-12 em branco	0
2-32-60 a 2-32-62	4	2-72-1	6	2-79-13 a 2-79-15	3
2-33-1 a 2-33-4	15	2-72-2 a 2-72-6	0	2-79-16 em branco	0
2-33-5 a 2-33-13	0	2-72-7 a 2-72-9	6	2-79-17 a 2-79-20	3
2-33-14 em branco	0	2-72-10 a 2-72-12	0	2-80-1 a 2-80-5	0
2-34-1	2	2-73-1	9	2-80-6 em branco	0
2-34-2	1	2-73-2	3	2-94-1	0
2-34-2A	1	2-73-3 a 2-73-4	9	2-94-2	3

* O asterisco indica páginas alteradas, adicionadas ou canceladas pela presente revisão.

INCLUA AS PÁGINAS REVISADAS MAIS RECENTES E DESTRUA AS PÁGINAS CANCELADAS

LISTA DE PÁGINAS EM VIGOR

Nº da página	Edição	Nº da página	Edição	Nº da página	Edição
2-94-3	4				
2-94-4 a 2-94-7	0				
2-94-8	5				
2-94-8A a 2-94-8B	5				
2-94-9	0				
2-94-10	3				
2-94-10A	5				
2-94-10B em branco	3				
2-94-11 a 2-94-13	0				
2-94-14 em branco	0				
2-95-1	0				
2-95-2	3				
2-95-3 a 2-95-9	0				
2-95-10	3				
2-95-11	0				
2-95-12	12				
2-95-13	6				
2-95-14	0				

ESTA PUBLICAÇÃO SUBSTITUI E CANCELA A PUBLICAÇÃO O.T. 1T27-2-00AG-00-1 DATADA DE 10 DE JANEIRO DE 1983.

* O asterisco indica páginas alteradas, adicionadas ou canceladas pela presente revisão.

ÍNDICE

Página

Seção I **COLEÇÃO DE MANUAIS DE MANUTENÇÃO**

1-1. Disposição da Coleção de Manuais de Manutenção 1-1
1-2. Manual – Avião em Geral (AG) 1-1
1-3. Manuais – Guia de Trabalho (GT) 1-1
1-4. Manual – Pesquisa de Panes (PP) 1-1
1-5. Manual – Diagramas de Fiação Elétrica (FE) 1-1
1-6. Manual – Diagramas Esquemáticos (DE) 1-1
1-7. Sistema de Numeração 1-1
1-8. Sistema de Numeração das Ordens Técnicas 1-2
1-9. Listagem da Coleção de Manuais de Manutenção 1-2
1-10. Catálogo Ilustrado de Peças 1-3
1-11. Manual de Reparos Estruturais 1-3
1-12. Manual de Requisitos de Inspeção 1-3

Seção II **DIMENSÕES E ÁREAS (6-00-00)**

2-6-1. Descrição Geral 2-6-1
2-6-2. Dimensões Gerais 2-6-1
2-6-3. Dimensões e Características da Asa 2-6-1
2-6-4. Dimensões e Características dos Flapes 2-6-1
2-6-5. Dimensões dos Ailerons 2-6-1
2-6-6. Dimensões e Características das Empenagens 2-6-1
2-6-7. Dimensões da Fuselagem 2-6-2
2-6-8. Dimensões e Características da Hélice 2-6-2
2-6-9. Dimensão do Trem de Pouso 2-6-2
2-6-10. Movimentos dos Comandos e Deflexões Correspondentes das Superfícies 2-6-2
2-6-11. Dimensões do Porta-Bagagem 2-6-4
2-6-12. Estações – Descrição Geral 2-6-4
2-6-13. Fuselagem 2-6-4
2-6-14. Cabine de Pilotagem 2-6-4
2-6-15. Capota 2-6-4
2-6-16. Compartimento de Sistemas 2-6-4
2-6-17. Porta-Bagagem 2-6-7
2-6-18. Asa 2-6-7
2-6-19. Caixão Central 2-6-7
2-6-20. Bordo de Ataque 2-6-7
2-6-21. Bordo de Fuga 2-6-7

Página

Seção II DIMENSÕES E ÁREAS (6-00-00) (Continuação)

2-6-22. Ponta de Asa 2-6-7
2-6-23. Aileron 2-6-7
2-6-24. Flape 2-6-7
2-6-25. Empenagens 2-6-7
2-6-26. Zoneamento– Descrição Geral 2-6-7
2-6-27. Portas de Acesso e Janelas de Inspeção – Descrição 2-6-7

Seção II SUSPENSÃO, IÇAMENTO E ESCORAMENTO (7-00-00)

2-7-1. Descrição Geral 2-7-1
2-7-2. Suspensão em Macacos 2-7-1
2-7-2A. Suspensão Parcial em Macaco 2-7-1
2-7-3. Operação de Suspensão em Macacos 2-7-1
2-7-3A. Suspensão e Içamento em Emergência 2-7-2
2-7-4. Içamento e Escoramento do Motor 2-7-2
2-7-5. Operação de Içamento e de Escoramento do Motor 2-7-4
2-7-6. Içamento e Escoramento da Hélice 2-7-4
2-7-7. Operação de Içamento e Escoramento da Hélice 2-7-4
2-7-8. Escoramento da Asa 2-7-4
2-7-9. Operação de Escoramento da Asa 2-7-4
2-7-10. Içamento e Escoramento da Fuselagem 2-7-4
2-7-11. Operação de Escoramento da Fuselagem 2-7-5
2-7-12. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-7-5

Seção II NIVELAMENTO E PESAGEM (8-00-00)

2-8-1. Descrição Geral 2-8-1
2-8-2. Nivelamento da Aeronave 2-8-1
2-8-3. Operação de Pesagem da Aeronave 2-8-1
2-8-4. Equipamento de Apoio no Solo 2-8-1
2-8-5. Material de Consumo 2-8-1

Seção II REBOQUE E TÁXI (9-00-00)

2-9-1. Descrição Geral 2-9-1
2-9-2. Operação de Reboque Manual 2-9-2
2-9-3. Operação de Reboque com Trator 2-9-2
2-9-4. Operação de Táxi 2-9-3
2-9-5. Equipamento de Apoio no Solo 2-9-3
2-9-6. Material de Consumo 2-9-3

Seção II MARCAÇÕES E ESQUEMAS DE CORES EXTERNOS (11-10-00)

2-11-1. Descrição Geral 2-11-1

Página

Seção II LETREIROS E MARCAÇÕES EXTERNOS (11-20-00)

2-11-2. Descrição Geral 2-11-3

Seção II LETREIROS E MARCAÇÕES INTERNOS (11-30-00)

2-11-3. Descrição Geral 2-11-11

Seção II SERVIÇOS (12-00-00)

2-12-1. Descrição Geral 2-12-1
2-12-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-12-1

Seção II REABASTECIMENTO E DRENAGENS (12-10-00)

2-12-2. Serviços no Sistema de Combustível 2-12-5
2-12-4. Controle, Prevenção e Tratamento da Corrosão Provocada por Microorganismos nos Tanques de Combustível 2-12-5
2-12-5. Verificação da Concentração de Água em Solução no Combustível 2-12-6
2-12-6. Aplicação Preventiva e Sistemática de Produtos Biostáticos 2-12-6
2-12-7. Análise Periódica da Presença de Microorganismos nos Tanques 2-12-6
2-12-8. Aplicação Corretiva de Biocidas 2-12-10
2-12-9. Controle de Fornecedores de Combustível 2-12-10
2-12-10. Serviços no Sistema de Oxigênio 2-12-10
2-12-11. Sistema de Oxigênio de Emergência 2-12-10
2-12-12. Serviços do Sistema de Lubrificação do Motor 2-12-11
2-12-13. Serviços no Sistema Hidráulico 2-12-12
2-12-14. Serviços no Trem de Pouso 2-12-12
2-12-15. Serviços na Bateria 2-12-12
2-12-16. Serviços no Compressor de Refrigerante do Sistema de Ar Condicionado 2-12-17

Seção II SERVIÇOS PROGRAMADOS (12-20-00)

2-12-17. Informações Gerais 2-12-19
2-12-18. Lubrificação 2-12-19
2-12-19. Limpeza da Aeronave 2-12-20
2-12-20. Lavagem do Compressor 2-12-20

Seção II SERVIÇOS NÃO PROGRAMADOS (12-30-00)

2-12-21. Preservação do Avião 2-12-43
2-12-22. Despreservação do Avião 2-12-43

Seção II SISTEMA DE AR CONDICIONADO (21-00-00)

2-21-1. Descrição Geral 2-21-1

Página

Seção II SISTEMA DE AR CONDICIONADO (21-00-00) (Continuação)

2-21-2. Operação do Sistema 2-21-1

Seção II DISTRIBUIÇÃO DE AR (21-20-00)

2-21-3. Descrição 2-21-3
2-21-4. Caixa de Distribuição 2-21-3
2-21-5. Válvula de Ventilação 2-21-3
2-21-6. Ventilador 2-21-3

Seção II AQUECIMENTO (21-40-00)

2-21-7. Descrição 2-21-5

Seção II REFRIGERAÇÃO (21-50-00)

2-21-8. Descrição 2-21-7
2-21-9. Refrigerante R-12 (41) /Refrigerante SUVA 134a (HFC 134a) (42) 2-21-7
2-21-10. Compressor 2-21-7
2-21-11. Controle de Pressão 2-21-7
2-21-12. Condensadores 2-21-8
2-21-13. Reservatório/Filtro Secador 2-21-8
2-21-14. Visor Indicador de Umidade 2-21-8
2-21-15. Válvulas de Serviço 2-21-8
2-21-16. Válvula de Alívio 2-21-8
2-21-17. Válvula de Expansão 2-21-13
2-21-18. Evaporador 2-21-13

Seção II CONTROLE DE TEMPERATURA (21-60-00)

2-21-19. Descrição 2-21-15

Seção II SISTEMAS DE COMUNICAÇÃO (23-00-00)

2-23-1. Descrição Geral 2-23-1
2-23-1A. Equipamentos de Apoio e Materiais de Consumo 2-23-1

Seção II SISTEMA DE VHF (23-20-00)

2-23-2. Descrição do Sistema de VHF 2-23-5
2-23-3. Operação do Sistema de VHF 2-23-5

Seção II SISTEMA DE UHF (23-21-00)

2-23-4. Descrição do Sistema de UHF 2-23-9
2-23-5. Operação do Sistema de UHF 2-23-10

Página

Seção II SISTEMA DE INTEGRAÇÃO DE ÁUDIO (23-50-00)

2-23-6. Descrição do Sistema de Integração de Áudio (54) 2-23-13
2-23-6A. Descrição do Sistema de Integração de Áudio (55) 2-23-14
2-23-7. Operação do Sistema de Integração de Áudio (54) 2-23-15
2-23-7. Operação do Sistema de Integração de Áudio (55) 2-23-15

Seção II SISTEMA DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO (23-51-00)

2-23-8. Descrição do Sistema de Transferência de Rádio 2-23-17
2-23-9. Operação do Sistema de Transferência de Rádio 2-23-17

Seção II SISTEMA DE DESCARGA ESTÁTICA (23-60-00)

2-23-10. Descrição do Sistema de Descarga Estática 2-23-21
2-23-11. Operação do Sistema de Descarga Estática 2-23-21

Seção II SISTEMA DE ENERGIA ELÉTRICA (24-00-00)

2-24-1. Descrição Geral 2-24-1
2-24-1A. Equipamentos de Apoio e Materiais de Consumo 2-24-1

Seção II SISTEMA DE GERAÇÃO AC (24-20-00)

2-24-2. Descrição Geral 2-24-3
2-24-3. Operação do Sistema de Geração AC 2-24-3

Seção II SISTEMA DE GERAÇÃO DC (24-30-00)

2-24-4. Descrição Geral 2-24-5
2-24-5. Operação do Sistema de Geração DC 2-24-5

Seção II SISTEMA DE FONTE EXTERNA (24-40-00)

2-24-6. Descrição Geral 2-24-7
2-24-7. Operação do Sistema de Fonte Externa 2-24-7

Seção II SISTEMA DE DISTRIBUIÇÃO DE ENERGIA ELÉTRICA (24-50-00)

2-24-8. Descrição Geral 2-24-9

Seção II SISTEMA TRANSMISSOR - LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA (25-60-00)

2-25-1. Descrição Geral 2-25-1
2-25-2. Operação do Transmissor - Localizador de Emergência 2-25-1

Página

Seção II SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO (26-00-00)

2-26-1. Descrição Geral 2-26-1
2-26-2. Detector de Fogo 2-26-1
2-26-3. Operação do Sistema 2-26-1
2-26-4. Equipamentos de Apoio 2-26-1

Seção II SISTEMA DE COMANDOS DE VÔO (27-00-00)

2-27-1. Descrição Geral 2-27-1

Seção II SISTEMAS DE COMANDO E COMPENSAÇÃO DOS AILERONS (27-10-00)

2-27-2. Descrição do Sistema de Comando dos Ailerons 2-27-3
2-27-3. Operação do Sistema de Comando dos Ailerons 2-27-3
2-27-4. Descrição do Sistema de Compensação dos Ailerons 2-27-3
2-27-5. Operação do Sistema de Compensação dos Ailerons 2-27-3
2-27-6. Manches 2-27-4
2-27-7. Ailerons 2-27-4
2-27-8. Compensadores dos Ailerons 2-27-4
2-27-9. Atuadores Lineares dos Sistemas de Compensação 2-27-4
2-27-10. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-27-4

Seção II SISTEMAS DE COMANDO E COMPENSAÇÃO DO LEME DE DIREÇÃO (27-20-00)

2-27-11. Descrição do Sistema de Comando do Leme 2-27-11
2-27-12. Operação do Sistema de Comando do Leme 2-27-11
2-27-13. Descrição do Sistema de Compensação do Leme 2-27-11
2-27-14. Operação do Sistema de Compensação do Leme 2-27-11
2-27-15. Pedais 2-27-11
2-27-16. Leme 2-27-13
2-27-17. Compensador do Leme 2-27-12
2-27-18. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-27-12

Seção II SISTEMAS DE COMANDO E COMPENSAÇÃO DOS PROFUNDORES (27-30-00)

2-27-19. Descrição do Sistema de Comando do Profundor 2-27-19
2-27-20. Operação do Sistema de Comando do Profundor 2-27-19
2-27-21. Descrição do Sistema de Compensação do Profundor 2-27-19
2-27-22. Operação do Sistema de Compensação do Profundor 2-27-19
2-27-23. Profundor 2-27-19
2-27-24. Compensador do Profundor 2-27-20
2-27-25. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-27-20

Seção II SISTEMA DE COMANDO DOS FLAPES (27-50-00)

2-27-26. Descrição do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-27
2-27-27. Descrição do Subsistema de Comando e Atuação do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-27

Página

Seção II **SISTEMA DE COMANDO DOS FLAPES (27-50-00) (Continuação)**

2-27-28. Operação do Subsistema de Comando e Atuação do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-27
2-27-29. Descrição do Subsistema de Controle do Sistema de Acionamento dos Flapes . 2-27-27
2-27-30. Operação do Subsistema de Controle do Sistema de Acionamento dos Flapes . 2-27-28
2-27-31. Descrição do Subsistema de Interligação Mecânica do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-28
2-27-32. Operação do Subsistema de Interligação Mecânica do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-28
2-27-33. Descrição do Subsistema de Indicação do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-28
2-27-34. Operação do Subsistema de Indicação do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-29
2-27-36. Atuadores Lineares dos Flapes 2-27-29
2-27-37. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-27-29

Seção II **TRAVA DOS COMANDOS (27-70-00)**

2-27-38. Trava dos Comandos 2-27-37

Seção II **SISTEMA DE COMBUSTÍVEL (28-00-00)**

2-28-1. Descrição Geral 2-28-1
2-28-2. Operação do Sistema de Combustível 2-28-1
2-28-3. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-28-2

Seção II **ARMAZENAMENTO (28-10-00)**

2-28-4. Descrição 2-28-5
2-28-5. Sistema de Ventilação 2-28-5
2-28-6. Tanques de Combustível 2-28-5
2-28-7. Tipos de Selagem dos Tanques Integrais de Combustível 2-28-9
2-28-8. Selagem entre Superfícies de Contacto (Selagem Interface) 2-28-9
2-28-9. Selagem por Filetagem 2-28-9
2-28-10. Selagem por Cobertura 2-28-9

Seção II **ALIMENTAÇÃO (28-20-00)**

2-28-11. Descrição 2-28-11
2-28-12. Pescador de Combustível Móvel (3) 2-28-11
2-28-12A. Pescador de Combustível Fixo 2-28-11
2-28-13. Válvula de Corte Manual 2-28-11
2-28-14. Bombas de Combustível 2-28-11
2-28-15. Contactores Manométricos das Bombas de Combustível 2-28-11
2-28-16. Válvulas Unidirecionais 2-28-12
2-28-17. Bombas Ejetoras 2-28-12

Página

Seção II ALIMENTAÇÃO (28-20-00) (Continuação)

2-28-18. Válvula de Alívio 2-28-12
2-28-19. Filtro de Combustível 2-28-12
2-28-20. Contactor Manométrico do Filtro de Combustível 2-28-12
2-28-21. Válvula de Corte do Sistema 2-28-12
2-28-22. Contactor Manométrico de Indicação de Baixa Pressão Pressão de Combustível 2-28-15

Seção II INDICAÇÃO (28-40-00)

2-28-23. Descrição 2-28-17
2-28-24. Sistema Mecânico de Indicação de Quantidade de Combustível 2-28-17

Seção II SISTEMA HIDRÁULICO (29-00-00)

2-29-1. Descrição Geral 2-29-1
2-29-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-29-1

Seção II SISTEMA PRINCIPAL (29-10-00)

2-29-3. Descrição Geral 2-29-5
2-29-4. Operação do Sistema Principal 2-29-5
2-29-5. Bomba Manual 2-29-5
2-29-6. Pré-filtro 2-29-5
2-29-7. Reservatório Hidráulico 2-29-5
2-29-8. Válvula de Corte Hidráulico 2-29-10
2-29-9. Bomba Hidráulica 2-29-10
2-29-10. Tomadas Externas 2-29-10
2-29-11. Filtro de Pressão 2-29-10
2-29-12. Contactor Manométrico 2-29-10

Seção II SISTEMA DE EMERGÊNCIA (29-20-00)

2-29-13. Descrição Geral 2-29-17
2-29-14. Operação do Sistema de Emergência 2-29-17
2-29-15. Válvula-Solenóide de Carregamento do Sistema de Emergência 2-29-17
2-29-16. Acumulador de Emergência 2-29-17
2-29-17. Contactores Manométricos 2-29-20
2-29-18. Válvula de Descarga do Acumulador 2-29-20
2-29-19. Válvula de Alívio 2-29-20

Seção II SISTEMA DE INDICAÇÃO E ALARME (29-30-00)

2-29-20. Descrição Geral e Funcionamento 2-29-25
2-29-21. Manômetro 2-29-25

Seção II SISTEMAS DE INDICAÇÃO E REGISTRO (31-00-00)

2-31-1. Descrição Geral 2-31-1

Página

Seção II **SISTEMAS DE INDICAÇÃO E REGISTRO (31-00-00) (Continuação)**

2-31-2. Painel Múltiplo de Alarmes 2-31-1
2-31-2A. Equipamentos de Apoio e Material de Consumo 2-31-1
2-31-3. Operação do Sistema 2-31-4
2-31-4. Sistema de Alarme Geral 2-31-4
2-31-5. Painel de Avisos 2-31-6
2-31-6. Sistema de Alarme Sonoro (54) 2-31-6
2-31-6A. Sistema de Alarme Sonoro (55) 2-31-7A
2-31-7. Relógio-cronômetro 2-31-7B
2-31-8. Acelerômetro 2-31-7B
2-31-9. Sistema de Medidor de Fadiga (47) 2-31-7B
2-31-10. Medidor de Fadiga (47) 2-31-8
2-31-11. Sistema de Medição de Fadiga (48) 2-31-12
2-31-12. Abreviaturas não Padronizadas (48) 2-31-12
2-31-13. Descrição Geral (48) 2-31-12
2-31-14. Operação do Medidor de Fadiga (48) 2-31-13

Seção II **TREM DE POUSO (32-00-00)**

2-32-1. Descrição Geral 2-32-1
2-32-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-32-1

Seção II **TREM DE POUSO PRINCIPAL E PORTAS (32-10-00)**

2-32-3. Descrição Geral 2-32-7

Seção II **TREM DE POUSO DE NARIZ E PORTAS (32-20-00)**

2-32-4. Descrição Geral 2-32-11

Seção II **EXTENSÃO E RETRAÇÃO (32-30-00)**

2-32-5. Descrição Geral 2-32-15
2-32-6. Operação do Sistema de Extensão e Retração do Trem de Pouso 2-32-15
2-32-7. Alavanca do Trem de Pouso na Posição Neutro 2-32-15
2-32-8. Recolhimento do Trem de Pouso, Sistema Normal 2-32-15
2-32-9. Recolhimento do Trem de Pouso, Emergência 2-32-15
2-32-10. Abaixamento do Trem de Pouso, Sistema Normal 2-32-21
2-32-11. Abaixamento do Trem de Pouso, Sistema de Emergência 2-32-21
2-32-12. Painel de Comando do Trem 2-32-21
2-32-13. Unidade de Controle 2-32-21
2-32-14. Trava "EMBAIXO" do Trem de Pouso Principal e de Nariz 2-32-28
2-32-15. Trava "EM CIMA" dos Trens de Pouso Principais e de Nariz 2-32-28
2-32-16. Atuadores Hidráulicos 2-32-28

Página

Seção II SISTEMA DE FREIOS E RODAS (32-40-00)

2-32-17. Válvulas Restritoras 2-32-31
2-32-18. Válvula Lançadeira 2-32-31
2-32-19. Alavanca de Comando do Trem (Abaixamento de Emergência) 2-32-31
2-32-20. Válvula Seletora de Abaixamento do Trem em Emergência 2-32-31
2-32-21. Descrição Geral 2-32-37
2-32-22. Operação do Sistema de Freio 2-32-37
2-32-23. Reservatório do Freio 2-32-37
2-32-24. Cilindros Mestres do Freio 2-32-37
2-32-25. Válvula do Freio de Estacionamento 2-32-37
2-32-26. Válvula Lançadeira 2-32-42
2-32-27. Conjunto de Freio 2-32-42
2-32-28. Conjunto da Roda do Trem Principal 2-32-42
2-32-29. Conjunto da Roda do Trem de Nariz 2-32-43

Seção II SISTEMA DIRECIONAL (32-50-00)

2-32-30. Descrição Geral 2-32-45
2-32-31. Operação do Sistema Direcional 2-32-45
2-32-32. Batente Primário 2-32-45
2-32-33. Batente Secundário 2-32-45

Seção II SISTEMA DE INDICAÇÃO E ALARME (32-60-00)

2-32-34. Descrição Geral do Sistema de Indicação 2-32-49
2-32-35. Operação do Sistema de Indicação 2-32-49
2-32-36. Trens Travados "EMBAIXO" e Portas "FECHADAS" 2-32-49
2-32-37. Trens em "TRÂNSITO" e Portas "ABERTAS" 2-32-49
2-32-38. Trens Travados "EM CIMA" e Portas "FECHADAS" 2-32-51
2-32-39. Trens Travados "EMBAIXO" com indicação do BIP 2-32-51
2-32-40. Trens Travados "EMBAIXO" e Portas "ABERTAS" (Abaixamento dos Trens em Emergência) 2-32-51
2-32-41. Descrição Geral do Sistema de Alarme 2-32-52
2-32-42. Operação do Sistema de Alarme 2-32-52
2-32-43. Alarme do Trem com Manete de Potência 2-32-52
2-32-44. Alarme do Trem com o Flape 2-32-52
2-32-45. Alarme do Trem com o Velocímetro 2-32-52

Seção II SISTEMA DE ILUMINAÇÃO (33-00-00)

2-33-1. Descrição Geral 2-33-1
2-33-2. Luzes de Cabine 2-33-1
2-33-3. Iluminação de Painéis, Instrumentos e Inscrições 2-33-1
2-33-4. Faróis de Aterragem e de Táxi 2-33-1

Página

Seção II SISTEMA DE ILUMINAÇÃO (33-00-00) (Continuação)

2-33-5. Luzes de Posição e Anticolisão 2-33-1
2-33-6. Luzes de Formação 2-33-2
2-33-7. Equipamento de Apoio 2-33-2

Seção II SISTEMA DE NAVEGAÇÃO (34-00-00)

2-34-1. Descrição Geral 2-34-1
2-34-1A. Equipamentos de Apoio e Materiais de Consumo 2-34-1

Seção II DADOS AMBIENTAIS DE VÔO (34-10-00)

2-34-2. Descrição 2-34-3
2-34-3. Operação 2-34-4

Seção II ATITUDE E DIREÇÃO (34-20-00)

2-34-4. Descrição do Sistema de Bússola Giromagnética 2-34-9
2-34-5. Operação 2-34-10
2-34-6. Descrição da Bússola Magnética 2-34-10
2-34-7. Descrição do Indicador de Atitude 2-34-10
2-34-8. Descrição do Indicador de Curva e Derrapagem 2-34-13

Seção II AUXÍLIOS PARA POUSO (34-30-00)

2-34-9. Descrição do Sistema ILS e MB 2-34-17
2-34-10. Operação do "Localizer" 2-34-17
2-34-11. Operação do "Glide Slope" 2-34-18
2-34-12. Operação do "Marker Beacon" 2-34-18

Seção II DEPENDENTES PARA DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO (34-50-00)

2-34-13. Descrição do Sistema VOR 2-34-21
2-34-14. Operação do Sistema VOR 2-34-22
2-34-15. Descrição do Sistema ADF 2-34-25
2-34-16. Operação do Sistema ADF 2-34-25
2-34-17. Descrição do Sistema DME 2-34-26
2-34-18. Operação do Sistema DME 2-34-30
2-34-19. Descrição do Sistema de Transponder 2-34-30
2-34-20. Operação do Sistema de Transponder 2-34-30

Seção II SISTEMA DE OXIGÊNIO (35-00-00)

2-35-1. Descrição Geral 2-35-1
2-35-2. Operação do Sistema 2-35-1
2-35-3. Sistema de Oxigênio de Emergência 2-35-2

Página

Seção II SISTEMA DE OXIGÊNIO (35-00-00) (Continuação)

2-35-4. Correção da Pressão Indicada em Função da Temperatura 2-35-2
2-35-5. Tempo de Consumo do Sistema de Oxigênio 2-35-2
2-35-6. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-35-2

Seção II ENERGIA PNEUMÁTICA (36-00-00)

2-36-1. Descrição 2-36-1

Seção II ÁGUAS E DETRITOS (38-00-00)

2-38-1. Descrição Geral 2-38-1

Seção II PAINÉIS ELÉTRICOS/ELETRÔNICOS (39-00-00)

2-39-1. Descrição Geral 2-39-1
2-39-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-39-1

Seção II ESTRUTURA (51-00-00)

2-51-1. Descrição Geral 2-51-1
2-51-2. Métodos de Produção 2-51-1
2-51-3. Acessibilidade e Provisão para Inspeção e Manutenção 2-51-1
2-51-4. Proteção contra Corrosão 2-51-2
2-51-5. Subdivisões da Estrutura 2-51-2
2-51-6. Fuselagem – Geral 2-51-2
2-51-7. Fuselagem Dianteira 2-51-3
2-51-8. Carenagem da Entrada de Ar do Motor 2-51-4
2-51-9. Berço do Motor 2-51-4
2-51-10. Capô 2-51-4
2-51-11. Trem de Pouso de Nariz 2-51-4
2-51-13. Fuselagem Central Superior 2-51-4
2-51-14. Cabine de Tripulantes 2-51-8
2-51-15. Capota 2-51-10
2-51-16. Porta do Bagageiro 2-51-11
2-51-17. Fuselagem Central Inferior 2-51-11
2-51-18. Fuselagem Traseira 2-51-11
2-51-19. Asa – Geral 2-51-15
2-51-20. Caixão Central 2-51-15
2-51-21. Trem de Pouso Principal – Geral 2-51-18
2-51-23. Bordo de Ataque 2-51-18
2-51-24. Bordo de Fuga 2-51-21
2-51-25. Ponta de Asa 2-51-21
2-51-26. Aileron 2-51-21

Página

Seção II ESTRUTURA (51-00-00) (Continuação)

2-51-27. Compensador do Aileron 2-51-21
2-51-28. Flape 2-51-25
2-51-29. Empenagem 2-51-25
2-51-30. Estabilizador Horizontal 2-51-26
2-51-31. Profundor 2-51-26
2-51-32. Compensador do Profundor 2-51-31
2-51-33. Estabilizador Vertical 2-51-31
2-51-34. Leme de Direção 2-51-31
2-51-35. Compensador do Leme 2-51-31
2-51-36. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-51-36

Seção II SISTEMA DE HÉLICE (61-00-00)

2-61-1. Descrição Geral 2-61-1
2-61-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-61-2

Seção II HÉLICE (61-10-00)

2-61-3. Descrição Geral 2-61-5
2-61-4. Ângulos das Pás da Hélice 2-61-5
2-61-5. Particularidades sobre Manutenção da Hélice 2-61-6

Seção II SISTEMA DE CONTROLE (61-20-00)

2-61-6. Descrição Geral 2-61-9
2-61-7. Particularidades sobre Manutenção do Sistema de Controle da Hélice 2-61-9

Seção II GOVERNADOR DE HÉLICE (61-20-01)

2-61-8. Descrição Geral 2-61-13
2-61-9. Operação da Unidade de Velocidade Constante 2-61-13
2-61-10. Operação da Válvula Beta 2-61-13
2-61-11. Operação da Seção Governadora de N_f 2-61-16

Seção II GOVERNADOR DE SOBREVELOCIDADE (61-20-02)

2-61-12. Descrição Geral 2-61-17
2-61-13. Operação do Governador de Sobrevelocidade 2-61-17

Seção II SISTEMA DE EMBANDEIRAMENTO DA HÉLICE (61-21-00)

2-61-14. Descrição Geral 2-61-21
2-61-15. Operação do Sistema 2-61-21

Página

Seção II SISTEMA DE EMBANDEIRAMENTO DA HÉLICE (61-21-00) (Continuação)

2-61-16. Particularidades sobre Operação e Manutenção do Sistema 2-61-21

Seção II INDICAÇÃO DO SISTEMA DE HÉLICE (61-40-00)

2-61-17. Generalidades 2-61-25
2-61-18. Sistema de Alarme da Faixa de Beta 2-61-25

Seção II GRUPO TURBOPROPULSOR (71-00-00)

2-71-1. Descrição Geral 2-71-1
2-71-2. Sistemas do Grupo Turbopropulsor 2-71-2
7-71-3. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-71-2

Seção II SISTEMA DE LAVAGEM DO COMPRESSOR (71-01-00)

2-71-4. Descrição Geral 2-71-5
2-71-5. Sistema de Lavagem do Compressor 2-71-5

Seção II CAPÔ DO MOTOR (71-10-00)

2-71-6. Descrição Geral 2-71-7
2-71-7. Capô 2-71-7
2-71-8. Carenagem Frontal 2-71-7

Seção II FIXAÇÃO DO MOTOR (71-20-00)

2-71-9. Descrição Geral 2-71-9
2-71-10. Berço do Motor 2-71-9
2-71-11. Amortecedores Elásticos 2-71-9

Seção II ANÉIS DE FOGO (71-30-00)

2-71-12. Descrição Geral 2-71-11

Seção II SISTEMA DE INDUÇÃO DE AR (71-60-00)

2-71-13. Descrição Geral 2-71-13
2-71-14. Separação Inercial 2-71-13
2-71-15. Operação do Sistema de Separação Inercial 2-71-13

Seção II DRENOS DO MOTOR (71-70-00)

2-71-16. Descrição Geral 2-71-17
2-71-17. Drenagem Associada ao Tanque Coletor 2-71-17

Página

Seção II DRENOS DO MOTOR (71-70-00) (Continuação)

7-71-18. Drenagens Associadas ao Tubo Coletor de Drenos 2-71-17

Seção II MOTOR (72-00-00)

2-72-1. Descrição Geral 2-72-1
2-72-2. Seção do Compressor 2-72-1
2-72-3. Seção da Câmara de Combustão 2-72-1
2-72-4. Seção das Turbinas 2-72-3
2-72-5. Seção de Escapamento 2-72-3
2-72-6. Seção da Caixa de Acessórios 2-72-3
2-72-7. Seção do Tanque de Óleo 2-72-3
2-72-8. Seção da Caixa de Redução 2-72-3
2-72-9. Características do Motor 2-72-3
2-72-10. Limitações do Motor 2-72-3
2-72-11. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-72-3

Seção II SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR E CONTROLE (73-00-00)

2-73-1. Descrição Geral 2-73-1
2-73-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-73-1

Seção II AQUECEDOR DE COMBUSTÍVEL (73-10-00)

2-73-3. Descrição Geral 2-73-7
2-73-4. Bomba de Combustível 2-73-8
2-73-5. Linhas de Combustível e Injetores 2-73-9
2-73-6. Válvula de Isolamento do Retorno do FCU 2-73-9
2-73-7. Tanque Coletor de Drenos 2-73-9

Seção II SISTEMA DE CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DO MOTOR (73-20-00)

2-73-8. Descrição Geral 2-73-13
2-73-9. Operação do Sistema de Controle do Combustível do Motor 2-73-13

Seção II UNIDADE DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL (FCU) (73-20-01)

2-73-10. Descrição Geral 2-73-19
2-73-11. Seção Medidora 2-73-19
2-73-12. Seção Governadora 2-73-19
2-73-13. Seção Pneumática 2-73-20

Seção II DIVISOR DE FLUXO (73-20-02)

2-73-14. Descrição Geral e Operação 2-73-21

Página

Seção II **DIVISOR DE FLUXO (73-20-02) (Continuação)**

2-73-15. Corte de Combustível e Drenagem 2-73-21

Seção II **SISTEMA PNEUMÁTICO DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL (73-21-00)**

2-73-16. Sistema de P_3 2-73-23
2-73-17. Sistema de P_y 2-73-23
2-73-18. Governador da Turbina de Potência (N_f) 2-73-23
2-73-19. Controlador de Torque 2-73-25

Seção II **INDICAÇÃO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR (73-30-00)**

2-73-20. Descrição 2-73-27

Seção II **SISTEMA DE IGNIÇÃO (74-00-00)**

2-74-1. Descrição Geral 2-74-1
2-74-2. Operação do Sistema de Ignição 2-74-1
2-74-3. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-74-1

Seção II **UNIDADE EXCITADORA DE IGNIÇÃO (74-10-00)**

2-74-4. Descrição Geral 2-74-5

Seção II **IGNITORES (74-20-00)**

2-74-5. Descrição Geral 2-74-7

Seção II **AR DO MOTOR (75-00-00)**

2-75-1. Descrição Geral 2-75-1
2-75-2. Pressurização dos Selos - Labirinto e Sistema de Arrefecimento das Turbinas e das Aletas - Guia do Motor 2-75-1
2-75-3. Sangria de Ar para o Sistema de Controle de Combustível do Motor 2-75-1
2-75-4. Válvula de Sangria do Compressor 2-75-1
2-75-5. Sangria de Ar para os Sistemas da Aeronave 2-75-1
2-75-6. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-75-1

Seção II **VÁLVULA DE SANGRIA DO COMPRESSOR (75-30-00)**

2-75-7. Descrição Geral 2-75-5
2-75-8. Operação da Válvula de Sangria do Compressor 2-75-5

Seção II **CONTROLES DO MOTOR (76-00-00)**

2-76-1. Geral 2-76-1

Página

Seção II **CONTROLES DO MOTOR (76-00-00) (Continuação)**

2-76-2. Faixa de Táxi e Reverso 2-76-1
2-76-3. Posição de Corte e Bandeira 2-76-1
2-76-4. Faixa de Potência 2-76-2
2-76-5. Faixa de Potência Máxima 2-76-2
2-76-6. Trava de Corte 2-76-2
2-76-6A. Batente de Fricção (FEEL) 2-76-2
2-76-7. Botão de Fricção 2-76-2
2-76-8. Conjunto de Cames 2-76-2
2-76-9. Came de Hélice 2-76-9
2-76-10. Batentes Ajustáveis de Fim de Curso 2-76-9
2-76-11. Cabos Teleflex 2-76-9
2-76-12. Microcontactores 2-76-9
2-76-13. Posto de Pilotagem Traseiro 2-76-14
2-76-14. Posto de Pilotagem Dianteiro 2-76-14
2-76-15. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-76-14
2-76-16 Controle Manual de Acionamento de Combustível no FCU em Emergência (MOC - Manual Override Control) (40) 2-76-15

Seção II **SISTEMA DE INDICAÇÃO DO MOTOR (77-00-00)**

2-77-1. Descrição Geral 2-77-1
2-77-2. Operação do Sistema de Indicação do Motor 2-77-1
2-77-3. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-77-1

Seção II **SISTEMA DE INDICAÇÃO DE TORQUE (77-11-00)**

2-77-4. Descrição Geral 2-77-5
2-77-5. Torquímetro 2-77-5
2-77-6. Transmissor de Torque (49) (50) 2-77-5
2-77-7. Indicadores (50) 2-77-6

Seção II **SISTEMA DE INDICAÇÃO DE ROTAÇÃO DO MOTOR (N_g E N_h) (77-12-00)**

2-77-8. Descrição Geral 2-77-9
2-77-9. Operação do Sistema 2-77-9

Seção II **SISTEMA DE INDICAÇÃO DE TEMPERATURA INTERTURBINAS (T_5) DO MOTOR (77-20-00)**

2-77-10. Descrição Geral 2-77-13
2-77-11. Particularidades sobreManutenção do Sistema 2-77-13

Seção II **DUCTOS DE ESCAPAMENTO (78-10-00)**

2-78-1. Descrição Geral 2-78-1
2-78-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-78-1

Página

Seção II ÓLEO DO MOTOR (79-00-00)

2-79-1. Descrição Geral 2-79-1
2-79-2. Tanque de Óleo 2-79-1
2-79-3. Sistema de Pressão de Óleo 2-79-1
2-79-4. Sistema de Retorno de Óleo 2-79-2
2-79-5. Sistema de Respiro de Óleo 2-79-7
2-79-6. Sistema de Indicação e Alarme do Sistema de Lubrificação 2-79-8
2-79-7. Particularidades sobre Manutenção do Sistema de Lubrificação 2-79-9
2-79-8. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-79-9

Seção II SISTEMA DE INDICAÇÃO DE ÓLEO DO MOTOR (79-30-00)

2-79-9. Descrição Geral 2-79-13
2-79-10. Sistema de Indicação da Pressão de Óleo 2-79-13
2-79-11. Sistema de Indicação da Temperatura de Óleo 2-79-13

Seção II SISTEMA DE ALARMES DE ÓLEO DO MOTOR (79-33-00)

2-79-12. Descrição Geral 2-79-17
2-79-13. Sistema de Alarme de Baixa Pressão de Óleo 2-79-17
2-79-14. Sistema de Alarme de Presença de Limalhas 2-79-18

Seção II SISTEMA DE PARTIDA (80-00-00)

2-80-1. Descrição Geral 2-80-1
2-80-2. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-80-1

Seção II ACIONAMENTO (80-10-00)

2-80-3. Descrição Geral 2-80-3
2-80-4. Operação do Circuito de Partida 2-80-3

Seção II SISTEMA DE ARMAMENTO (94-00-00)

2-94-1. Descrição Geral 2-94-1
2-94-2. Capacidade de Armamento 2-94-1
2-94-3. Controles do Armamento 2-94-1
2-94-4. Painel de Controle do Armamento 2-94-2
2-94-5. Painel Repetidor de Armamento 2-94-3
2-94-6. Comandos Salvo 2-94-3
2-94-7. Chave de Disparo/Salvo no Solo 2-94-3
2-94-8. Chave de Corte de Armamento 2-94-5
2-94-9. Botões de Disparo 2-94-5

Página

Seção II **SISTEMA DE ARMAMENTO (94-00-00) (Continuação)**

2-94-10. Caixa de Relés 2-94-6
2-94-11. Visor de Tiro 2-94-6
2-94-12. Disjuntores 2-94-6
2-94-13. Pilones Subalares 2-94-8
2-94-14. Sistema de Metralhadoras 2-94-8
2-94-15. Sistema de Bombas 2-94-10
2-94-16. Sistema de Foguetes 2-94-10
2-94-17. Operação do Sistema de Armamento 2-94-10

Seção II **SISTEMA DE ABANDONO E SEGURANÇA DA TRIPULAÇÃO (95-00-00)**

2-95-1. Descrição Geral 2-95-1
2-95-2. Assento Ejetável 2-95-1
2-95-3. Estrutura do Assento 2-95-1
2-95-4. Sistema de Amarração 2-95-1
2-95-5. Sistema de Disparo 2-95-1
2-95-6. Sistema de Controle e Atuação 2-95-1
2-95-11. Sistema de Oxigênio de Emergência 2-95-6
2-95-12. Sistema de Posicionamento Vertical do Assento 2-95-8
2-95-13. "Kit" de Sobrevivência 2-95-10
2-95-14. Cordão Explosivo da Capota 2-95-10
2-95-15. Operação do Assento Ejetável MB MK8L 2-95-11
2-95-16. Equipamento de Apoio e Material de Consumo 2-95-13

LISTA DAS ILUSTRAÇÕES

Página

Figura 2-6-1. Três Vistas 2-6-3
Figura 2-6-2. Definição Geométrica da Fuselagem - Estações e Cavernas 2-6-5
Figura 2-6-3. Definição Geométrica da Asa 2-6-6
Figura 2-6-4. Definição Geométrica da Empenagem Horizontal 2-6-8
Figura 2-6-5. Definição Geométrica da Empenagem Vertical 2-6-9
Figura 2-6-6. Zonas Principais da Aeronave 2-6-10
Figura 2-6-7. Subzonas da Aeronave 2-6-11
Figura 2-6-8. Portas de Acesso e Janelas de Inspeção (Folha 1 de 2) 2-6-14
Figura 2-6-8. Portas de Acesso e Janelas de Inspeção (Folha 2 de 2) 2-6-15

Figura 2-7-1. Pontos de Apoio do Macaco 2-7-2
Figura 2-7-2. Içamento e Escoramento do Motor 2-7-3
Figura 2-7-3. Içamento e Escoramento da Hélice 2-7-6
Figura 2-7-4 Escoramento da Asa 2-7-7
Figura 2-7-5. Escoramento da Fuselagem 2-7-8

Figura 2-8-1. Nivelamento da Aeronave 2-8-2
Figura 2-8-2. Operação de Pesagem da Aeronave 2-8-3

Figura 2-9-1. Raios de Viragem no Solo 2-9-1
Figura 2-9-2. Operações com Reboque Manual e com Trator 2-9-2
Figura 2-9-3. Áreas de Perigo 2-9-4

Figura 2-11-1. Marcações e Esquemas de Cores Externas 2-11-2
Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externos - Vista Superior (Folha 1 de 4) 2-11-4
Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externos - Vista Superior (Folha 2 de 4) 2-11-5
Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externos - Vista Superior (Folha 3 de 4) 2-11-6
Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externos - Vista Superior (Folha 4 de 4) 2-11-7
Figura 2-11-3. Letreiros e Marcações Externos - Vista Inferior (Folha 1 de 3) 2-11-8
Figura 2-11-3. Letreiros e Marcações Externos - Vista Inferior (Folha 2 de 3) 2-11-9
Figura 2-11-3. Letreiros e Marcações Externos - Vista Inferior (Folha 3 de 3) 2-11-10
Figura 2-11-4. Letreiros e Marcações Internos (Folha 1 de 3) 2-11-12
Figura 2-11-4. Letreiros e Marcações Internos (Folha 2 de 3) 2-11-13
Figura 2-11-4. Letreiros e Marcações Internos (Folha 3 de 3) 2-11-14

Figura 2-12-1. Localização dos Pontos de Serviço 2-12-2
Figura 2-12-2. Serviços no Sistema de Combustível 2-12-7
Figura 2-12-3. Determinação da Quantidade de Aditivos Biostáticos 2-12-8

Página

Figura 2-12-4. Serviços no Sistema de Oxigênio 2-12-11
Figura 2-12-5. Serviços no Sistema de Lubrificação do Motor 2-12-13
Figura 2-12-6. Serviços no Sistema Hidráulico 2-12-14
Figura 2-12-7. Serviços no Trem de Pouso e Sistema de Freio 2-12-15
Figura 2-12-8. Serviços na Bateria 2-12-15
Figura 2-12-9. Serviços no Compressor de Freon do Sistema de Ar Condicionado 2-12-16
Figura 2-12-10. Lubrificação do Trem Principal 2-12-24
Figura 2-12-11. Lubrificação do Trem do Nariz 2-12-25
Figura 2-12-12. Lubrificação do Acoplamento do Arranque/Gerador 2-12-26
Figura 2-12-13 Lubrificação dos Comandos do Motor 2-12-27
Figura 2-12-14. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena de DME 2-12-28
Figura 2-12-15. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena Marker Beacon 2-12-29
Figura 2-12-16. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena do Transponder 2-12-30
Figura 2-12-17. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena Loop/Sense 2-12-31
Figura 2-12-18. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena VOR/LOC/GS 2-12-32
Figura 2-12-19. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena de VHF 2-12-33
Figura 2-12-20. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena do Transmissor de Emergência 2-12-34
Figura 2-12-21. Lubrificação do Mecanismo de Atuação da Capota 2-12-35
Figura 2-12-22. Lubrificação do Sistema de Flapes 2-12-36
Figura 2-12-23. Lubrificação dos Atuadores dos Flapes 2-12-37
Figura 2-12-24. Lubrificação do Sistema de Ailerons 2-12-38
Figura 2-12-25. Lubrificação do Sistema do Compensador do Leme 2-12-39
Figura 2-12-26. Lubrificação do Sistema do Profundor 2-12-40
Figura 2-12-27. Lubrificação das Dobradiças de Articulação dos Compensadores 2-12-41
Figura 2-12-28. Lubrificação dos Pedais 2-12-42

Figura 2-21-1. Diagrama Esquemático do Sistema de Ar Condicionado 2-21-2
Figura 2-21-2. Distribuição de Ar 2-21-4
Figura 2-21-3. Localização dos Componentes do Subsistema de Refrigeração 2-21-9
Figura 2-21-4. Compressor 2-21-10
Figura 2-21-5. Reservatório Filtro Secador 2-21-11
Figura 2-21-6. Painel de Serviço do Sistema 2-21-12
Figura 2-21-7. Válvula de Expansão 2-21-13
Figura 2-21-8. Diagrama Esquemático do Subsistema de Controle de Temperatura 2-21-16

Figura 2-23-1. Localização dos Componentes do Sistema de Comunicação 2-23-3
Figura 2-23-2. Localização dos Componentes do Sistema de Comunicação (55) 2-23-4
Figura 2-23-3. Diagrama de Bloco do Sistema de VHF 2-23-6
Figura 2-23-4. Comandos do Sistema de VHF 1 2-23-7
Figura 2-23-5. Comandos do Sistema de VHF 2 (1) 2-23-8
Figura 2-23-6. Diagrama de Bloco do Sistema de UHF (2) 2-23-11
Figura 2-23-7. Comandos do Sistema de UHF (2) 2-23-12

Página

Figura 2-23-8. Diagrama de Bloco do Sistema de Integração de Áudio (Folha 1 de 2) (54) 2-23-15
Figura 2-23-8. Diagrama de Bloco do Sistema de Integração de Áudio (Folha 2 de 2) (55) 2-23-16A
Figura 2-23-9. Comandos do Sistema de Integração de Áudio 2-23-16B
Figura 2-23-10. Diagrama de Bloco do Sistema de Transferência de Rádio 2-23-18
Figura 2-23-11. Comandos do Sistema de Transferência de Rádios ① 2-23-19
Figura 2-23-12. Comandos do Sistema de Transferência de Rádios ② 2-23-19
Figura 2-23-13. Localização dos Rabichos de Descarga Estática 2-23-21

Figura 2-24-1. Localização dos Componentes do Sistema de Energia Elétrica 2-24-2
Figura 2-24-2. Sistema de Geração AC (Esquemático) 2-24-4
Figura 2-24-3. Sistema de Geração DC (Esquemático) (51) 2-24-6
Figura 2-24-3A. Sistema de Geração DC (Esquemático) (52) 2-24-6A
Figura 2-24-4. Sistema de Bateria e Fonte Externa (Esquemático) 2-24-8
Figura 2-24-5. Sistema de Distribuição de Energia Elétrica (Esquemático) 2-24-10

Figura 2-25-1. Diagrama Esquemático do Transmissor-Localizador de Emergência 2-25-1
Figura 2-25-2. Componentes do Sistema Transmissor-Localizador de Emergência 2-25-2

Figura 2-26-1. Componentes do Sistema de Detecção de Fogo 2-26-2
Figura 2-26-2. Sistema de Detecção de Fogo (Esquemático) 2-26-3

Figura 2-27-1. Sistema de Comando dos Ailerons 2-27-6
Figura 2-27-2. Sistema de Comando de Compensação dos Ailerons 2-27-7
Figura 2-27-3. Manches 2-27-8
Figura 2-27-4. Ailerons 2-27-9
Figura 2-27-5. Compensadores dos Ailerons 2-27-10
Figura 2-27-6. Sistema de Comando do Leme 2-27-14
Figura 2-27-7. Sistema de Comando de Compensação do Leme 2-27-15
Figura 2-27-8. Pedais 2-27-16
Figura 2-27-9. Leme 2-27-17
Figura 2-27-10. Compensador do Leme 2-27-18
Figura 2-27-11. Sistema de Comando do Profundor 2-27-22
Figura 2-27-12. Sistema de Comando de Compensação do Profundor 2-27-23
Figura 2-27-13. Profundor 2-27-24
Figura 2-27-14. Compensador do Profundor 2-27-25
Figura 2-27-15. Diagrama do Sistema de Acionamento dos Flapes (Esquemático) 2-27-31
Figura 2-27-16. Subsistema de Comando e Atuação do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-32
Figura 2-27-17. Subsistema de Controle do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-33
Figura 2-27-18. Subsistema de Interligação Mecânica do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-34
Figura 2-27-19. Subsistema de Indicação do Sistema de Acionamento dos Flapes 2-27-35
Figura 2-27-20. Flapes 2-27-36
Figura 2-27-21. Trava dos Comandos 2-27-37

Página

Figura 2-28-1. Diagrama do Sistema de Combustível (Esquemático) 2-28-4
Figura 2-28-2. Armazenamento de Combustível (Disposição dos Tanques) 2-28-6
Figura 2-28-3. Sistema de Ventilação (Interligação dos Tanques de Combustível) 2-28-7
Figura 2-28-4. Tanque Subalar de 320 Litros (Folha 1 de 2) 2-28-8
Figura 2-28-4. Tanque Subalar de 330 Litros (Folha 2 de 2) 2-28-9
Figura 2-28-5. Tipos de Selagem dos Tanques Integrais de Combustível 2-28-10
Figura 2-28-6. Alimentação de Combustível (Folha 1 de 2) 2-28-13
Figura 2-28-6. Alimentação de Combustível (Folha 2 de 2) 2-28-14
Figura 2-28-7. Sistema de Indicação de Combustível 2-28-19
Figura 2-28-8. Sistema Mecânico de Indicação de Quantidade de Combustível 2-28-20

Figura 2-29-1. Sistema Hidráulico (Folha 1 de 2) 2-29-3
Figura 2-29-1. Sistema Hidráulico (Folha 2 de 2) 2-29-4
Figura 2-29-2. Localização dos Componentes do Sistema Principal 2-29-6
Figura 2-29-3. Sistema Hidráulico Principal 2-29-7
Figura 2-29-4. Bomba Manual 2-29-8
Figura 2-29-5. Pré-Filtro 2-29-8
Figura 2-29-6. Reservatório Hidráulico 2-29-9
Figura 2-29-7. Válvula de Corte Hidráulica 2-29-11
Figura 2-29-8. Bomba Hidráulica 2-29-12
Figura 2-29-9. Tomadas Externas 2-29-13
Figura 2-29-10. Filtro de Pressão 2-29-14
Figura 2-29-11. Contactor Manométrico 2-29-15
Figura 2-29-12. Localização dos Componentes do Sistema de Emergência 2-29-18
Figura 2-29-13. Sistema Hidráulico de Emergência 2-29-19
Figura 2-29-14. Válvula Solenóide de Carregamento do Sistema de Emergência 2-29-20
Figura 2-29-15. Acumulador de Emergência 2-29-21
Figura 2-29-16. Contactores Manométricos 2-29-22
Figura 2-29-17. Válvula de Descarga do Acumulador 2-29-23
Figura 2-29-18. Válvula de Alívio 2-29-23
Figura 2-29-19. Localização dos Componentes do Sistema de Alarme (Folha 1 de 2) 2-29-26
Figura 2-29-19. Localização dos Componentes do Sistema de Alarme (Folha 2 de 2) 2-29-27
Figura 2-29-20. Manômetro 2-29-28

Figura 2-31-1. Sistema de Indicação e Registro 2-31-2
Figura 2-31-2. Painel Múltiplo de Alarmes 2-31-3
Figura 2-31-3. Sistema de Alarme Geral 2-31-5
Figura 2-31-4. Painel de Avisos 2-31-7
Figura 2-31-5. Relógio-cronômetro 2-31-8
Figura 2-31-6. Acelerômetro 2-31-9
Figura 2-31-7. Medidor de Fadiga 2-31-10

Página

Figura 2-31-8. Medidor de Fadiga (Esquemático) (47) 2-31-11
Figura 2-31-9. Medidor de Fadiga (48) 2-31-14
Figura 2-31-10. Operação do Medidor de Fadiga (55) 2-31-15

Figura 2-32-1. Localização dos Componentes do Sistema de Trem de Pouso (Folha 1 de 2) 2-32-4
Figura 2-32-1. Localização dos Componentes do Sistema de Trem de Pouso (Folha 2 de 2) 2-32-5
Figura 2-32-2. Trem de Pouso Principal 2-32-8
Figura 2-32-3. Perna de Força Trem Principal 2-32-9
Figura 2-32-4. Trem de Pouso de Nariz 2-32-12
Figura 2-32-5. Perna de Força (Trem de Nariz) 2-32-13
Figura 2-32-6. Alavanca de Comando do Trem de Pouso na Posição Neutra 2-32-16
Figura 2-32-7. Alavanca do Trem de Pouso na Posição Neutra 2-32-17
Figura 2-32-8. Recolhimento do Trem de Pouso – Sistema Normal 2-32-18
Figura 2-32-9. Recolhimento do Trem de Pouso – Sistema Normal 2-32-19
Figura 2-32-10. Recolhimento do Trem de Pouso – Sistema de Emergência 2-32-20
Figura 2-32-10A. Trem de Pouso Travado "Em Cima" e Fechamento das Portas 2-32-20A
Figura 2-32-11. Abaixamento do Trem de Pouso – Sistema Normal 2-32-22
Figura 2-32-12. Abaixamento do Trem de Pouso – Sistema Normal 2-32-23
Figura 2-32-13. Abaixamento do Trem de Pouso – Sistema de Emergência 2-32-24
Figura 2-32-14. Painel de Comando do Trem 2-32-25
Figura 2-32-15. Reservatório e Unidade de Controle 2-32-26
Figura 2-32-16. Unidade de Controle (Diagrama Esquemático) 2-32-27
Figura 2-32-17. Conjunto Trava em Cima e Embaixo do Trem de Nariz 2-32-29
Figura 2-32-18. Conjunto Trava em Cima do Trem de Pouso Principal 2-32-30
Figura 2-32-19. Conjunto Trava Embaixo do Trem de Pouso Principal 2-32-30
Figura 2-32-20. Cilindro Atuador do Trem Principal e de Nariz 2-32-32
Figura 2-32-21. Cilindro Atuador das Portas do Trem Principal e de Nariz 2-32-32
Figura 2-32-22. Válvula Restritora 2-32-32
Figura 2-32-23. Válvula Lançadeira 2-32-33
Figura 2-32-24 Alavanca de Comando do Trem Abaixamento em Emergência) 2-32-34
Figura 2-32-25. Válvula Seletora de Abaixamento do Trem em Emergência 2-32-35
Figura 2-32-26. Sistema de Freio 2-32-38
Figura 2-32-27. Localização dos Componentes do Sistema de Freios 2-32-39
Figura 2-32-28. Reservatório do Freio 2-32-40
Figura 2-32-29. Cilindro Mestre 2-32-40
Figura 2-32-30. Válvula do Freio de Estacionamento 2-32-41
Figura 2-32-31. Válvula Lançadeira 2-32-42
Figura 2-32-32. Conjunto do Freio 2-32-43
Figura 2-32-33. Roda do Trem de Pouso Principal 2-32-44
Figura 2-32-34. Roda do Trem de Pouso do Nariz 2-32-44
Figura 2-32-35. Mecanismo de Comando da Roda do Trem de Nariz 2-32-46

Página

Figura 2-32-36. Batente Primário e Secundário 2-32-47
Figura 2-32-37. Localização dos Componentes do Sistema de Indicação do Trem de Pouso 2-32-50
Figura 2-32-38. Localização dos Componentes do Sistema de Indicação do Trem de Pouso 2-32-51
Figura 2-32-39. Indicação de Posição do Trem de Pouso Travado Embaixo e Portas Fechadas 2-32-53
Figura 2-32-40. Indicação de Posição do Trem de Pouso em Trânsito e Portas Abertas 2-32-54
Figura 2-32-41. Indicação de Posição do Trem de Pouso Travado em Cima e Portas Fechadas 2-32-55
Figura 2-32-42. Indicação do Trem de Pouso Embaixo Através do "BIP" (Posto Dianteiro) 2-32-56
Figura 2-32-43. Indicação de Posição dos Trens Travados Embaixo e Portas Abertas (Abaixamento do Trem de Pouso em Emergência) 2-32-57
Figura 2-32-44. Localização dos Componentes do Sistema de Alarme 2-32-58
Figura 2-32-45. Localização dos Componentes Associados com Alarme do Trem de Pouso 2-32-59
Figura 2-32-46. Alarme do Trem de Pouso com Manete de Potência 2-32-60
Figura 2-32-47. Alarme do Trem de Pouso com Flape 2-32-61
Figura 2-32-48. Alarme do Trem de Pouso com Velocímetro 2-32-62

Figura 2-33-1. Interruptores do Sistema de Iluminação 2-33-3
Figura 2-33-2. Luzes da Cabine 2-33-4
Figura 2-33-3. Sistema de Luzes da Cabine (Esquemático) 2-33-5
Figura 2-33-4. Iluminação de Painéis, Instrumentos e Inscrições 2-33-6
Figura 2-33-5. Iluminação de Painéis, Instrumentos e Inscrições 2-33-7
Figura 2-33-6. Faróis de Aterragem e Táxi 2-33-8
Figura 2-33-7. Sistema dos Faróis de Aterragem e Táxi (Esquemático) 2-33-9
Figura 2-33-8. Luzes Anticolisão e de Posição 2-33-10
Figura 2-33-9. Sistema das Luzes Anticolisão e de Posição (Esquemático) 2-33-11
Figura 2-33-10. Luzes de Formação 2-33-12
Figura 2-33-11. Sistema das Luzes de Formação (Esquemático) 2-33-13

Figura 2-34-1. Localização dos Componentes do Sistema de Navegação 2-34-2
Figura 2-34-2. Sistema do Pitot/Estático (Esquemático) 2-34-5
Figura 2-34-3. Diagrama Elétrico do Sistema de Aquecimento Pitot/Estático 2-34-6
Figura 2-34-4. Componentes do Sistema de Dados Ambientais de Vôo 2-34-7
Figura 2-34-5. Sistema de Bússola Giromagnética (Esquemático) 2-34-11
Figura 2-34-6. Componentes do Sistema de Bússola Giromagnética 2-34-12
Figura 2-34-7. Bússola Magnética 2-34-13
Figura 2-34-8. Indicador de Atitude e Atitude de Emergência 2-34-14
Figura 2-34-9. Indicador de Curva e Derrapagem 2-34-15
Figura 2-34-10. Sistema ILS (LOC-GS) MB (Esquemático) 2-34-19
Figura 2-34-11. Componentes do Sistema ILS/MB 2-34-20
Figura 2-34-12. Componentes do Sistema VOR 2-34-23
Figura 2-34-13. Sistema VOR (Esquemático) 2-34-24
Figura 2-34-14. Sistema de ADF (Esquemático) 2-34-27

Página

Figura 2-34-15. Componentes do Sistema ADF 2-34-28
Figura 2-34-16. Sistema DME (Esquemático) 2-34-29
Figura 2-34-17. Componentes do Sistema DME 2-34-31
Figura 2-34-18. Sistema Transponder (Esquemático) 2-34-32
Figura 2-34-19. Componentes do Sistema Transponder 2-34-33

Figura 2-35-1. Localização dos Componentes do Sistema de Oxigênio 2-35-5

Figura 2-36-1. Localização dos Componentes do Sistema Pneumático 2-36-1

Figura 2-38-1. Componentes dos Dispositivos Mictórios 2-38-2

Figura 2-39-1. Painéis do Posto de Pilotagem Dianteiro (Folha 1 de 2) 2-39-2
Figura 2-39-1. Painéis do Posto de Pilotagem Traseiro (Folha 2 de 2) 2-39-3
Figura 2-39-2. Localização das Caixas de Relés 2-39-4

Figura 2-51-1. Vista da Estrutura 2-51-1
Figura 2-51-2. Fuselagem 2-51-3
Figura 2-51-3. Estrutura da Fuselagem Dianteira 2-51-5
Figura 2-51-4. Carenagem da Entrada de Ar do Motor 2-51-6
Figura 2-51-5. Berço do Motor 2-51-7
Figura 2-51-6. Capô 2-51-8
Figura 2-51-7. Portas do Trem de Pouso Auxiliar 2-51-9
Figura 2-51-8. Fuselagem Central Superior 2-51-10
Figura 2-51-9. Capota 2-51-12
Figura 2-51-10. Porta do Bagageiro 2-51-13
Figura 2-51-11. Fuselagem Central Inferior 2-51-14
Figura 2-51-12. Fuselagem Traseira 2-51-14
Figura 2-51-13. Estrutura da Asa 2-51-16
Figura 2-51-14. Caixão Central 2-51-17
Figura 2-51-15. Portas do Trem de Pouso Principal 2-51-19
Figura 2-51-16. Bordo de Ataque 2-51-20
Figura 2-51-17. Bordo de Fuga 2-51-22
Figura 2-51-18. Ponta de Asa 2-51-23
Figura 2-51-19. Estrutura do Aileron 2-51-24
Figura 2-51-20. Compensador do Aileron 2-51-25
Figura 2-51-21. Estrutura do Flape 2-51-27
Figura 2-51-22. Empenagem 2-51-28
Figura 2-51-23. Estrutura do Estabilizador Horizontal 2-51-29
Figura 2-51-24. Estrutura do Profundor 2-51-30
Figura 2-51-25. Compensador do Profundor..... 2-51-32

Página

Figura 2-51-26. Estrutura do Estabilizador Vertical 2-51-33
Figura 2-51-27. Estrutura do Leme 2-51-34
Figura 2-51-28. Estrutura do Compensador do Leme 2-51-35

Figura 2-61-1. Sistema de Hélice (Esquemático) 2-61-3
Figura 2-61-2. Conjunto da Hélice (Esquemático) 2-61-7
Figura 2-61-3. Sistema de Controle da Hélice 2-61-10
Figura 2-61-4. Governador de Hélice 2-61-14
Figura 2-61-5. Governador de Sobrevelocidade 2-61-18
Figura 2-61-6. Sistema de Teste do Governador de Sobrevelocidade (Esquemático) 2-61-19
Figura 2-61-7. Componentes do Sistema de Embandeiramento da Hélice 2-61-22
Figura 2-61-8. Sistema de Embandeiramento da Hélice – Esquemático 2-61-23
Figura 2-61-8A. Sistema de Embandeiramento da Hélice – Esquemático 2-61-24
Figura 2-61-9. Componentes do Sistema de Alarme da Faixa de Beta 2-61-26
Figura 2-61-10. Sistema de Alarme da Faixa de Beta (Esquemático) 2-61-27

Figura 2-71-1. Grupo Turbopropulsor 2-71-1
Figura 2-71-2. Sistema de Lavagem do Compressor (Esquemático) 2-71-5
Figura 2-71-3. Capô, Carenagem e Painéis de Acesso do Grupo Turbopropulsor 2-71-7
Figura 2-71-4. Fixação do Motor 2-71-10
Figura 2-71-5. Anéis de Fogo do Motor 2-71-12
Figura 2-71-6. Sistema de Separação Inercial (Esquemático) 2-71-14
Figura 2-71-7. Indicação do Sistema de Separação Inercial 2-71-15
Figura 2-71-8. Drenos do Motor (Esquemático) 2-71-18

Figura 2-72-1. Vista Seccionada/Fluxo de Ar do Motor (Típica) 2-72-2
Figura 2-72-2. Estações, Flanges e Rolamentos do Motor 2-72-4
Figura 2-72-3. Limites de T_5 (nas partidas somente) 2-72-10
Figura 2-72-4. Limites de T_5 (todas as condições, exceto partida) 2-72-11
Figura 2-72-5. Limites de Torque (todas as condições) 2-72-12

Figura 2-73-1. Sistema de Combustível do Motor (Esquemático) 2-73-3
Figura 2-73-2. Localização Típica dos Componentes do Sistema de Combustível do Motor e Controle 2-73-4
Figura 2-73-3. Localização Típica dos Componentes do Sistema de Combustível do Motor e Controle 2-73-5
Figura 2-73-4. Aquecedor de Combustível (Esquemático) 2-73-7
Figura 2-73-5. Bomba de Combustível (Esquemático) 2-73-8
Figura 2-73-6. Linhas de Combustível e Injetores 2-73-10
Figura 2-73-7. Sistema de Combustível do Motor e Controle (Esquemático) 2-73-14
Figura 2-73-8. Seção Governadora do FCU (Esquemático) 2-73-17
Figura 2-73-9. Seção Pneumática do FCU (Esquemático) 2-73-18
Figura 2-73-10. Divisor de Fluxo (Esquemático) 2-73-22

Página

Figura 2-73-11. Sistema de P_3 2-73-24
Figura 2-73-12. Localização dos Componentes do Sistema de Indicação de Combustível do Motor 2-73-28
Figura 2-73-13. Diagrama do Sistema de Indicação de Combustível do Motor (Esquemático) 2-73-29

Figura 2-74-1. Componentes do Sistema de Ignição 2-74-3
Figura 2-74-2. Sistema de Ignição (Esquemático) 2-74-4
Figura 2-74-3. Ignitor (Típico) 2-74-7

Figura 2-75-1. Sangria de Ar do Motor 2-75-3
Figura 2-75-2. Válvula de Sangria do Compressor (Esquemático) 2-75-6

Figura 2-76-1. Manetes de Controle do Motor 2-76-3
Figura 2-76-1A. Manetes de Controle do Motor 2-76-4
Figura 2-76-2. Ligação entreCaixa de Manetes Dianteira e os Comandos do Motor 2-76-5
Figura 2-76-3. Sistema de Comando do FCU (Controle de Potência) 2-76-6
Figura 2-76-4. Sistema de Controle de Corte de Combustível 2-76-7
Figura 2-76-5. Sistema de Comando do Governador de Hélice (Controle da Hélice) 2-76-8
Figura 2-76-6. Localização Esquemática dos Componentes do Sistema de Controles do Motor, nas Caixas de Manetes 2-76-9
Figura 2-76-7. Relação entre Rotação da Hélice (N_h) e Rotação do Gerador de Gases (N_g) 2-76-11
Figura 2-76-8. Conjunto de Cames 2-76-12
Figura 2-76-9. Sistema de Comando Válvula Beta 2-76-13
Figura 2-76-10. Manete do MOC (40) 2-76-15
Figura 2-76-11. Sistema de Comando do MOC (40) 2-76-16
Figura 2-76-12. Mecanismo Interno da Caixa de Manete do MOC (40) 2-76-17

Figura 2-77-1. Indicadores do Sistema de Indicação do Motor 2-77-3
Figura 2-77-2. Sistema de Indicação de Torque do Motor (Esquemático) (49) 2-77-6
Figura 2-77-2A. Sistema de Indicação de Torque do Motor (Esquemático) (50) 2-77-6A
Figura 2-77-3. Torquímetro (Esquemático) 2-77-7
Figura 2-77-4. Transmissor de Torque 2-77-8
Figura 2-77-5. Tacogeradores do Sistema de Indicação de Rotação do Motor (N_g e N_h) 2-77-10
Figura 2-77-6. Sistema de Indicação de Rotação do Motor - N_g (Esquemático) 2-77-11
Figura 2-77-7. Componentes do Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas (T_5) do Motor 2-77-15
Figura 2-77-8. Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas (T_5) do Motor (Esquemático) 2-77-16

Figura 2-78-1. Ductos de Escapamento 2-78-2

Figura 2-79-1. Circuito de Óleo do Sistema de Lubrificação (Esquemático) 2-79-3
Figura 2-79-2. Sistema de Lubrificação - Caixa de Acessórios (Folha 1 de 2) 2-79-4
Figura 2-79-2. Sistema de Lubrificação - Válvula Termostática (Folha 2 de 2) 2-79-5
Figura 2-79-3. Sistema de Lubrificação - Válvula de Respiro e Válvula de Entrada de Óleo 2-79-6
Figura 2-79-4. Válvula de Entrada do Sistema de Pressão de Óleo 2-79-7

Página

Figura 2-79-5.	Válvula do Sistema de Respiro	2-79-8
Figura 2-79-6.	Conjunto do Bujão de Abastecimento e Pontos de Drenagem de Óleo	2-79-11
Figura 2-79-7.	Componentes do Sistema de Indicação de Pressão e Temperatura de Óleo do Motor	2-79-14
Figura 2-79-8.	Diagrama de Indicação de Pressão/Temperatura do Sistema de Óleo do Motor (Esquemático)	2-79-15
Figura 2-79-9.	Sistema de Alarme de Baixa Pressão de Óleo do Motor (Esquemático)	2-79-17
Figura 2-79-10.	Componentes do Sistema de Alarme de Baixa Pressão de Óleo do Motor	2-79-18
Figura 2-79-11.	Componentes do Sistema de Alarme de Presença de Limalha	2-79-19
Figura 2-80-1.	Componentes do Sistema de Partida	2-80-2
Figura 2-80-2.	Sistema de Partida (Esquemático)	2-80-5
Figura 2-94-1.	Pontos Reforçados de Fixação SobAsa	2-94-1
Figura 2-94-2.	Capacidade de Armamento	2-94-3
Figura 2-94-3.	Painéis e Comandos do Sistema de Armamento	2-94-4
Figura 2-94-4.	Comandos do Armamento	2-94-5
Figura 2-94-5.	Localização da Caixa de Relés de Armamento	2-94-6
Figura 2-94-6.	Visor de Tiro	2-94-7
Figura 2-94-7.	Disjuntores do Armamento	2-94-8
Figura 2-94-8.	Pilone Subalar	2-94-9
Figura 2-94-9.	Sistema de Metralhadoras	2-94-11
Figura 2-94-10.	Sistema de Bombas	2-94-12
Figura 2-94-11.	Sistema de Foguetes	2-94-13
Figura 2-95-1.	Assento Ejetável MK-8L	2-95-2
Figura 2-95-2.	Estrutura do Assento	2-95-3
Figura 2-95-3.	Sistema de Amarração	2-95-4
Figura 2-95-4.	Sistema de Disparo	2-95-5
Figura 2-95-5.	Unidade Drogue	2-95-7
Figura 2-95-6.	Unidade Barostática	2-95-8
Figura 2-95-7.	Alojamento dos Pára-quedas	2-95-8
Figura 2-95-8.	Dispositivo de Atuação em Emergência	2-95-9
Figura 2-95-9.	Sistema de Oxigênio de Emergência	2-95-10
Figura 2-95-10.	Sistema de Posicionamento Vertical do Assento	2-95-10
Figura 2-95-11.	"KIT" de Sobrevivência	2-95-11
Figura 2-95-12.	Cordão Explosivo da Capota	2-95-12

LISTA DAS TABELAS

		Página
Tabela 2-7-1.	Equipamento de Apoio	2-7-5
Tabela 2-8-1.	Equipamento de Apoio	2-8-2
Tabela 2-9-1.	Equipamento de Apoio	2-9-3
Tabela 2-12-1.	Equipamento de Apoio	2-12-3
Tabela 2-12-2.	Material de Consumo	2-12-4
Tabela 2-12-3.	Resumo do Controle, Prevenção e Tratamento da Corrosão Provocada por Microrganismos	2-12-9
Tabela 2-12-4.	Frequência e Métodos Recomendados	2-12-21
Tabela 2-12-5.	Soluções para Lavagem	2-12-22
Tabela 2-12-6.	Quantidades Requeridas para a Solução de Lavagem	2-12-23
Tabela 2-12-7.	Solução de Enxaguadura	2-12-23
Tabela 2-12-8.	Quantidades Requeridas para a Solução de Enxaguadura	2-12-23
Tabela 2-21-1.	Temperatura x Pressão de Vaporização para o R-12 e HFC 134a	2-12-7
Tabela 2-23-1.	Equipamento de Apoio	2-23-1
Tabela 2-23-2.	Material de Consumo	2-23-2
Tabela 2-24-1.	Equipamento de Apoio	2-24-1
Tabela 2-24-2.	Material de Consumo	2-24-2
Tabela 2-26-1.	Equipamento de Apoio	2-26-1
Tabela 2-27-1.	Equipamento de Apoio	2-27-5
Tabela 2-27-2.	Material de Consumo	2-27-5
Tabela 2-27-3.	Equipamento de Apoio no Solo	2-27-13
Tabela 2-27-4.	Material de Consumo	2-27-13
Tabela 2-27-5.	Equipamento de Apoio	2-27-20
Tabela 2-27-6.	Material de Consumo	2-27-21
Tabela 2-27-7.	Equipamento de Apoio	2-27-30
Tabela 2-27-8.	Material de Consumo	2-27-30
Tabela 2-28-1.	Equipamento de Apoio	2-28-2
Tabela 2-28-2.	Material de Consumo	2-28-3

Página

Tabela 2-28-3. Conversão do Sistema Mecânico de Quantidade de Combustível 2-28-18

Tabela 2-29-1. Equipamento de Apoio 2-29-1
Tabela 2-29-2. Material de Consumo 2-29-2

Tabela 2-31-1. Equipamento de Apoio 2-31-1

Tabela 2-32-1. Equipamento de Apoio 2-32-2
Tabela 2-32-2. Material de Consumo 2-32-3

Tabela 2-33-1. Equipamento de Apoio 2-33-2

Tablea 2-34-1. Equipamento de Apoio 2-34-1
Tabela 2-34-2. Material de Consumo 2-34-2

Tabela 2-35-1. Correção da Pressão em Função da Temperatura 2-35-2
Tabela 2-35-2. Tempo de Consumo do Sistema de Oxigênio 2-35-3
Tabela 2-35-3. Equipamento de Apoio 2-35-3
Tabela 2-35-4. Material de Consumo 2-35-4

Tabela 2-39-1. Equipamento de Apoio 2-39-1
Tabela 2-39-2. Material de Consumo 2-39-1

Tabela 2-51-1. Equipamento de Apoio 2-51-36
Tabela 2-51-2. Material de Consumo (Folha 1 de 2) 2-51-37
Tabela 2-51-2. Material de Consumo (Folha 2 de 2) 2-51-38

Tabela 2-61-1. Equipamento de Apoio 2-61-2
Tabela 2-61-2. Material de Consumo 2-61-2

Tabela 2-71-1. Equipamento de Apoio 2-71-2
Tabela 2-71-2. Material de Consumo 2-71-3

Tabela 2-72-1. Dados Gerais do Motor 2-72-5
Tabela 2-72-2. Acionamento dos Acessórios do Motor 2-72-6
Tabela 2-72-3. Especificação e Dados Gerais sobre Combustível e Óleo do Motor 2-72-7
Tabela 2-72-4. Limites para Vôo Acrobático em Decorrência das Limitações do Sistema de Lubrificação do Motor 2-72-7
Tabela 2-72-5. Limites de Operação do Motor 2-72-8
Tabela 2-72-6. Equipamento de Apoio 2-72-9
Tabela 2-72-7. Material de Consumo 2-72-9

Página

Tabela 2-73-1. Equipamento de Apoio 2-73-1
Tabela 2-73-2. Material de Consumo 2-73-2

Tabela 2-74-1. Equipamento de Apoio 2-74-2
Tabela 2-74-2. Material de Consumo 2-74-2

Tabela 2-75-1. Equipamento de Apoio 2-75-2
Tabela 2-75-2. Material de Consumo 2-75-2

Tabela 2-76-1. Equipamento de Apoio 2-76-14
Tabela 2-76-2. Material de Consumo 2-76-15

Tabela 2-77-1. Equipamento de Apoio 2-77-2
Tabela 2-77-2. Material de Consumo 2-77-2

Tabela 2-78-1. Equipamento de Apoio 2-78-1

Tabela 2-79-1. Equipamento de Apoio 2-79-10
Tabela 2-79-2. Material de Consumo 2-79-10

Tabela 2-80-1. Equipamento de Apoio 2-80-1

Tabela 2-94-1. Operação do Sistema de Armamento 2-94-10

Tabela 2-95-1. Equipamento de Apoio 2-95-13
Tabela 2-95-2. Material de Consumo 2-95-14

INTRODUÇÃO

1. OBJETIVO DESTE MANUAL

Apresentar uma descrição geral do avião de treinamento militar básico avançado EMB-312.

2. CONTEÚDO DESTE MANUAL

São apresentadas informações gerais de manutenção do avião e seus sistemas como um todo.
O Manual fornece ainda o relacionamento entre a numeração das ordens técnicas para toda a coleção de manuais de manutenção.

3. DISPOSIÇÃO DESTE MANUAL

Este manual é dividido conforme especificado abaixo:

Seção I – Coleção de Manuais de Manutenção

Seção II – Descrição da Aeronave e de seus Sistemas

4. UTILIZAÇÃO DESTE MANUAL

A utilização deste manual familiariza o leitor com a aeronave e seus sistemas, apresentando informações gerais de configuração, dimensões e operação.
A Seção I contém uma lista seqüencial das ordens técnicas de todos os volumes integrantes da coleção de manuais de manutenção.
Esta lista pode ser utilizada como índice de numeração de ordens técnicas.
A Seção II apresenta uma descrição detalhada de cada sistema, incluindo a operação e as informações de apoio à manutenção, complementando as informações contidas nos Guias de Trabalho.
Adicionalmente, para cada sistema, é apresentada uma listagem de equipamentos de apoio e de materiais de consumo.

5. DEFINIÇÃO DE TERMOS

As seguintes definições aplicam-se aos termos abaixo:

ATENÇÃO – Procedimentos de operação, técnicas etc, que resultarão em danos físicos, se não forem estritamente observados.

ADVERTÊNCIA – Procedimentos de operação, técnicas etc, que resultarão em dano ou destruição de equipamento, se não forem estritamente observados.

NOTA – Procedimentos de operação, técnicas etc, para os quais é necessário chamar a atenção.

6. SÍMBOLOS DE EFETIVIDADE

Os símbolos de efetividade são utilizados para identificar os componentes e/ou equipamentos aplicáveis às diversas configurações da aeronave.
Uma seta (→) entre dois números de série indica números de série consecutivos, e uma seta (→) após um número de série indica continuidade.

Neste manual são utilizados os seguintes símbolos:

① Aeronaves 312-0001 312-0044 → 312-0053

② Aeronaves 312-0045 → 312-0052

③ Pré-Mod. B.S. 312-028-001

④ Pós-Mod B.S. 312-028-001

⑤ Pré-Mod B.S. 312-024-004

⑥ Pós-Mod B.S. 312-031-001

⑦ Aeronaves 312-0143

⑧ Pré-Mod B.S. 312-073-001

⑨ Pós-Mod B.S. 312-073-001

⑩ Pré-Mod B.S. 312-028-007

⑪ Pós-Mod B.S. 312-028-007

⑫ Aeronaves 312-0001 312-0224

⑬ Aeronaves 312-0225

(14) Aeronaves N/S 312-0006 → 312-0184

(15) Aeronaves N/S 312-0185 →

(16) Pré-Mod B.S. 312-074-0001

(17) Pós-Mod. B.S. 312-074-0001

(18) Pré-Mod. B.S. 312-021-0006

(19) Pós-Mod. B.S. 312-021-0006

(20) Pré-Mod. B.S. 312-021-0010

(21) Pós-Mod. B.S. 1312-021-0010 e N/S 312-0190 →

(22) Aeronaves equipadas com trava de corte nas caixas de manete

(23) Aeronaves sem trava de corte nas caixas de manete

(24) Aeronaves Pré-Mod. B.S. 312-032-0510 N/S 312-0395 →

(25) Pré-Mod. B.S. 312-056-0008

(26) Pós-Mod. B.S. 312-056-0008

(27) Pós-Mod. B.S. 312-079-0003

(28) Pós-Mod. B.S. 312-035-0002

(29) Pré-Mod. B;S; 312-032-0012

(30) Pós-Mod. B.S. 312-032-0012

(31) Pré-Mod. B.S. 312-011-0002

(32) Pós-Mod. B.S. 312-011-0002

(33) Aeronaves N/S 312-0148 →312-0197

(34) Aeronaves N/S 312-0322→

(35) Pré-Mod. B.S. 312-029-0007

(36) Pós-Mod. B.S. 3123-029-0007

(37) Pós-Mod. B.S. 312-029-0006

(38) Pré-Mod. B.S. 312-032-0008

(39) Pós-Mod. B.S. 312-032-0008

(40) Pós Mod. B.S. 312-076-0013

(41) Pré-Mod. B.S. 312-021-0019

(42) Pós-Mod. B.S. 312-021-0019

(43) Pré-Mod. B.S. 312-00-0003

(44) Pós-Mod. B.S. 312-00-0003

(45) Pré-Mod. B.S. 312-095-0004

(46) Pós-Mod. B.S. 312-095-0005

(47) Pré-Mod B.S. 312-031-0007

(48) Pós-Mod B.S. 312-031-0007

(49) Pré-Mod B.S. 312-077-0002

(50) Pós-Mod B.S. 312-077-0002

(51) Pré-Mod B.S. 312-024-0009

(52) Pós-Mod B.S. 312-024-0009

(53) Pré-Mod. B.S. 312-029-0018

(54) Pós-Mod B.S. 312-023-0005

(54) Pré-Mod. B.S. 312-023-0005

SEÇÃO I
COLEÇÃO DE MANUAIS DE MANUTENÇÃO

1-1. DISPOSIÇÃO DA COLEÇÃO DE MANUAIS DE MANUTENÇÃO

Como a coleção de Manuais de Manutenção tem por finalidade apresentar informações de manutenção à nível de pista e hangar para o EMB-312, ela está dividida conforme os parágrafos seguintes.

1-2. MANUAL – AVIÃO EM GERAL (AG)

O manual apresenta uma idéia geral da coleção de manuais de manutenção, relaciona a numeração das ordens técnicas, fornece uma descrição geral da aeronave e apresenta informações de manuseio no solo e serviços de manutenção geral.
O manual contém ainda uma descrição detalhada, com informações de operação e apoio de manutenção, dos diversos sistemas da aeronave, complementando as informações dos guias de trabalho. Esta descrição é acompanhada de uma listagem de ferramentas especiais e equipamentos de apoio no solo.

1-3. MANUAIS – GUIA DE TRABALHO (GT)

Os manuais apresentam instruções completas para trabalhos técnicos de manutenção nos diversos sistemas da aeronave.
As instruções incluem procedimentos de remoção e instalação, verificações operacionais, alinhamento, regulagens e procedimentos de calibração e teste.
Para cada sistema principal, existe um Guia de Trabalho que, em alguns casos, é dividido em dois ou mais volumes e, quando necessário, como no caso de sistemas complexos, é subdividido em subsistemas.

1-4. MANUAL – PESQUISA DE PANES (PP)

O manual apresenta informações para pesquisa e solução de panes. Contém ainda uma descrisão de cada pane e cartas de pesquisa para panes específicas da aeronave, identificadas por técnicos de manutenção, durante verificações operacionais.
A efetividade de Manual de Pesquisa de Panes, após a distribuição inicial para os usuários, depende em grande parte da participação ativa dos operadores e do pessoal de manutenção que efetivamente utilizam o manual.
A realimentação de dados é um fator importante para a evolução e a atualização deste manual.

1-5. MANUAL – DIAGRAMAS DE FIAÇÃO ELÉTRICA (FE)

O manual apresenta informações de fiação elétrica de toda a aeronave e é dividido em seções, conforme segue:

Seção 1 – Introdução

Seção 2 – Lista de Equipamentos

Seção 3 – Dados Gerais sobre Fiação Elétrica

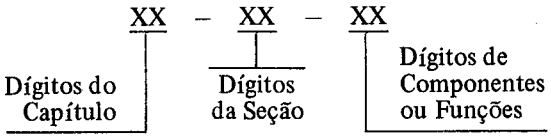
Seção 4 – Diagramas de Fiação Elétrica

1-6. MANUAL – DIAGRAMAS ESQUEMÁTICOS (DE)

O manual apresenta diagramas, que mostram o funcionamento completo e relacionam os diversos sistemas da aeronave, a fim de facilitar o entendimento dos procedimentos de pesquisa de panes e auxiliar no estabelecimento de procedimentos que não sejam cobertos pelo Manual de Pesquisa de Panes (PP).

1-7. SISTEMA DE NUMERAÇÃO

O sistema de numeração, utilizado para identificar os manuais de manutenção do EMB-312, é baseado na norma MIL-M-83495 que divide os assuntos em capítulos, seções e componentes (ou funções), relacionando-os através de toda a coleção de manuais de manutenção.
São utilizados três grupos de dois dígitos numéricos, separados por traços e, uma vez que uma numeração é atribuída para um sistema/subsistema, ela é utilizada na identificação de todos os manuais correspondentes.



O primeiro par de dígitos é predefinido pela Norma e identifica o capítulo.
As seções de um capítulo são predefinidas pela Norma, que as identifica através das dezenas do segundo par de dígitos e, de acordo com a complexidade, as subdivide de forma seqüencial no segundo dígito do par.
Quando o segundo par de dígitos for –00–, o assunto será geral e aplicável ao capítulo como um todo, não sendo tratados assuntos específicos das seções.

O terceiro par de dígitos identifica os componentes ou funções dos capítulos e seções definidos pelos dígitos anteriores e, quando for –00–, o assunto será geral e aplicável à seção como um todo, não sendo tratados assuntos específicos de componentes ou funções.

Tomando o sistema de combustível como exemplo, a numeração 28-41-01 indica:

Capítulo 28 – Sistema de combustível

Seção 41 – Subsistema de indicação de quantidade

Componente 01 – Sensor de nível

A numeração 28-40-00 indica:

Capítulo 28 – Sistema de combustível

Seção 40 – Subsistema de indicação geral

Componente/Função 00 – Informações gerais

A numeração 28-00-00 indica:

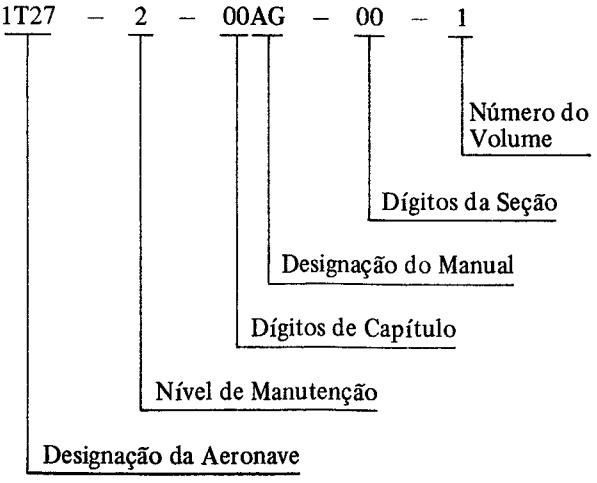
Capítulo 28 – Sistema de combustível

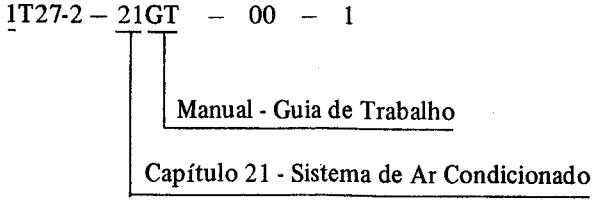
Seção 00 – Informações gerais

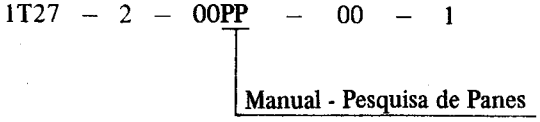
Componente/Função 00 – Informações gerais

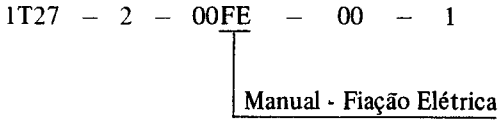
1-8. SISTEMA DE NUMERAÇÃO DAS ORDENS TÉCNICAS

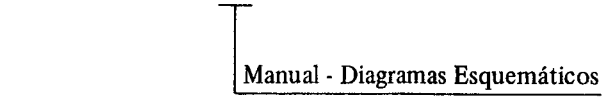
O sistema ilustrado abaixo visa facilitar o reconhecimento das diferentes ordens técnicas que pertencem à coleção de manuais de manutenção do EMB-312.











1-9. LISTAGEM DA COLEÇÃO DE MANUAIS DE MANUTENÇÃO

NÚMERO DA O.T.	TÍTULO
1T27-2-00AG-00-1	Avião em Geral
1T27-2-00DE-00-1	Diagramas Esquemáticos
1T27-2-00FE-00-1	Fiação Elétrica
1T27-2-00PP-00-1	Pesquisa de Panes
1T27-2-07GT-00-1	Guia de Trabalho – Içamento e Escoramento
1T27-2-08GT-00-1	Guia de Trabalho – Nivelamento e Pesagem
1T27-2-09GT-00-1	Guia de Trabalho – Reboque e Táxi
1T27-2-10GT-00-1	Guia de Trabalho – Estacionamento, Amarração e Segurança da Aeronave
1T27-2-12GT-00-1	Guia de Trabalho – Serviços
1T27-2-21GT-00-1	Guia de Trabalho – Ar Condicionado
1T27-2-21GT-00-2	Guia de Trabalho – Ar Condicionado
1T27-2-23GT-00-1	Guia de Trabalho – Comunicações
1T27-2-24GT-00-1	Guia de Trabalho – Energia Elétrica
1T27-2-25GT-60-1	Guia de Trabalho – Transmissor Localizador de Emergência
1T27-2-26GT-00-1	Guia de Trabalho – Proteção Contra Fogo

1T27-2-27GT-10-1	Guia de Trabalho – Comandos e Compensação dos Ailerons
1T27-2-27GT-20-1	Guia de Trabalho – Comandos e Compensação do Leme
1T27-2-27GT-30-1	Guia de Trabalho – Comandos e Compensação dos Profundores
1T27-2-27GT-50-1	Guia de Trabalho – Comando dos Flaps
1T27-2-28GT-00-1	Guia de Trabalho – Combustível
1T27-2-29GT-00-1	Guia de Trabalho – Hidráulica
1T27-2-31GT-00-1	Guia de Trabalho – Indicação e Registro
1T27-2-32GT-00-1	Guia de Trabalho – Trem de Pouso
1T27-2-32GT-00-2	Guia de Trabalho – Trem de Pouso
1T27-2-33GT-00-1	Guia de Trabalho – Iluminação
1T27-2-34GT-10-1	Guia de Trabalho – Navegação Dados dos Ambientais de Vôo
1T27-2-34GT-20-1	Guia de Trabalho – Navegação Altitude e Direção
1T27-2-34GT-30-1	Guia de Trabalho – Sistema de Navegação Auxílio Para Pouso
1T27-2-34GT-50-1	Guia de Trabalho – Sistema de Pendentes Para Determinação de Posição
1T27-2-35GT-00-1	Guia de Trabalho – Oxigênio
1T27-2-36GT-00-1	Guia de Trabalho – Energia Pneumática
1T27-2-38GT-00-1	Guia de Trabalho – Água e Detritos
1T27-2-39GT-00-1	Guia de Trabalho – Painéis Eletrônicos
1T27-2-52GT-00-1	Guia de Trabalho – Portas
1T27-2-53GT-00-1	Guia de Trabalho – Fuselagem
1T27-2-54GT-00-1	Guia de Trabalho – Nacele/Pilones
1T27-2-55GT-00-1	Guia de Trabalho – Estabilizadores
1T27-2-56GT-00-1	Guia de Trabalho – Janelas
1T27-2-57GT-00-1	Guia de Trabalho – Asas
1T27-2-61GT-00-1	Guia de Trabalho – Hélice
1T27-2-71GT-00-1	Guia de Trabalho – Grupo Turbopropulsor
1T27-2-72GT-00-1	Guia de Trabalho – Motor
1T27-2-73GT-00-1	Guia de Trabalho – Combustível do Motor
1T27-2-74GT-00-1	Guia de Trabalho – Ignição
1T27-2-75GT-00-1	Guia de Trabalho – Ar
1T27-2-76GT-00-1	Guia de Trabalho – Comandos do Motor
1T27-2-77GT-00-1	Guia de Trabalho – Indicações do Motor
1T27-2-78GT-00-1	Guia de Trabalho – Escapamento
1T27-2-79GT-00-1	Guia de Trabalho – Óleo
1T27-2-80GT-00-1	Guia de Trabalho – Partida
1T27-2-94GT-00-1	Guia de Trabalho – Armamento
1T27-2-95GT-00-1	Guia de Trabalho – Abandono e Segurança da Tripulação

1-10. CATÁLOGO ILUSTRADO DE PEÇAS

O Catálogo Ilustrado de Peças é identificado de modo a coincidir sua numeração com os manuais de manutenção e suas seções são divididas conforme a disposição seguinte:

Seção 1 – Introdução

Seção 2 – Índice Numérico

Seção 3 – Índice por Referência

Seção 4 – Lista de Peças

(e seguintes)

1-11. MANUAL DE REPAROS ESTRUTURAIS

O Manual de Reparos Estruturais apresenta métodos e procedimentos para reparos típicos na célula e nos componentes do EMB-312.

1-12. MANUAL DE REQUISITOS DE INSPEÇÃO

O Manual de Requisitos de Inspeção apresenta dados e procedimentos para efetivar inspeções em todas as áreas/partes que demandem verificações, lubrificações ou serviços.

SEÇÃO II
DIMENSÕES E ÁREAS (6 - 00 - 00)

2-6-1. DESCRIÇÃO GERAL

O EMB-312 "TUCANO" é uma aeronave destinada ao treinamento de pilotagem militar básico-avançado, de asa baixa, monoturbopropulsor, de estrutura inteiramente metálica, com revestimento trabalhante. A fuselagem é do tipo semimonocoque, a asa e as empenagens são do tipo cantilever, o trem de pouso é triciclo, escamoteável e equipado com rodas simples.

2-6-2. DIMENSÕES GERAIS (figura 2-6-1)

As dimensões lineares são fornecidas em metros (pés), as áreas em metros quadrados (pés quadrados) e os ângulos em graus, minutos e segundos.

- Envergadura: 11,14 m (36,55 ft)
- Comprimento total: 9,86 m (32,35 ft)
- Altura (nivelado, trem distendido): 3,40 m (11,15 ft)
- Altura (deflexão estática, peso mínimo, C.G. 23% CMA): 2,83 m (9,28 ft)
  - Guarda da hélice
- Com peso de 3175 kg (7000 lb) e com o C.G. a 28% (mais à frente): 0,31 m (1.02 ft)
- Trens de pouso (principal e de nariz) com os amortecedores totalmente defletidos e pneus totalmente vazios: 0,13 m (0,43 ft)
- Trem de pouso de nariz com amortecedor totalmente defletido e pneu totalmente vazio e trem de pouso principal com os amortecedores e pneus defletidos com peso de 1790 kg (C.G. a 29,8%): 0,11 m (0,36 ft)

2-6-3. DIMENSÕES E CARACTERÍSTICAS DA ASA

- Tipo: Asa baixa, trapezoidal
- Corda na raiz (Est. Y = 0): 2.30 m (7.55 ft)
- Corda na ponta: 1,07 m (3,51 ft)
- Corda média aerodinâmica (CMA): 1,82 m (5,97 ft)
- Área total da asa: 19,4 m^2 (208,82 ft^2)
- Razão de aspecto: 6,40
- Diedro a 30% da corda: 5°30'
- Incidência no plano de simetria: 1°25'
- Torção geométrica: 2°13'
- Enflechamento a 25% da corda: 43'26"
- Perfil na raiz no plano de simetria: NACA 632A-415
- Perfil na ponta: NACA 63A-212

2-6-4. DIMENSÕES E CARACTERÍSTICAS DOS FLAPES

- Tipo: Fenda simples
- Envergadura (semi-asa): 2,61 m (8,56 ft)
- Corda na raiz estrutural: 0,58 m (1,90 ft)
- Corda na extremidade externa: 0,41 m (1,35 ft)
- Área total: 2,58 m^2 (27,77 ft^2)
- Deflexão máxima: 35°
- Corda relativa: 25%

2-6-5. DIMENSÕES DOS AILERONS

- Envergadura (semi-asa): 2,40 m (7,88 ft)
- Corda constante: 0,41 m (1,35 ft)
- Área total: 1,97 m^2 (21,20 ft^2)
- Área do compensador: 0,05 m^2 (0,54 ft^2)

2-6-6. DIMENSÕES E CARACTERÍSTICAS DAS EMPENAGENS

– Empenagem Horizontal
  - Envergadura: 4,66 m (15,29 ft)
  - Área total: 4,57 m^2 (49,19 ft^2)
  - Área do profundor (ref. articulação): 2,00 m^2 (21,53 ft^2)
  - Corda média aerodinâmica: 1,02 m (3,35 ft)
  - Perfil na raiz: NACA 0012
  - Perfil na ponta: NACA 0009
  - Diedro: Nulo
  - Incidência: Nula
  - Área do Compensador: 0,06 m^2 (0,65 ft^2)

- Empenagem Vertical
  - Área total: 2,08 m^2 (22,39 ft^2)
  - Área do leme de direção: 1,46 m^2 (15,72 ft^2)
  - Corda média aerodinâmica: 1,20 m (3,94 ft)
  - Perfil na raiz: NACA 63A-012
  - Perfil na ponta: NACA 0009
  - Área do compensador: 0,11 m^2 (1,18 ft^2)

2-6-7. DIMENSÕES DA FUSELAGEM

- Comprimento de estrutura (incluindo a deriva): 8,53 m (27,99 ft)
- Largura máxima: 1,00 m (3,28 ft)
- Altura máxima: 1,55 m (5,09 ft)
  - Cabine de pilotagem
    - Comprimento total: 2,90 m (9,51 ft)
    - Altura total (em degrau): 1,55 m (5,09 ft)
    - Largura máxima: 0,85 m (2,79 ft)
  - Capota transparente
    - Largura livre (máxima): 0,78 m (2,56 ft)
    - Comprimento livre: 2,55 m (8,37 ft)

2-6-8. DIMENSÕES E CARACTERÍSTICAS DA HÉLICE

- Número de hélices: 1
- Fabricante: Hartzell Propeller Inc.
- Modelo do cubo/pá: HC-B3TN-3C/T10178-8R
- Número de pás: 3
- Diâmetro da hélice: 2,36 m (7,74 ft)
- Tipo: Rotação constante, reversível e embandeirável

2-6-9. DIMENSÃO DO TREM DE POUSO

- Bitola: 3,76 m (12,34 ft)
- Distância entre eixos: 3,16 m (10,37 ft)
  - Medida da roda
    - Roda principal: 10″
    - Roda do nariz: 5″
  - Medida do pneu
    - Pneu da roda principal: 6,50-10,8 Ply Rating Type III
    - Pneu da roda do nariz: 5,00-5,6 Ply Rating Type III

2-6-10. MOVIMENTOS DOS COMANDOS E DEFLEXÕES CORRESPONDENTES DAS SUPERFÍCIES

- Comandos de Profundidade
  - Deflexão do manche dianteiro:
    - Para a frente: 16°
    - Para trás: 14°
  - Deflexão do manche traseiro:
    - Para a frente: 13°
    - Para trás: 12°
  - Deslocamento correspondente de ambos os manches:
    - Para a frente: 0,125 m (0,41 ft)
    - Para trás: 0,167 m (0,55 ft)
  - Deflexão do profundor:
    - Para baixo: 20°
    - Para cima: 18°
- Deflexão do compensador (apenas do lado esquerdo):
  - Profundor neutro:
    - Para cima: 25°
    - Para baixo: 25°
  - Profundor para cima:
    - Para cima: 22°
    - Para baixo: 27,5°
  - Profundor para baixo:
    - Para cima: 25°
    - Para baixo: 20°
- Comandos de direção
  - Deslocamento dos pedais (dianteiro e traseiro): ± 0,10 m (0,33 ft)
  - Deflexão do leme de direção:
    - Para a esquerda: 25°
    - Para a direita: 25°
  - Deflexão do compensador automático:
    - Para a esquerda (leme para a direita): 12,5°
    - Para a direita (leme para a esquerda): 12,5°
  - Deflexão do compensador comandado (leme em neutro)
    - Para a direita: 12,5°

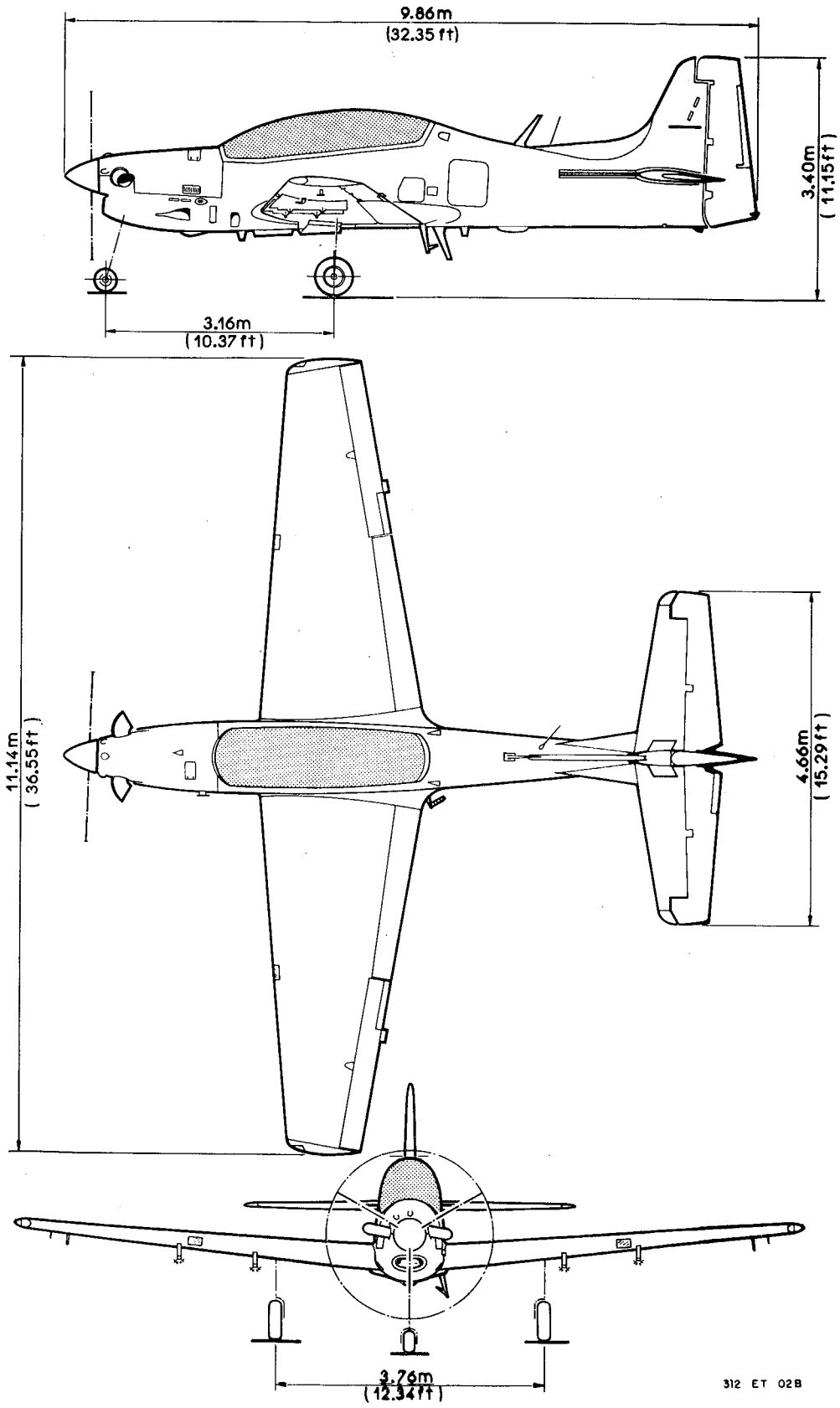


Figura 2-6-1. Três Vistas

  - Para a esquerda: 12,5°
- Comandos de Rolamento
  - Deflexão do manche dianteiro:
    - Para a esquerda: 10°
    - Para a direita: 10°
  - Deflexão do manche traseiro:
    - Para a esquerda: 10°
    - Para a direita: 10°
  - Deslocamento correspondente de ambos os manches:
    - Para a esquerda: 0,165 m (0,54 ft)
    - Para a direita: 0,165 m (0,54 ft)
  - Deflexão do aileron:
    - Para baixo: 15°
    - Para cima: 17°
  - Deflexão do compensador automático:
    - Para baixo (aileron para cima): 8,5°
    - Para cima (aileron para baixo): 7,5°

2-6-11. DIMENSÕES DO PORTA-BAGAGEM

- Peso máximo: 30 kgf
- Largura máxima: 0,497 m (1,63 ft)
- Altura: 0,520 m (1,70 ft)
- Profundidade: 0,658 m (2,16 ft)
- Volume do compartimento: 0,17 m^3 (6,0 ft^3)

2-6-12. ESTAÇÕES – DESCRIÇÃO GERAL
(figuras 2-6-2 e 2-6-3)

A aeronave é caracterizada por planos de referência, chamados estações (est), definidas por sua distância em milímetros, de planos típicos da aeronave.
Essas referências proporcionam meios de rápida localização de elementos estruturais e componentes.
A terminologia seguinte é usada na definição das referências estruturais da aeronave.

- Cavernas (cav) - elementos estruturais da aeronave, perpendiculares ao seu eixo longitudinal, numerados de 1 a 30, em ordem crescente, no sentido do nariz para a cauda.
- Nervuras (nerv) - elementos estruturais das asas e empenagens, paralelas ao eixo longitudinal da aeronave.
- Estações "X" (est X) - planos de referência da fuselagem, perpendiculares ao eixo longitudinal, onde X define sua distância em milímetros do plano ao nariz da aeronave, onde X = 0.
- Estações "Y" (est Y) - planos de referência das asas e da empenagem horizontal, onde Y define sua distância em milímetros da referência da raiz, onde Y = 0. Na asa, Y recebe o índice "a" (Ya) e, na empenagem, Y recebe o índice "e" (Ye).
- Estações "Z" (est Z) - planos de referência da empenagem vertical, onde Z define sua distância em milímetros da referência de raiz, onde Z = 0.

2-6-13. FUSELAGEM

A fuselagem de um só conjunto é basicamente construída em liga de alumínio, estrutura semimonocoque, composta de 3 seções básicas:

- Seção do Nariz - Est X = 0 à est X = 2618,00 (cav 5)
- Seção Central - Est X = 2618,00 à est X = 6550,00 (cav 20)
- Seção do Cone de Cauda - Est X = 6550,00 à est X = 9525,00 (cav 30)

2-6-14. CABINE DE PILOTAGEM

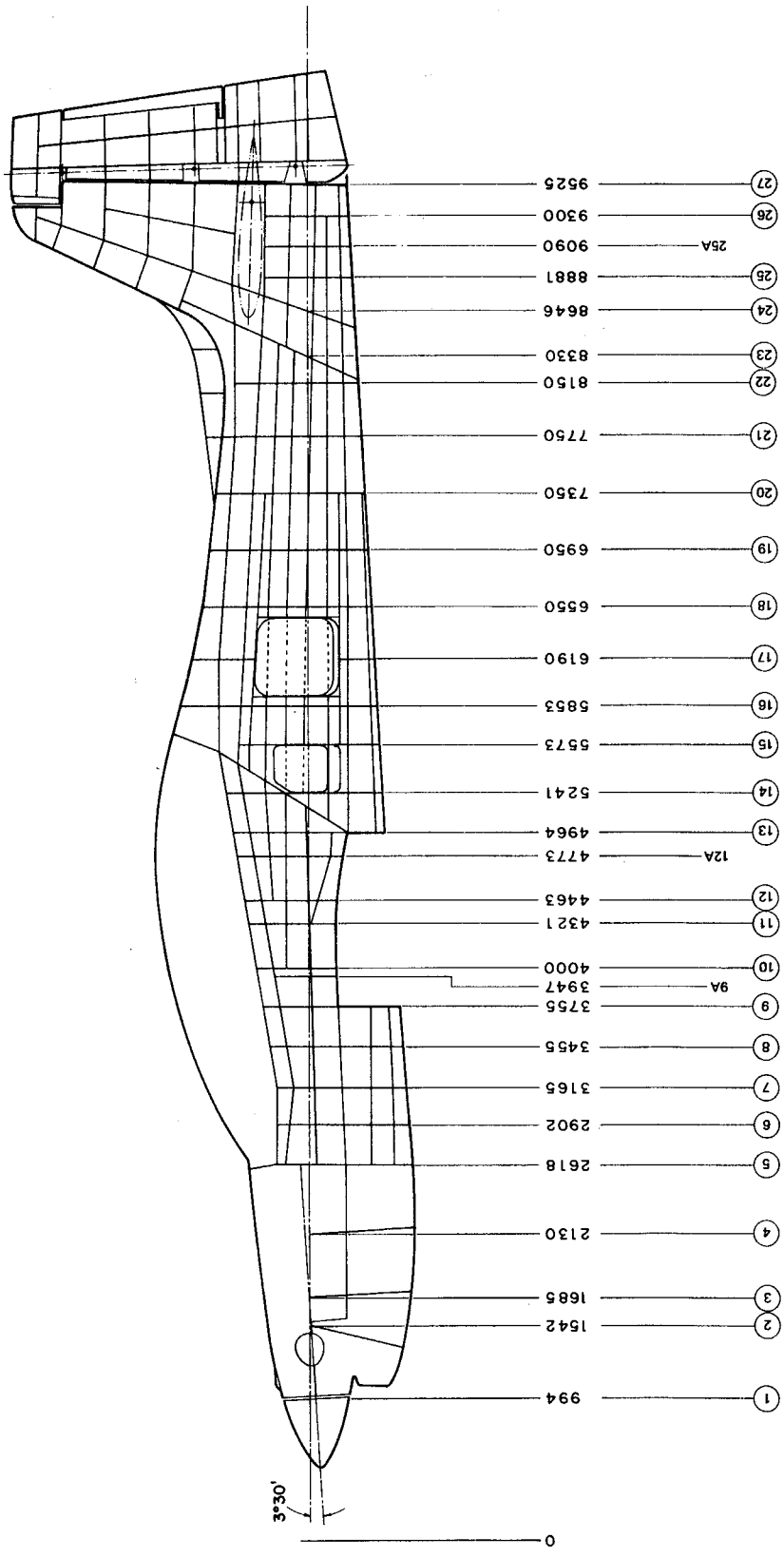
A seção central incorpora a cabine de pilotagem, de assentos ejetáveis, dispostos em tandem, fixados na parte inferior e no nível de abertura da capota.
A cabine é limitada à frente pela parede de fogo do motor e atrás pela caverna de ligação do cone de cauda à estrutura da asa (est X = 2618,00 à X = 5573,00).

2-6-15. CAPOTA

O acesso para a cabine de pilotagem é feito através da abertura da capota transparente e facilitado por um degrau localizado no lado esquerdo da fuselagem, entre as cavernas 17 e 18.

2-6-16. COMPARTIMENTO DE SISTEMAS

Está localizado atrás do posto de pilotagem traseiro, entre as estações X = 5241 e X = 5853.



312 0206 006

Figura 2-6-2. Definição Geométrica da Fuselagem - Estações e Cavernas

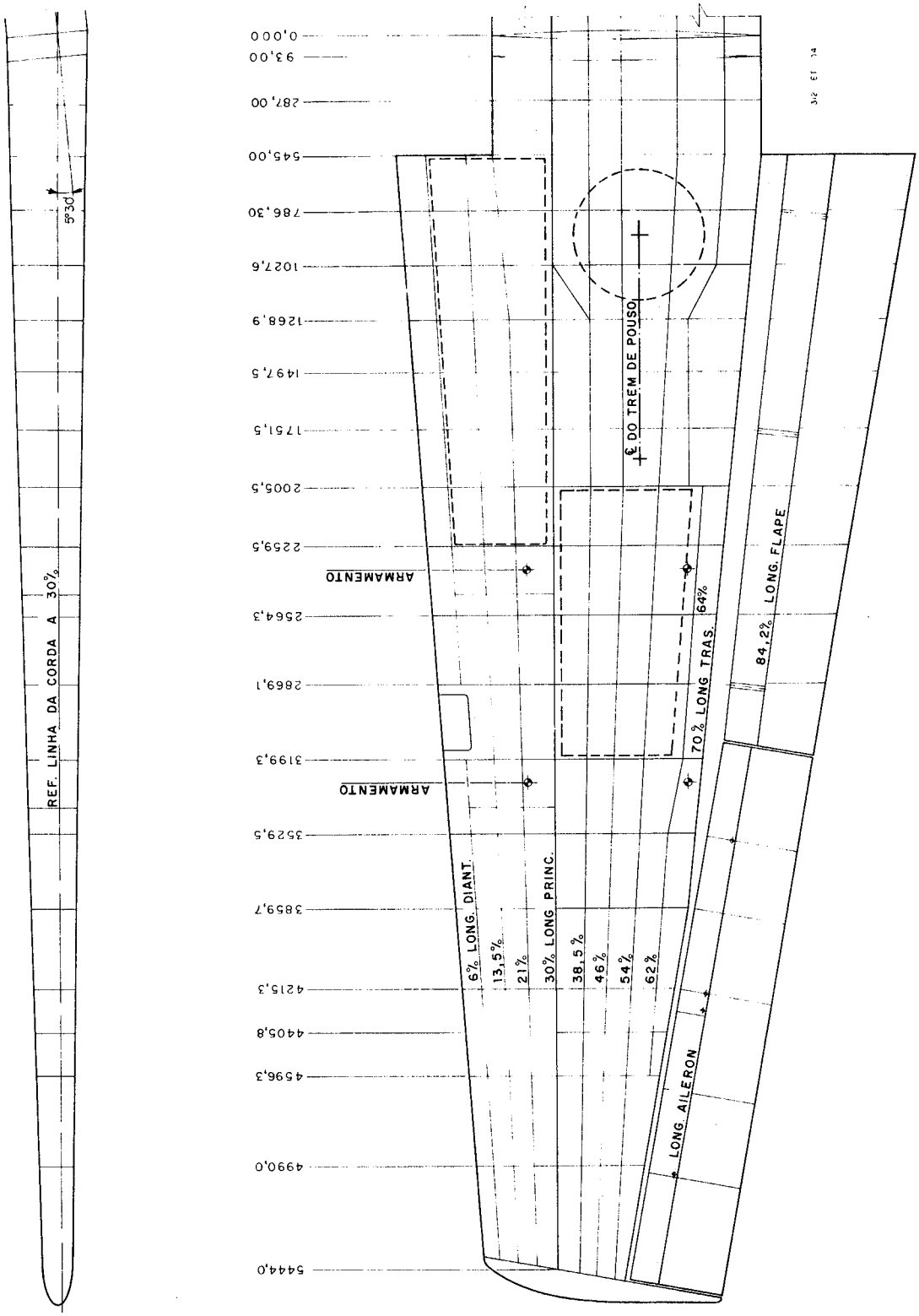


Figura 2-6-3. Definição Geométrica da Asa

2-6-17. PORTA-BAGAGEM

Está localizado no cone traseiro da fuselagem, com acesso do exterior, através de uma porta articulada, situada entre as estações X = 5853 e X = 6550, correspondentes às cavernas 18 e 20, respectivamente.

2-6-18. ASA

A asa é de construção cantilever, compondo-se de um caixão central inteiriço, bordos de ataque e bordos de fuga integrados e de 2 pontas de asa removíveis. É dividida em 20 nervuras, correspondentes à estação Y = 0 e à estação Y = 5444,00
Existem quatro pontos duros, dois em cada asa, com provisões completas para a fixação de cargas externas.

2-6-19. CAIXÃO CENTRAL

É o componente básico da asa, constituído por uma longarina principal a 30% e por uma longarina traseira a 70% da corda.

2-6-20. BORDO DE ATAQUE

É fixado ao caixão central junto à longarina principal; corresponde à região de 0 a 30% da corda.

2-6-21. BORDO DE FUGA

O bordo de fuga é fixado ao caixão central junto à longarina traseira.

2-6-22. PONTA DE ASA

A ponta de asa é contituída em chapa de alumínio e é removível para inspeção e manutenção da asa.

2-6-23. AILERON

É de estrutura semimonocoque, de construção metálica, monolongarina e localiza-se entre as estações Y = 3199,0 e Y = 5564,0.

2-6-24. FLAPE

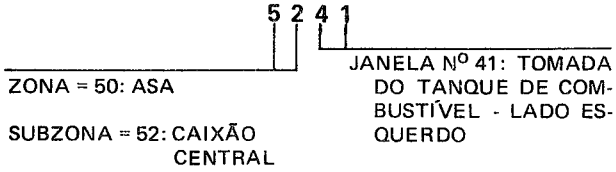
O flape é do tipo fenda simples, de construção metálica, localizado entre as estações Y = 545 e Y = 3199.

2-6-25. EMPENAGENS

A empenagem horizontal (figura 2-6-4) é composta de estabilizador, profundor e compensador e é dividida em estações de referência Y = 0 e Y = 2330.
A empenagem vertical (figura 2-6-5) é composta de deriva, leme de direção e compensador, dividida em estações que vão de Z = 0 a Z = + 1600. A partir de uma linha de referência mostrada na figura, também a parte inferior a esta linha é dividida de Z = 0 a Z = − 490,00.
A deriva será de estrutura cantilever, bilongarina e integrada à fuselagem, formando um único corpo.
O leme de direção é monolongarina, articulado na longarina traseira, conforme a inclinação dimensional da figura 2-6-5.
O profundor é bipartido, todo metálico, monolongarina, fixado ao estabilizador, tendo seu eixo de referência localizado na faixa de 55% de corda.

2-6-26. ZONEAMENTO — DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-6-6 e 2-6-7)

A divisão da aeronave em zonas é efetuada para permitir uma fácil localização dos componentes e acessórios.
O zoneamento da aeronave está classificado em ordem crescente da dezena de 10 a 70.
O zoneamento obedece a uma ordem lógica, que vai do nariz ao cone de cauda e da raiz à ponta da asa.



2-6-27. PORTAS DE ACESSO E JANELAS DE INSPEÇÃO — DESCRIÇÃO (figura 2-6-8)

As portas e as janelas de inspeção estão distribuídas dentro do zoneamento já estabelecido no parágrafo anterior.
Portas de acesso são definidas como aquelas para cuja operação não é necessário o auxílio de ferramentas.
Janelas de inspeção são aquelas para cuja remoção necessita-se do manuseio de uma ou mais ferramentas.
A numeração das janelas e das portas de acesso é definida por quatro dígitos, sendo que os dois primeiros incluem a zona e a subzona correspondentes e os dois últimos incluem o número, propriamente dito, de cada acesso. Para a definição do lado em que se encontra a porta ou a janela, usa-se o último dígito, sendo que os números ímpares indicam o lado esquerdo e os números pares indicam o lado direito.

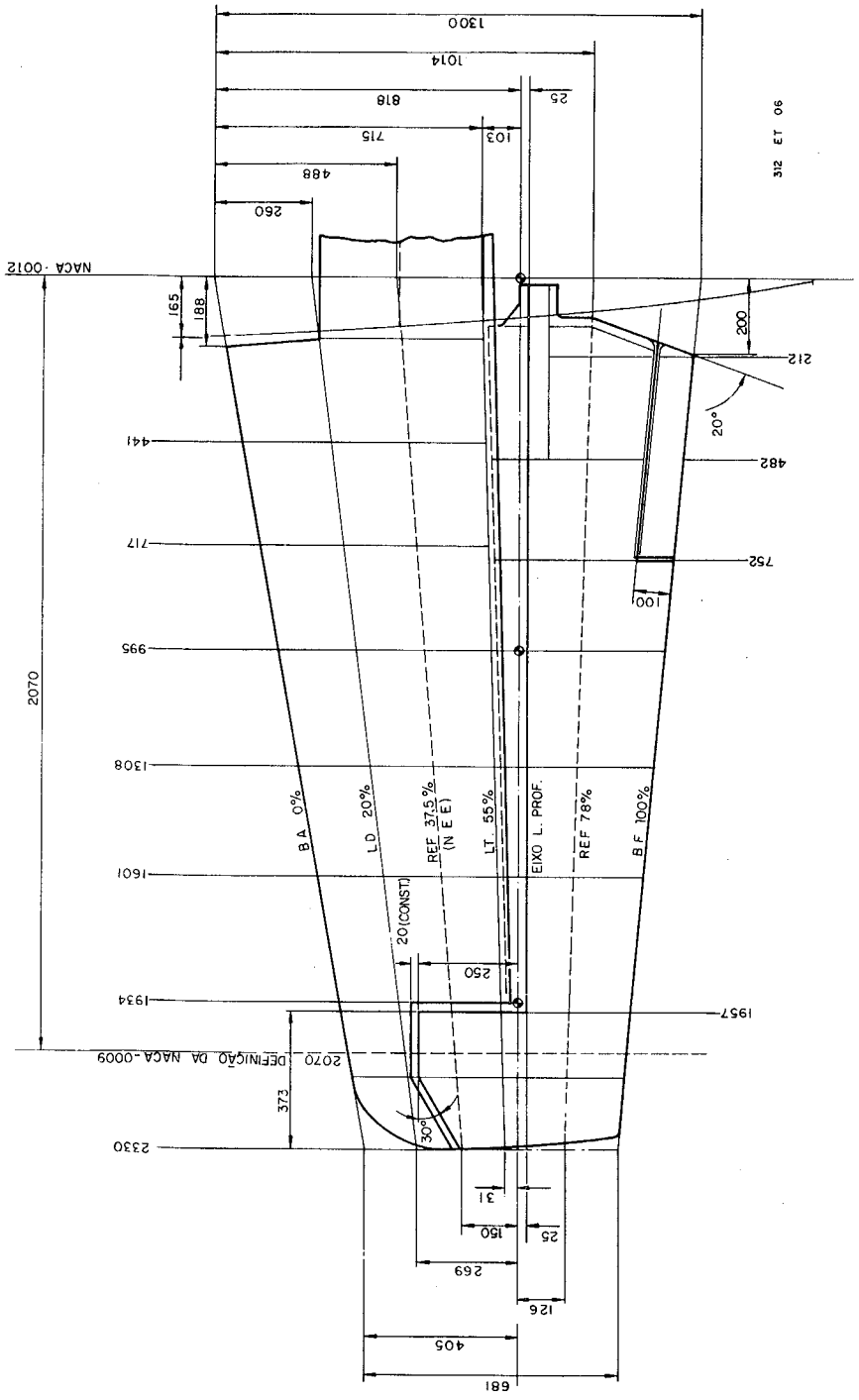


Figura 2-6-4. Definição Geométrica da Empenagem Horizontal

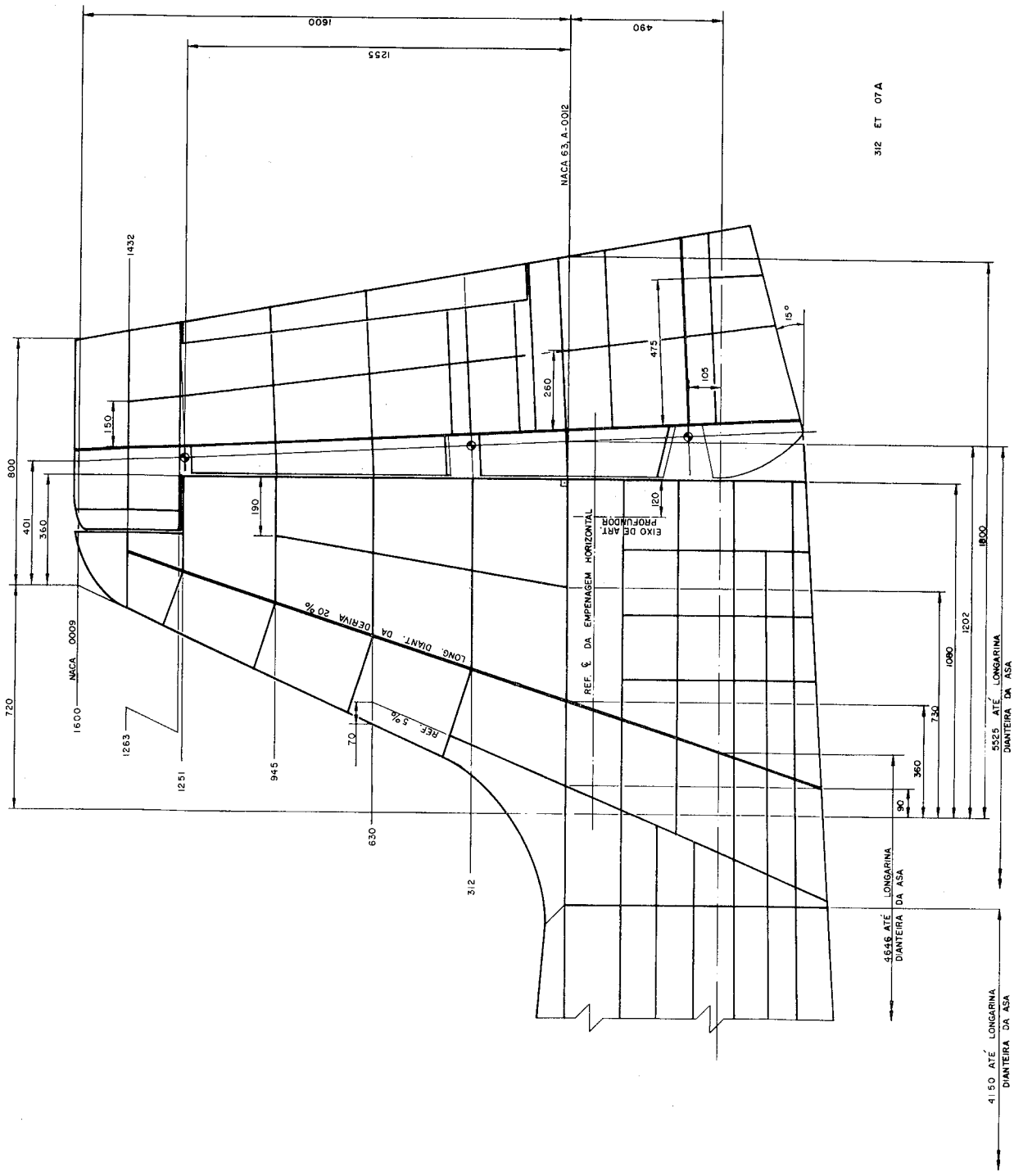


Figura 2-6-5. Definição Geométrica da Empenagem Vertical

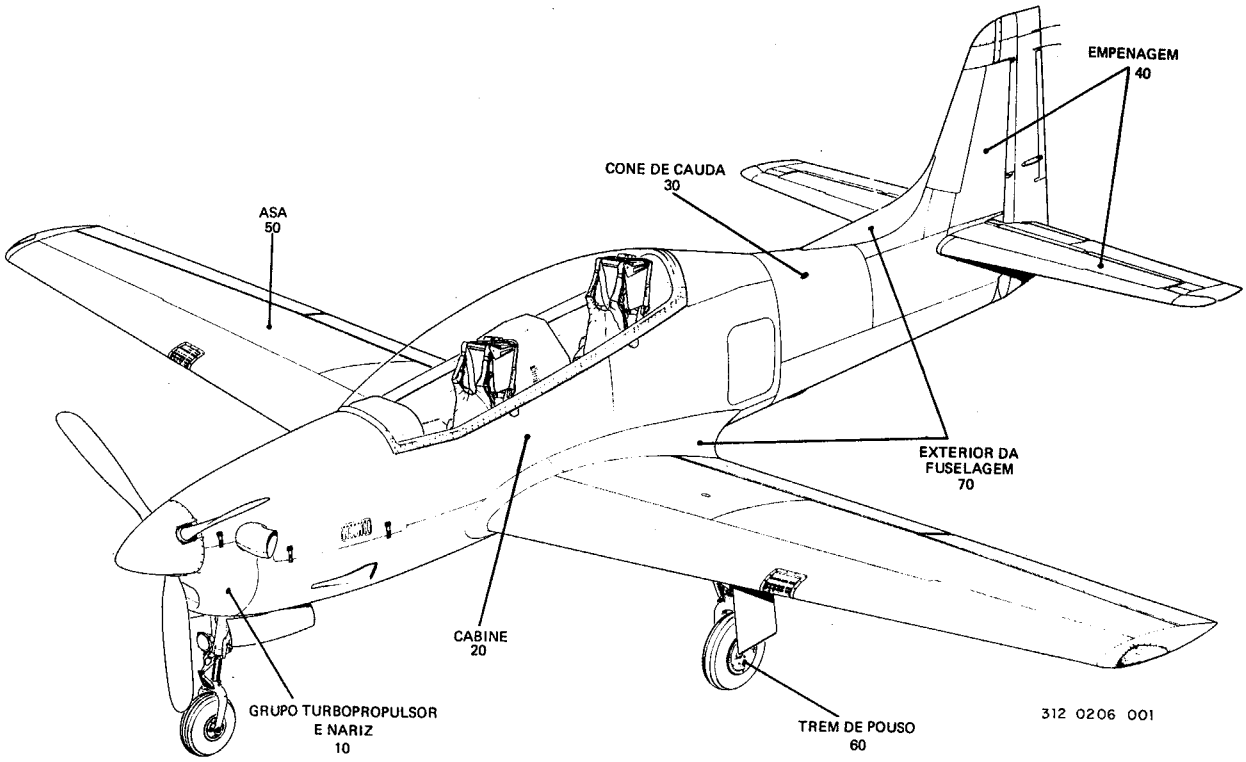


Figura 2-6-6. Zonas Principais da Aeronave

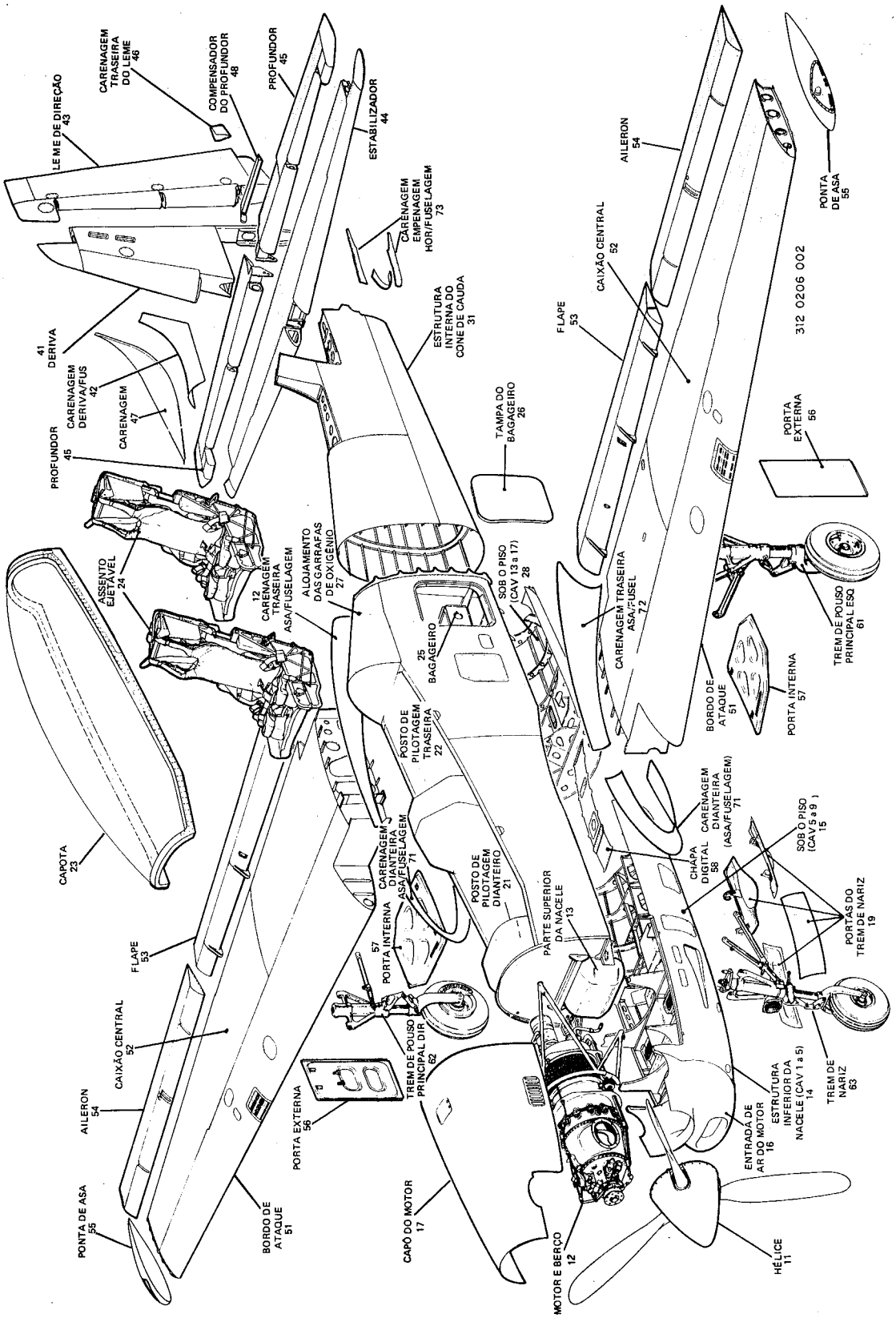


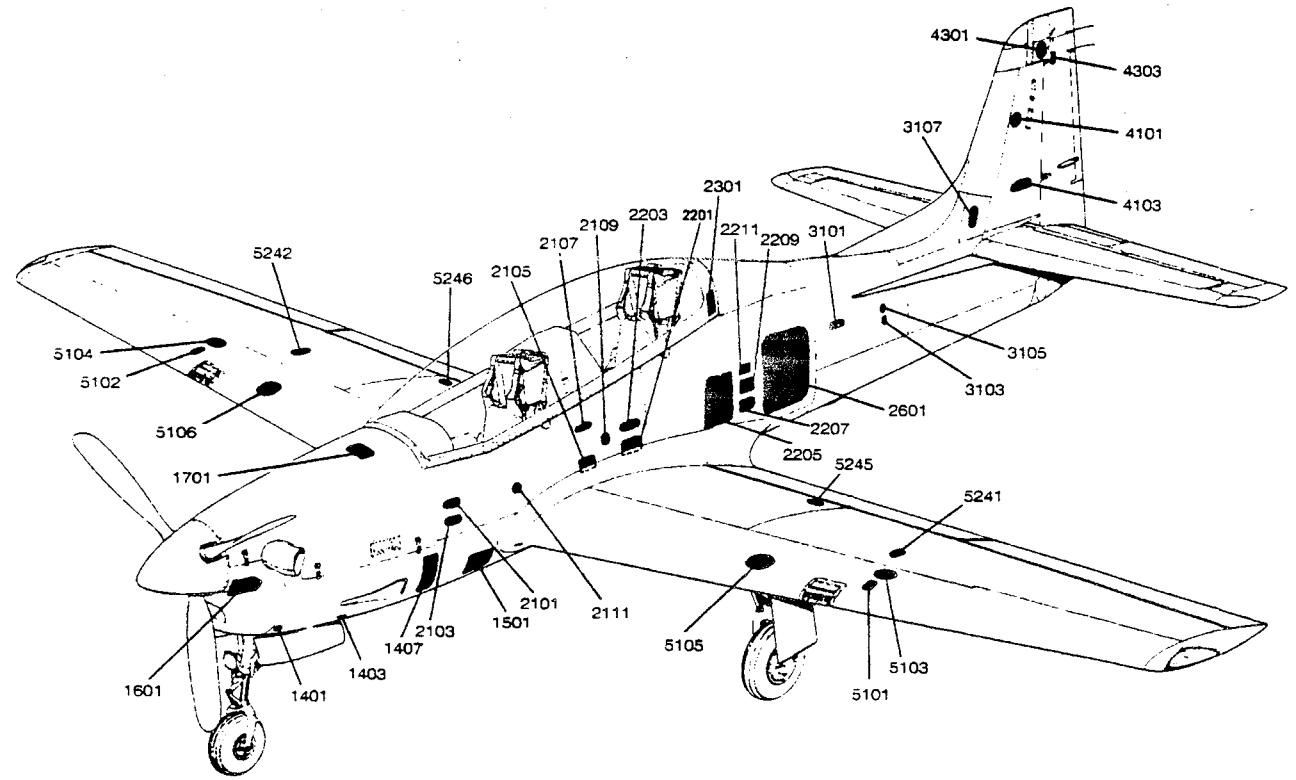
Figura 2-6-7. Sub-Zonas da Aeronave

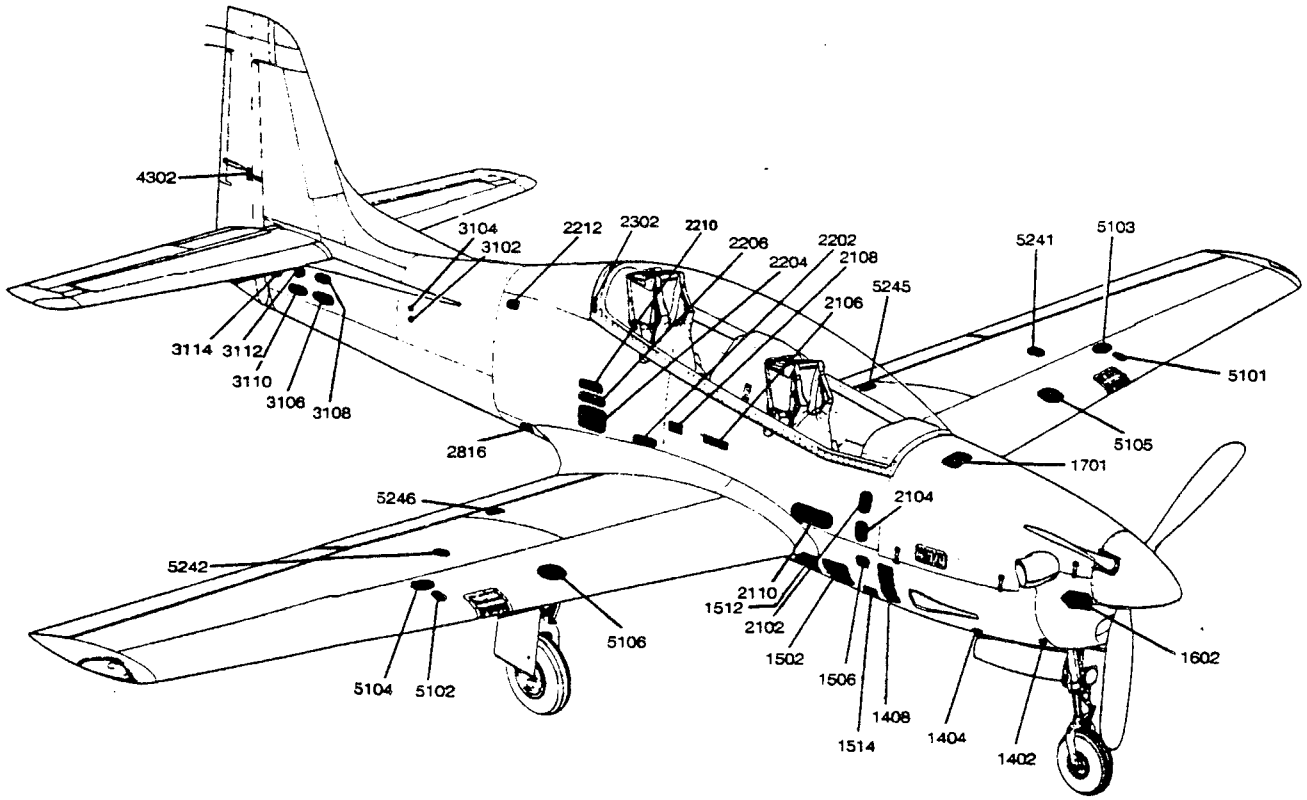
ZONA PRINCIPAL	SUBZONA	ÁREA
10		* Grupo Turbopropulsor e Nariz (entre a estação 0 e a Cav 5)
	11	● Hélice
	12	● Motor e Berço do Motor
	13	● Parte Superior da Nacele
	14	● Estrutura Inferior da Nacele (Cav 1 à 5)
	15	● Sob o Piso (Cav 5 à 9)
	16	● Entrada de Ar do Motor
	17	● Capô do Motor
	18	● Alojamento do Trem de Pouso de Nariz
	19	● Portas do Trem de Pouso de Nariz
20		* Cabine (entre as Cav 5 e 15)
	21	● Posto de Pilotagem Dianteiro
	22	● Posto de Pilotagem Traseiro
	23	● Capota
	24	● Assentos Ejetáveis
	25	● Bagageiro
	26	● Tampa do Porta-bagagem
	27	● Alojamento das Garrafas de Oxigênio
	28	● Sob o Piso (Cav 13 à 17)
30		* Cone de Cauda (entre as Cav 15 e 27)
	31	● Estrutura Interna do Cone de Cauda
40		* Empenagem
	41	● Deriva
	42	● Carenagem Deriva/Fuselagem
	43	● Leme de Direção
	44	● Estabilizador
	45	● Profundores
	46	● Carenagem Traseira do Leme
	47	● Carenagem ou Barbatana Dorsal
	48	● Compensador do Profundor
	49	● Filetes

Legenda das Figuras 2-6-6 e 2-6-7

ZONA PRINCIPAL	SUBZONA	ÁREA
50		* Asa
	51	● Bordos de Ataque
	52	● Caixões Centrais
	53	● Flapes
	54	● Ailerons
	55	● Pontas de Asa
	56	● Portas Externas do Trem de Pouso
	57	● Portas Internas do Trem de Pouso
	58	● Chapa Digital de Emenda da Asa
60		* Trem de Pouso
	61	● Trem de Pouso Principal Esquerdo
	62	● Trem de Pouso Principal Direito
	63	● Trem de Pouso de Nariz
70		* Exterior da Fuselagem
	71	● Carenagens Dianteiras (Asa/Fuselagem)
	72	● Carenagens Traseiras (Asa/Fuselagem)
	73	● Carenagem e Empenagem Horizontal/Fuselagem

Legenda das Figuras 2-6-6 e 2-6-7





312-SG06004-X.RLE

Figura 2-6-8. Portas de Acesso e Janelas de Inspeção (Folha 1 de 2)

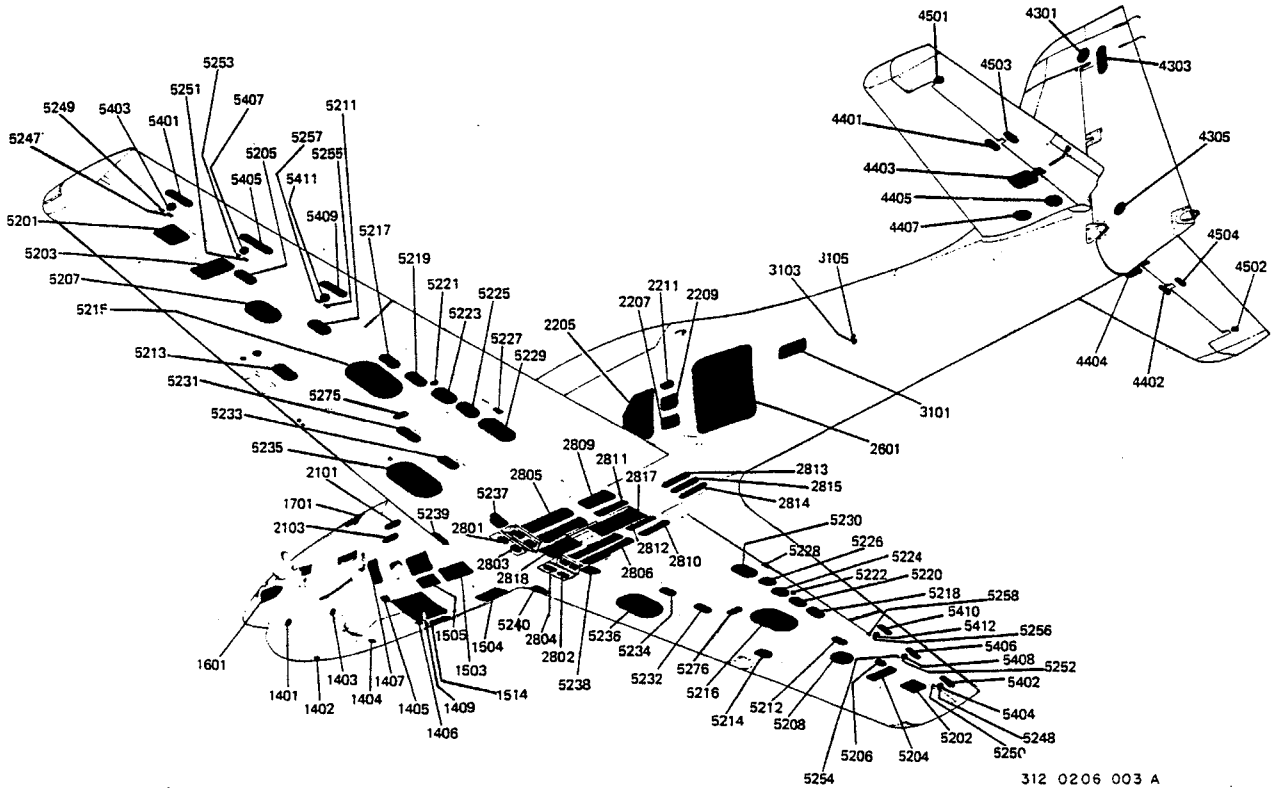


Figura 2-6-8. Portas de Acesso e Janelas de Inspeção (Folha 2 de 2)

Nº DA JANELA	ACESSO
1401	Fixação dianteira do trem de pouso de nariz
1402	Fixação dianteira do trem de pouso de nariz
1403	Fixação traseira do trem de pouso de nariz
1404	Fixação traseira do trem de pouso de nariz
1405	Tubulação de saída do sistema de separação inercial
1406	Tubulação de saída do sistema de separação inercial
1407	Radiador de óleo
1408	Radiador de óleo
1409	Alojamento da bateria
1501	Filtro hidráulico, válvula de corte hidráulico e dreno da linha estática
1502	Caixas de relés
1503	Dreno do filtro de combustível
1504	Conversor-reserva
1505	Válvula de isolamento de retorno do FCU
1506	Resistores de calibração e pontos de medição para o sistema de T_5
1512	Caixa de relés
1514	Conversor principal
1601	Parte inferior da caixa de redução, bujão-dreno e detector de limalhas
1602	Parte inferior da caixa de redução, bujão-dreno e detector de limalhas
1701	Abastecimento e verificação do nível de óleo
2101	Hastes da caixa de manetes, conexões do sistema e painel dianteiro
2102	Cablagem do sistema elétrico e conectores
2103	Hastes da caixa de manetes, conexões do sistema elétrico e alimentação hidráulica
2104	Cablagem do sistema elétrico
2105	Tubulação hidráulica e mangueira de refrigerante
2106	Conexões elétricas, fixação e inspeção dos comandos de ignição
2107	Implantação da cablagem elétrica e conexões do sistema hidráulico
2108	Painel de disjuntores traseiro
2109	Cablagem do sistema de ignição e cablagem elétrica
2110	Painel dianteiro de disjuntores e caixa de relés
2111	Haste e microinterruptor da chave seletora do flape do posto dianteiro
2201	Válvula seletora do abaixamento de emergência do trem de pouso e tubulação hidráulica
2202	Comandos do console lateral direito traseiro e cablagem elétrica
2203	Comandos do motor e tubulações hidráulicas
2204	Motor do ventilador do subsistema de distribuição
2205	Compartimento hidráulico, verificação do nível do reservatório
2206	Dutos de ar condicionado
2207	Tomada de pressão do sistema hidráulico
2209	Reservatório/filtro secador de refrigerante
2210	Cablagem, tubulações e caixa de relés.

Legenda da Figura 2-6-8

Nº DA JANELA	ACESSO
2211	Apoio para subir na aeronave
2212	Tomada de oxigênio
2213	Nível do reservatório hidráulico
2301	Punho externo de ruptura da capota
2302	Punho externo de ruptura da capota
2601	Porta-bagagem, esticadores dos cabos de comandos, acumulador hidráulico e compartimento eletrônico
2801	Bomba e tubulações de combustível
2802	Bomba e tubulações de combustível
2803	Conexões e tubulações do sistema de combustível
2804	Conexões e tubulações do sistema de combustível
2805	Condensador
2806	Condensador
2809	Guinhol interno, cabos flexíveis do aileron e dreno da linha Pitot
2810	Cabos flexíveis do aileron e dreno da linha Pitot
2811	Roldana do comando do aileron e tubulação do ar condicionado
2812	Roldana do comando do aileron e tubulação do ar condicionado
2813	Visualização e inspeção do guinhol e cabos flexíveis do profundor e do leme
2814	Visualização e inspeção do guinhol e cabos flexíveis do profundor e do leme
2815	Visualização e inspeção do guinhol e cabos flexíveis do profundor e do leme
2816	Tomada da fonte externa
2817	Inspeção e instalação das roldanas e cabos dos comandos do aileron
2818	Tubo de interconexão dos pedais ao guinhol dianteiro do leme
3101	Painel de enchimento do acumulador e tomada de nitrogênio.
3102	Tomada estática
3103	Tomada estática
3104	Tomada estática
3105	Tomada estática
3106	Guinhol traseiro do profundor, cabos e roldanas do leme
3107	Compensador da bússola e detector de fluxo
3108	Guinhol traseiro do profundor, cabos e roldanas do leme
3110	Cabos de acionamento do profundor e leme de direção
3112	Cabos e guinhóis de acionamento do leme
3114	Cabos e guinhóis de acionamento do leme
4101	Acoplamento da antena de VOR/ILS e coaxiais
4103	Atuador do compensador do leme de direção
4301	Parafuso de fixação da ponta superior do leme
4302	Suporte central de fixação do leme de direção
4303	Suporte superior de fixação do leme de direção
4305	Ferragem de articulação do leme de direção

Legenda da Figura 2-6-8

Nº DA JANELA	ACESSO
4401	Suporte central de fixação da haste de articulação do profundor
4402	Suporte central de fixação da haste de articulação do profundor
4403	Fixação das ferragens do atuador do compensador do profundor
4405	Fixação do estabilizador horizontal ao cone de cauda
4406	Fixação do estabilizador horizontal ao cone de cauda
4407	Fixação do estabilizador horizontal ao cone de cauda
4408	Fixação do estabilizador horizontal ao cone de cauda
4501	Suporte externo de fixação da articulação do profundor
4502	Suporte externo de fixação da articulação do profundor
4503	Suporte central de fixação da articulação do profundor
4504	Suporte central de fixação da articulação do profundor
5101	Fixação dos pilones externos
5102	Fixação dos pilones externos
5103	Fixação dos pilones externos
5104	Fixação dos pilones externos
5105	Fixação dos pilones internos e casulo de metralhadora
5106	Fixação dos pilones internos e casulo de metralhadora
5201	Fonte das luzes estroboscópicas
5202	Fonte das luzes estroboscópicas
5203	Tubulação da linha do pitot, guinhol externo do aileron e linha de ventilação do tanque de combustível
5204	Tubulação da linha do pitot, guinhol externo do aileron e linha de ventilação do tanque de combustível
5205	Fixação do guinhol externo do aileron
5206	Fixação do guinhol externo do aileron
5207	Roldanas e cabos do aileron, tubulação da linha do Pitot
5208	Roldanas e cabos do aileron, tubulação da linha do Pitot
5211	Inspeção da conexão de armamento
5212	Inspeção da conexão de armamento
5213	Suporte de ajuste do farol de aterragem
5214	Suporte de ajuste do farol de aterragem
5215	Tanque de combustível
5216	Tanque de combustível
5217	Cabos de comando do aileron e tubulação da linha do Pitot
5218	Cabos de comando do aileron e tubulação da linha do Pitot
5219	Inspeção da conexão do pilone, cabos do aileron e tubulação da linha do Pitot
5220	Inspeção da conexão do pilone, cabos do aileron e tubulação da linha do Pitot
5221	Conector subalar
5222	Conector subalar
5223	Guia do cabo do aileron, roldanas e guinhol do flape

Legenda da Figura 2-6-8

Nº DA JANELA	ACESSO
5224	Guia do cabo do aileron, roldanas e guinhol do flape
5225	Guia do cabo do aileron, roldanas e guinhol do flape
5226	Guia do cabo do aileron, roldanas e guinhol do flape
5227	Articulação da haste do atuador do flape e reostato elétrico
5228	Articulação da haste do atuador do flape e reostato elétrico
5229	Guinhol e cabos de comando do flape
5230	Guinhol e cabos de comando do flape
5231	Fixação do trem de pouso principal e linha de combustível
5232	Fixação do trem de pouso principal e linha de combustível
5233	Fixação do trem de pouso principal e linha de combustível
5234	Fixação do trem de pouso principal e linha de combustível
5235	Inspeção do tanque de combustível
5236	Inspeção do tanque de combustível
5237	Dreno do tanque de combustível
5238	Dreno do tanque de combustível
5239	Válvula sensora do nível de combustível
5240	Válvula sensora do nível de combustível
5241	Tampa do tanque de combustível
5242	Tampa do tanque de combustível
5245	Fixação do atuador do flape
5246	Fixação do atuador do flape
5247	Ferragem externa de articulação do aileron
5248	Ferragem externa de articulação do aileron
5249	Ferragem externa de articulação do aileron
5250	Ferragem externa de articulação do aileron
5251	Ferragem central de articulação do aileron
5252	Haste de acionamento do aileron
5253	Haste de acionamento do aileron
5254	Aileron central de articulação do flape
5255	Ferragem interna de articulação do aileron
5256	Ferragem interna de articulação do aileron
5257	Ferragem interna de articulação do aileron
5258	Ferragem interna de articulação do aileron
5275	Vareta de nível de combustível (dripless stick)
5276	Vareta de nível de combustível (dripless stick)
5401	Fixação da articulação da extremidade do aileron
5402	Fixação da articulação da extremidade do aileron
5403	Fixação da articulação da extremidade do aileron
5404	Fixação da articulação da extremidade do aileron
5405	Fixação da haste da articulação central do aileron

Legenda da Figura 2-6-8

Nº DA JANELA	ACESSO
5406	Fixação da haste da articulação central do aileron
5407	Fixação da haste da articulação central do aileron
5408	Fixação da haste da articulação central do aileron
5409	Fixação da articulação da haste do compensador do aileron
5410	Fixação da articulação da haste do compensador do aileron
5411	Fixação da articulação da parte interna do aileron
5412	Fixação da articulação da parte interna do aileron

Legenda da Figura 2-6-8

SEÇÃO II
SUSPENSÃO, IÇAMENTO E ESCORAMENTO (7 - 00 - 00)

2-7-1. DESCRIÇÃO GERAL

A suspensão, o içamento e o escoramento da aeronave ou de algum componente em geral são necessários para a execução de serviços de manutenção.
A suspensão total da aeronave é realizada por meio de macacos hidráulicos dispostos em três pontos preestabelecidos, de modo a manter o equilíbrio necessário para se proceder a um serviço de manutenção com segurança.
Eventualmente, pode-se proceder à suspensão parcial de cada perna do trem de pouso, quando forem necessários serviços na roda e pneus.
A suspensão total da aeronave é necessária para:

- Operação do trem de pouso no solo
- Serviços e manutenção completa do trem de pouso (abastecimento e enchimento dos amortecedores)
- Nivelamento do avião
- Pesagem e balanceamento

Nota

- No caso em que todos os pneus do trem principal e trem de nariz encontrem-se vazios, para qualquer serviço nas rodas, é necessário levantar totalmente a aeronave.
- Para remoção ou instalação do motor, hélice ou asa é necessário o içamento das referidas partes.

2-7-2. SUSPENSÃO TOTAL EM MACACOS (figura 2-7-1)

São três os pontos de apoio dos macacos no avião. Sob a fuselagem, na região do nariz, encontra-se o ponto de apoio dianteiro, enquanto que os outros dois pontos estão sob as asas.
Os suportes são fixados à estrutura da aeronave conforme mostra a figura e encaixam-se perfeitamente no eixo rosqueado do macaco, o que confere segurança quanto a possíveis deslocamentos da aeronave.
Os macacos, em forma de tripé, são acionados por um sistema hidráulico e travados mecanicamente.

O suporte dianteiro localiza-se na parte inferior da fuselagem, na caverna 6 (Est. 2907,0) e os dois suportes traseiros localizam-se na parte inferior de cada asa (Est. 2869,0), colocados simetricamente em relação à linha de centro do avião.

Nota

O avião não deve ser suspenso com cargas assimétricas nas asas.

2-7-2A. SUSPENSÃO PARCIAL EM MACACO

A perna de força do trem de pouso do nariz é suspensa parcialmente com o auxílio de um adaptador que se instala na base do garfo da roda para o encaixe do macaco de acionamento mecânico.
(24) Para a suspensão parcial da perna de força do trem de pouso principal o adaptador para o macaco é instalado no suporte que encontra-se na base do eixo da roda.

2-7-3. OPERAÇÃO DE SUSPENSÃO EM MACACOS

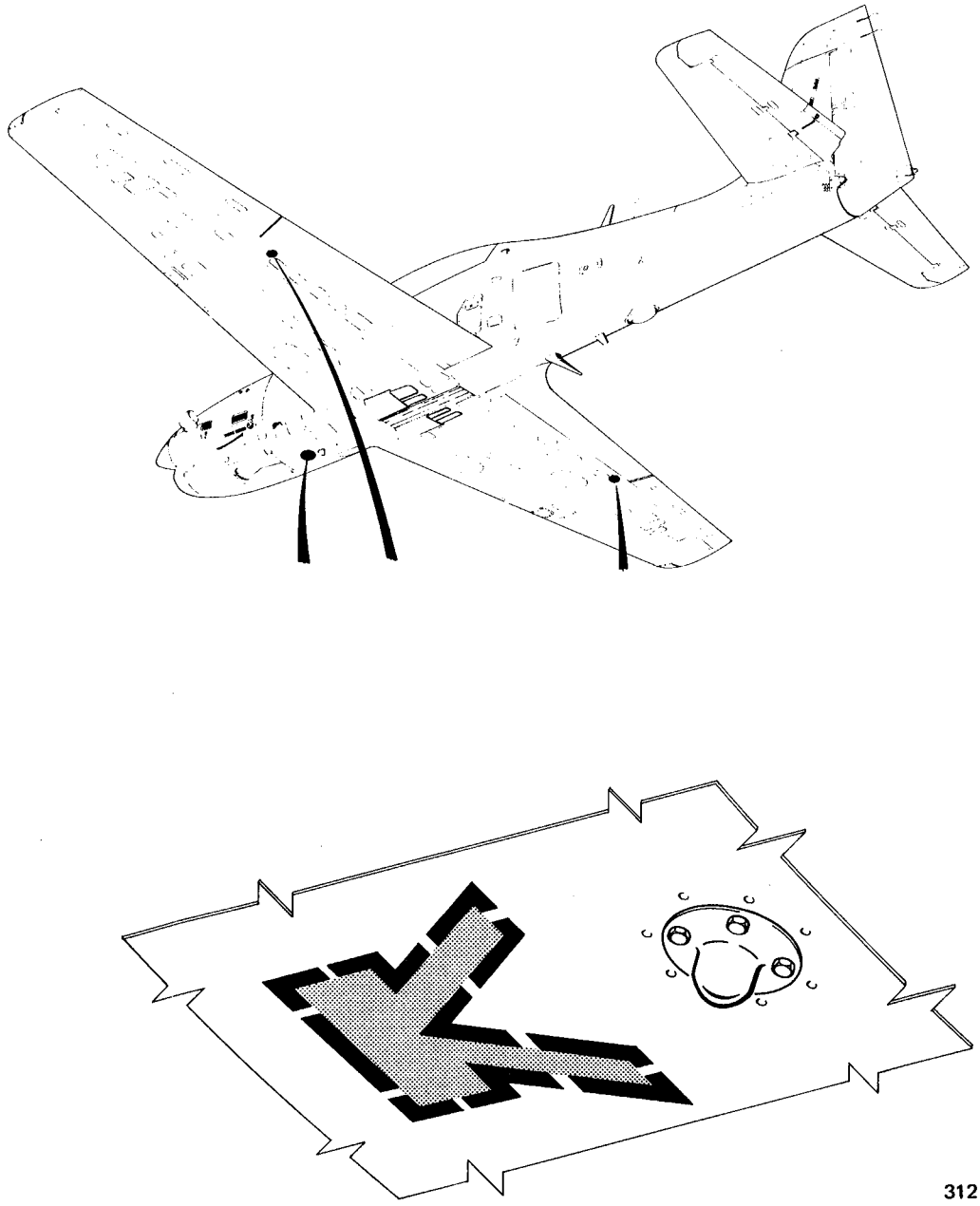
Para operar os macacos, inicialmente deve-se fechar a válvula de alívio do sistema hidráulico. Para evitar a presença de bolhas de ar no sistema deve-se abaixar o pistão (eixo roscado) até esgotar o ar contido.
Após fechar a válvula do pistão hidráulico, pode-se proceder ao acionamento do macaco com o auxílio da alavanca em movimentos de sobe e desce até a posição desejada, tomando-se cuidado para evitar o desencaixe do eixo roscado no apoio da aeronave.
Deve-se acionar os macacos simultaneamente, de modo que a aeronave seja suspensa niveladamente em relação ao solo.
Para o abaixamento da aeronave basta destravar a válvula do sistema hidráulico de modo que o eixo-pistão se recolha lentamente, abaixando o avião.

2-7-3A. SUSPENÇÃO E IÇAMENTO EM EMERGÊNCIA

Uma aeronave acidentada, com os trens recolhidos, pode ser suspensa com o auxílio de balonetes de ar, ou içada por meio de um dispositivo de içamento.
O limite máximo de peso para o içamento da aeronave é de 2100 kg.

2-7-4. IÇAMENTO E ESCORAMENTO DO MOTOR (figura 2-7-2)

O içamento e o escoramento do motor são feitos de forma convencional, utilizando guindaste com estropo constituído de um conjunto de três ferragens, cada uma com um ponto de engate no motor. Este estropo é acoplado ao gancho do guindaste, o qual é acionado manualmente por



312 0207 003A

Figura 2-7-1. Pontos de Apoio do Macaco

uma catraca.
O peso do gancho, juntamente com o estropo, garante o tracionamento do cabo de aço do guindaste.
Este guindaste possui rodas para o traslado do motor até o carro-suporte, onde normalmente ele é acoplado. O carro-suporte é usado somente para o transporte do motor, sendo o guindaste aplicado especificamente para o içamento.

O carro-suporte aloja o motor, por meio de seu berço, em quatro pontos de fixação.

Nota

Durante as operações de içamento e escoramento, deve-se tomar cuidado para evitar possíveis danos causados por impactos no motor.

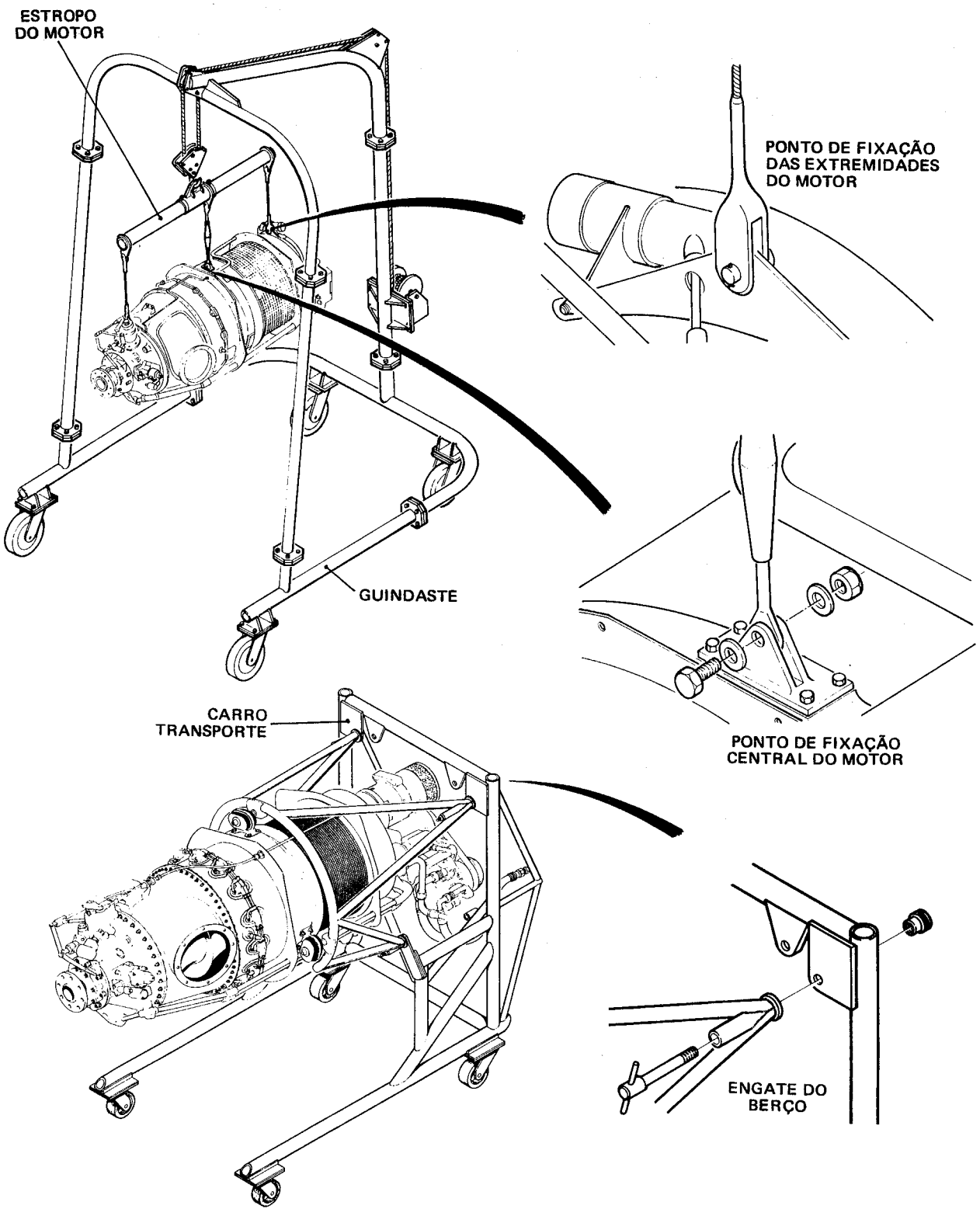


Figura 2-7-2. Içamento e Escoramento do Motor

2-7-5. OPERAÇÃO DE IÇAMENTO E DE ESCORAMENTO DO MOTOR (figura 2-7-2)

Deve-se posicionar o guindaste de modo que se possa conectar o estropo nos três pontos de engate. Fixado o motor, pode-se acionar a catraca para o içamento.
Quando a altura for suficiente para que se possa trasladar o motor, a manivela da catraca deve ser travada por meio do pino colocado na sua roda dentada.
Procede-se, então, à operação de escoramento sobre o carro-suporte. Esta operação é feita posicionando-se, inicialmente, o motor nos quatro pontos de fixação do berço e soltando-se o guindaste.

2-7-6. IÇAMENTO E ESCORAMENTO DA HÉLICE (figura 2-7-3)

O içamento da hélice é feito utilizando-se o mesmo guindaste usado para o motor.
O estropo da hélice é constituído de uma cinta, dividida em duas partes por um anel metálico, e tendo em cada extremidade uma presilha triangular.
Cada parte da cinta envolve uma pá da hélice e as duas presilhas e o anel metálico são colocados no mesmo gancho.
O escoramento da hélice é efetuado no carro-suporte, o qual consiste de uma estrutura tubular sobre rodas e de um cubo flangeado no ponto de conexão com a bandeja da hélice.

2-7-7. OPERAÇÃO DE IÇAMENTO E ESCORAMENTO DA HÉLICE (figura 2-7-3)

O guindaste é operado conforme descrito no parágrafo 2-7-5.
A hélice deve ser içada acoplada a uma cinta, que escora a hélice e está presa ao gancho.
A hélice é colocada no carro-suporte com seu flange fixado ao cubo flangeado do carro-suporte.

2-7-8. ESCORAMENTO DA ASA (figura 2-7-4)

Para a remoção e a instalação da asa na fuselagem, usam-se dois tipos de carro: o carro de apoio simples e o carro para transporte. O primeiro escora a asa em dois pontos extremos; o segundo é constituído de dois apoios circulares giratórios que escoram a asa em duas posições extremas ao lado dos alojamentos dos trens de pouso esquerdo e direito.

O conjunto carro-suporte/asa torna-se solidário e seguro para o transporte mediante travamentos adequados da estrutura circular e com a aplicação dos localizadores que posicionam o carro.

2-7-9. OPERAÇÃO DE ESCORAMENTO DA ASA (figura 2-7-4)

Após a colocação da asa sobre os carros de apoio, procede-se à operação de passagem da asa para o carro-transporte.
Para o acoplamento da asa ao carro-transporte introduz-se o carro pelo bordo de ataque, até que a asa esteja perfeitamente ajustada e apoiada nas estruturas circulares direita e esquerda.
Uma vez ajustada a asa nos dois apoios correspondentes, deve-se abaixar a peça articulada fixada por presilha à asa e à estrutura do carro.
Os localizadores são eixos rosqueados que, uma vez apoiados ao solo, fixam o carro e não permitem seu deslocamento.
A ajustagem de inclinação da asa é feita girando-se as estruturas circulares sobre as roldanas localizadas na parte inferior do carro. Para travar na posição desejada, existem furos posicionadores, no semicírculo da estrutura, nos quais introduz-se os pinos-trava.
Para o acoplamento asa/fuselagem, a operação é inversa e a asa é novamente colocada sobre os carros de apoio simples e levada para a posição de junção onde se procede à sua fixação.

2-7-10. IÇAMENTO E ESCORAMENTO DA FUSELAGEM

O carro-suporte da fuselagem deve ser utilizado para qualquer operação de manutenção, em que seja necessária a remoção da asa.
O carro-suporte da fuselagem é de estrutura metálica e engloba alguns conjuntos básicos, a saber: o conjunto de apoio, de localização, de suspensão e transporte e uma estrutura propriamente dita.
O conjunto de apoio compreende duas peças de madeira fixadas a uma estrutura metálica articulável.
Os localizadores são eixos rosqueados a uma base e posicionam o carro-suporte no lugar onde será fixado juntamente com a fuselagem.
Para que os localizadores sejam os únicos pontos de apoio do carro, o conjunto de roda deve ser suspenso.
Para isso, posicionam-se os localizadores na altura dese-

jada e procede-se ao levantamento das rodas.
O içamento pode ser efetuado por braços de força desde que se use equipamento adequado como estropo.

2-7-11. OPERAÇÃO DE ESCORAMENTO DA FUSELAGEM

A fuselagem é apoiada sobre partes articuláveis por braços esticadores, que podem ser removidos, retirando-se os pinos de travamento junto à estrutura de apoio e de base do carro.
O transporte da fuselagem é feito por carro dotado de rodas que podem ser suspensas por meio de manivela.
Esta suspensão é aplicada quando se deseja fixar o carro ao solo pelos posicionadores.
As partes articuladas do carro permitem o livre deslocamento deste por baixo da fuselagem, quando esta é içada pelo braço de força.

2-7-12. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio necessário para os procedimentos de suspensão, içamento e escoramento do avião ou de partes componentes, relacionado em forma de tabela.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
AERAZUR EFA TIPO 60	Balonetes de ar	Equivalente	Suspensão de aeronave acidentada.
EMB-00165-001	Carro de transporte	—	Transportar a aeronave.
EMB-00185-001	Dispositivo de Içamento	—	Içamento da aeronave.
AL-342-1	Macaco para Suspensão do Avião	—	Manter a aeronave suspensa para serviços de manutenção.
EMB-00720-002	Carro-suporte do Motor	—	Sustentar o motor em seu berço para transporte e serviços.
4A-6000-W25H	Guindaste	Equivalente	Içar o motor e a hélice para sua retirada do avião ou do carro-suporte.
312-00007-401-W11H	Estropo do Motor	—	Içamento do motor e conexão entre o guindaste e o motor.
EMB-00721-002	Carro-suporte da Hélice	—	Apoiar a hélice para estocagem, manutenção e transporte.
4A-6710-W11H	Cinta de Remoção da Hélice	Equivalente	Suportar a hélice no guindaste.
EMB-00722-002	Carro para Transporte da Asa	—	Escorar e locomover a asa.
312-00039-001-W13H3	Carro de Apoio Simples	Equivalente	Escorar a asa.
312-00020-001-W13H	Carro para transporte da fuselagem	—	Suportar e transportar a estrutura da fuselagem.

Tabela 2-7-1. Equipamento de Apoio

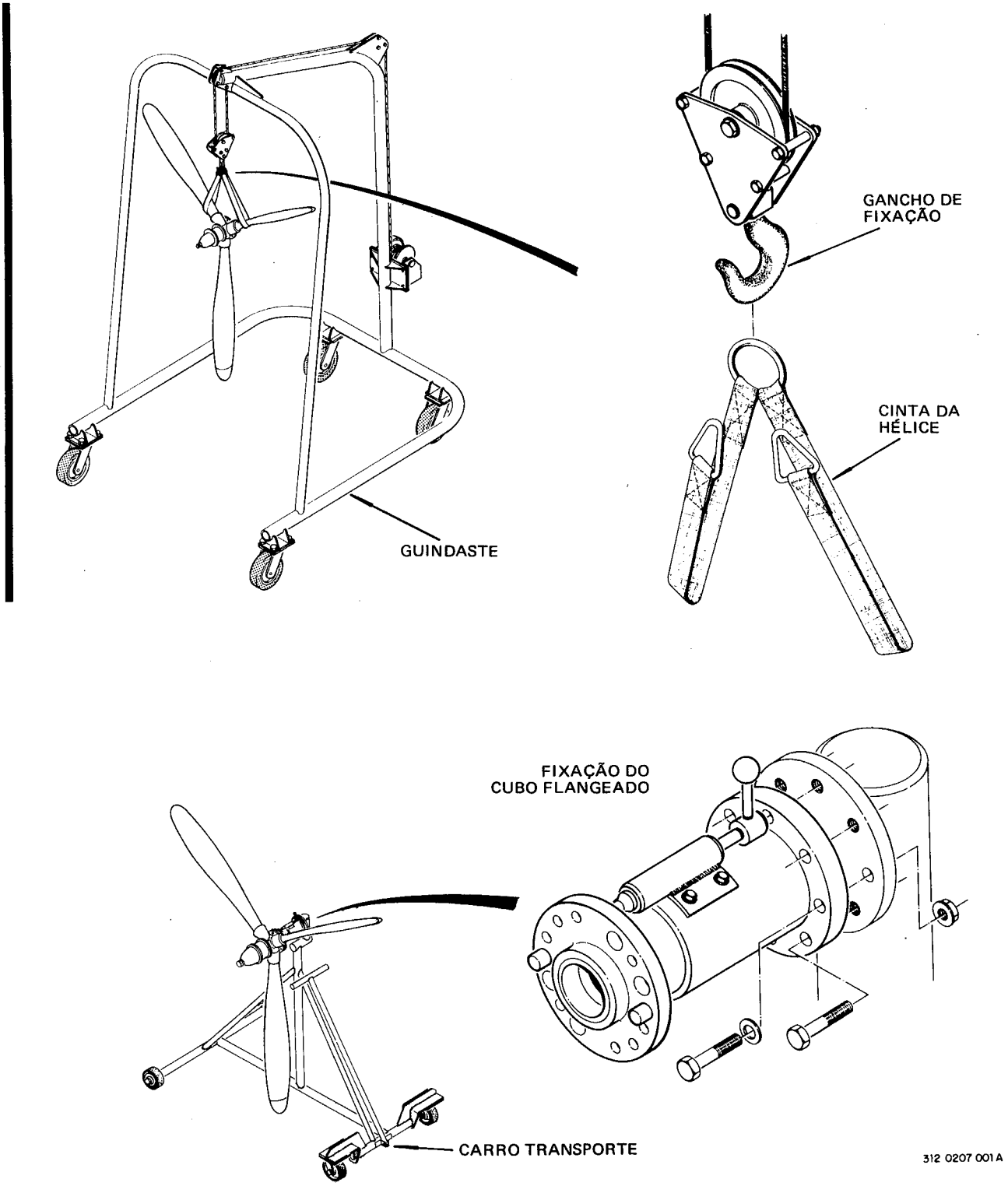


Figura 2-7-3. Içamento e Escoramento da Hélice

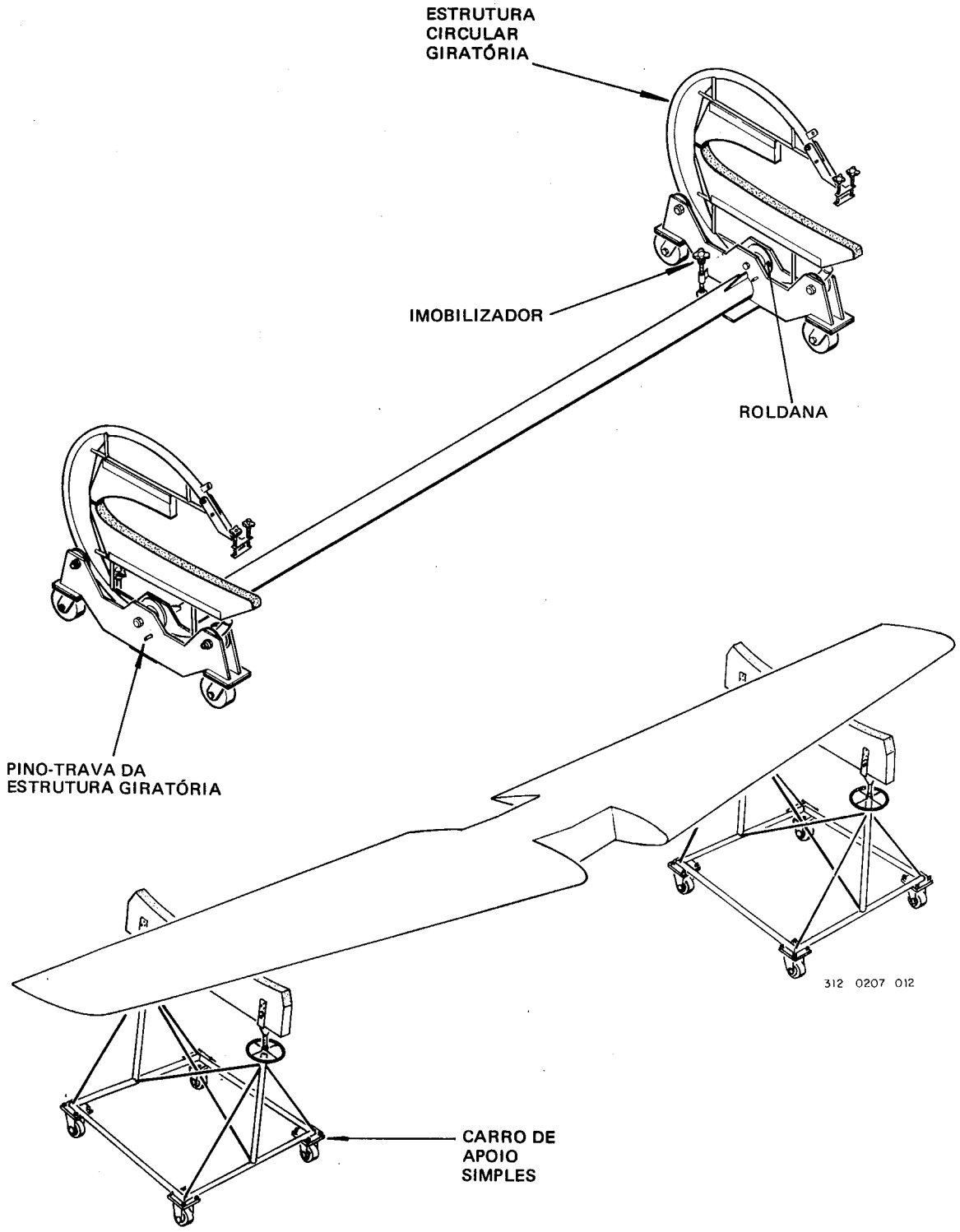


Figura 2-7-4. Escoramento da Asa

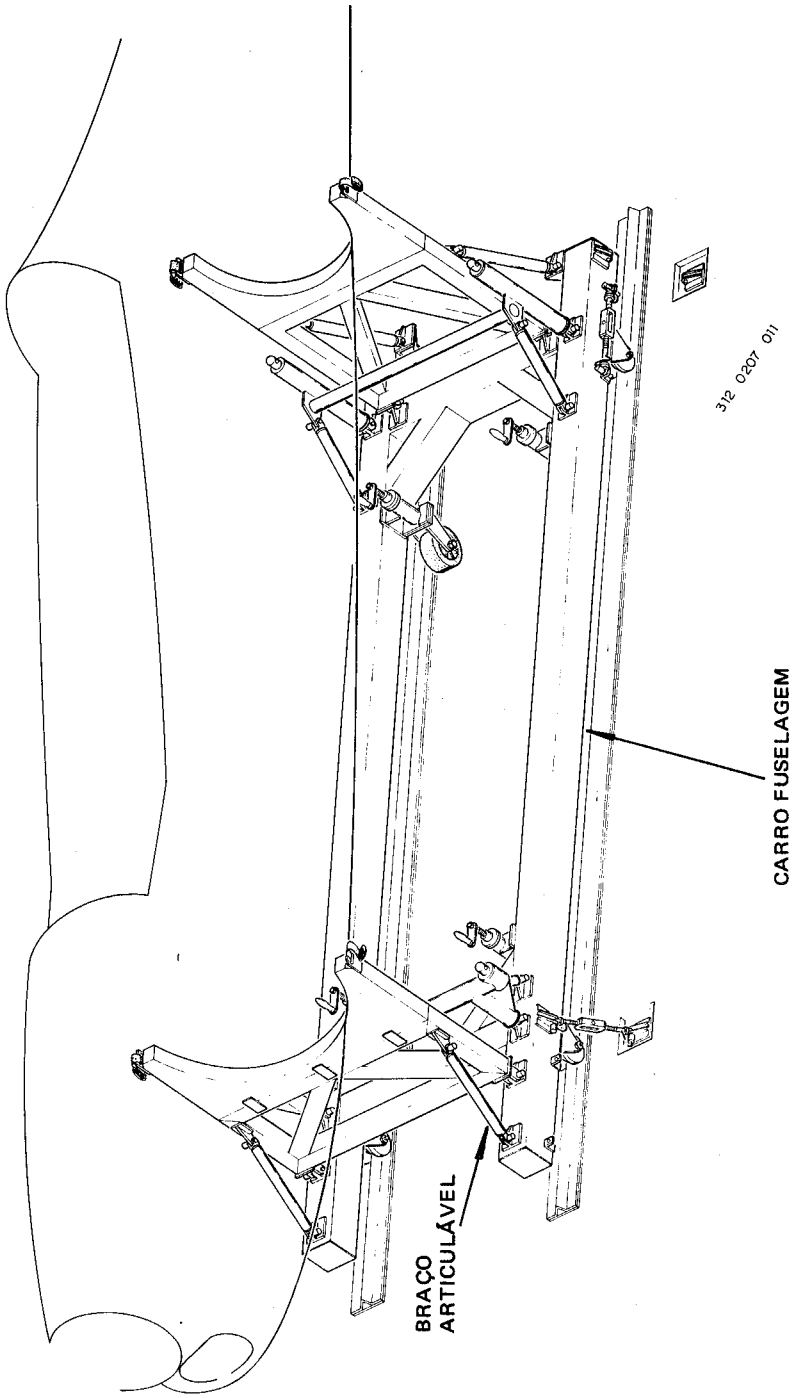


Figura 2-7-5. Escoramento da Fuselagem

SEÇÃO II
NIVELAMENTO E PESAGEM (8 - 00 - 00)

2-8-1. DESCRIÇÃO GERAL

A aeronave deve ser operada dentro dos limites definidos de peso e balanceamento. Portanto, é essencial que o peso e o centro de gravidade sejam cuidadosamente determinados.
O desempenho, o rendimento e a definição das características reais da aeronave estão diretamente ligados à precisão destas operações.
O nivelamento é essencial nas operações de pesagem e harmonização.
Outras operações, tais como alinhamento de rodas, certos procedimentos de calibração de combustível e inspeções gerais são precedidas do nivelamento da aeronave.
Com a operação de pesagem determina-se o peso vazio básico, com este dado, pode-se determinar o centro de gravidade e avaliar a distribuição de cargas, definindo as características operacionais.

2-8-2. NIVELAMENTO DA AERONAVE (figura 2-8-1)

Esta operação é executada com um dispositivo de nivelamento, utilizado também como base para o suporte da luneta de harmonização, e um nível de bolha do conjunto da balança eletrônica.
O dispositivo de nivelamento, sobre o qual é apoiado o nível da bolha, é fixado em três pontos no posto dianteiro da cabine.
O ponto do lado direito é alcançado após a remoção da bolsa guarda pinos de segurança.
Com a aeronave suspensa em macacos por três pontos, inicia-se o nivelamento, primeiramente o transversal, obtido através da alteração na altura dos macacos posicionados sob as asas. Logo após, faz-se o nivelamento longitudinal obtido pela alteração da altura do macaco posicionado sob o nariz da aeronave.
Assim, deve-se abaixar ou levantar os macacos, até que a bolha do cilindro nivelador se posicione entre as marcações de referência.

2-8-3. OPERAÇÃO DE PESAGEM DA AERONAVE (figura 2-8-2)

Para determinar o peso vazio básico da aeronave, é necessário certificar-se de que todos os equipamentos do avião e os equipamentos acopláveis estejam colocados em seus locais próprios. Este procedimento garante a precisão da indicação de peso para cada célula de carga.
Antes da pesagem propriamente dita, é necessário que a aeronave esteja isenta de sujeira, graxas ou corpos estranhos que alterem os resultados obtidos.
Ainda como condição de preparação para a pesagem, os flapes devem estar recolhidos, todas as superfícies de comando na posição neutra e a capota fechada e travada.
Estas condições garantem que não se verifiquem variações no registro das células de carga.
A operação de pesagem é realizada com balança eletrônica e consiste em introduzir três células de carga entre cada um dos macacos e seus respectivos pontos de apoio.
Estas células, uma vez pressionadas, em função desta deflexão, registra, através de um painel indicador, a carga, aplicada individualmente em cada célula.
Esta indicação individual é feita através de um seletor localizado no painel.

2-8-4. EQUIPAMENTO DE APOIO NO SOLO

Os equipamentos de apoio para os procedimentos de nivelamento e pesagem estão relacionados na Tabela 2-8-1.

2-8-5. MATERIAL DE CONSUMO

Não aplicável.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
155800-01	Balança eletrônica.	—	Pesar a aeronave.
312-10698-001-W12H2	Dispositivo de nivelamento	—	Nivelar a aeronave

Tabela 2-8-1. Equipamento de Apoio

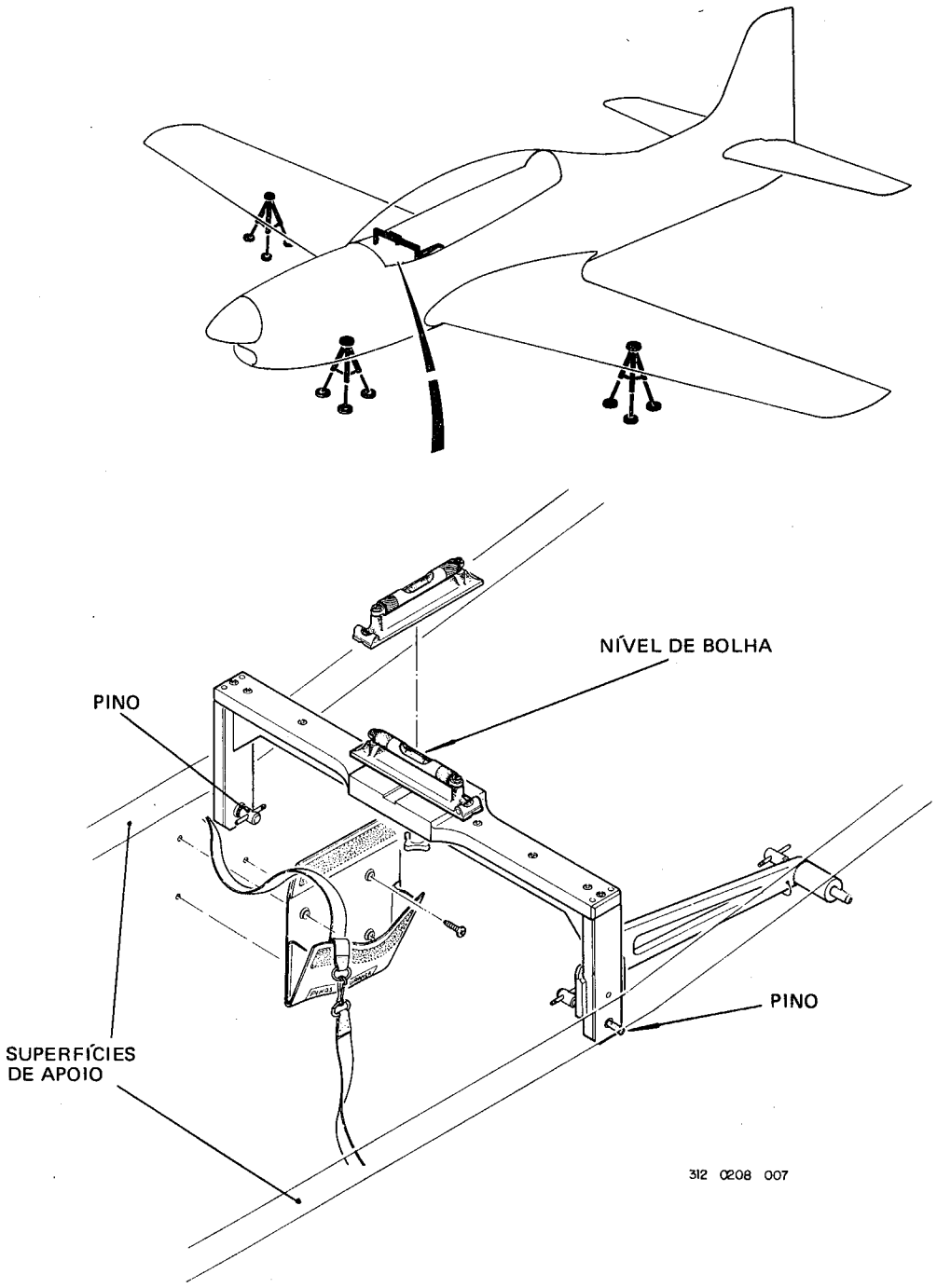


Figura 2-8-1. Nivelamento da Aeronave

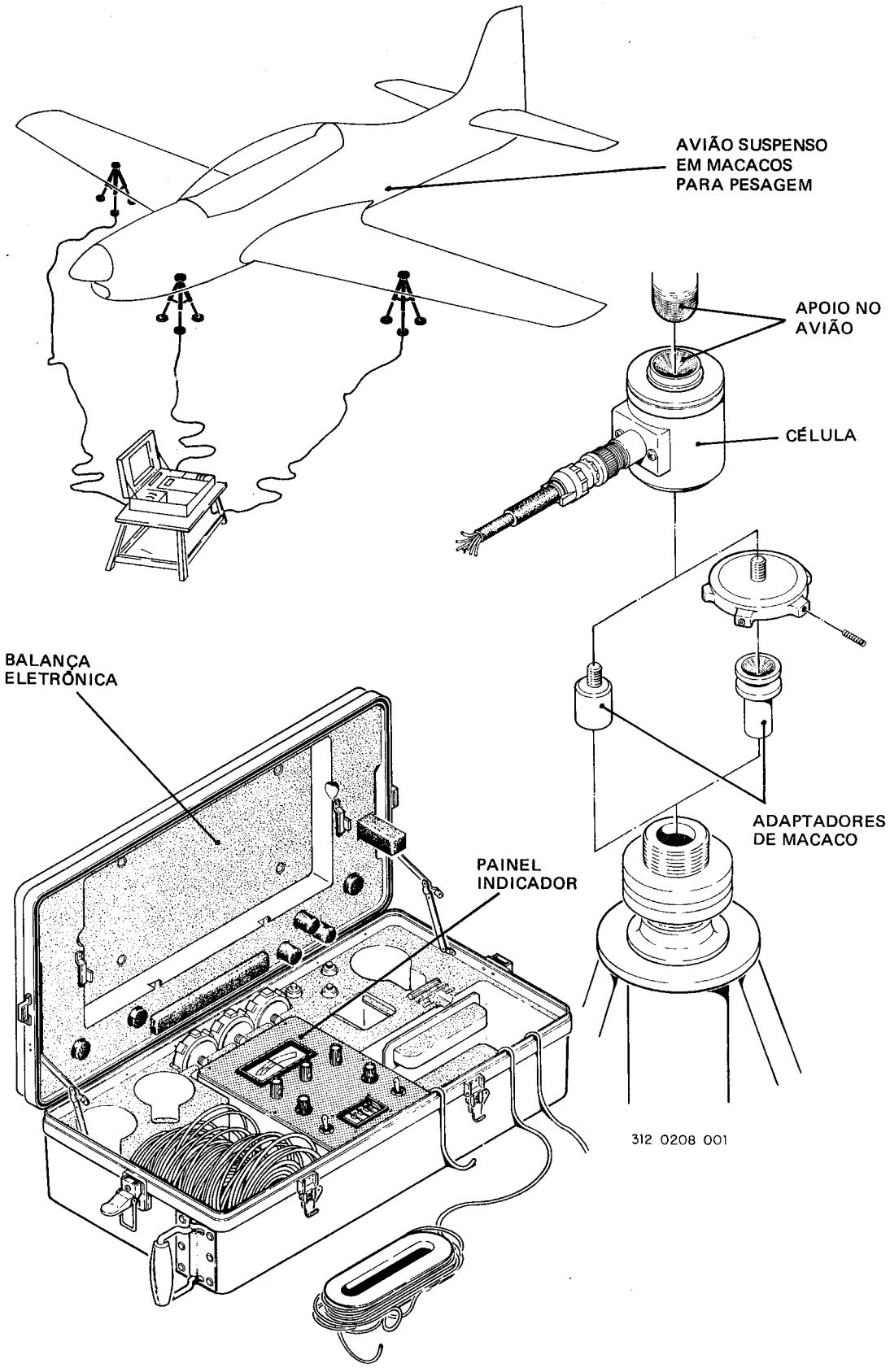


Figura 2-8-2. Operação de Pesagem da Aeronave

SEÇÃO II
REBOQUE E TÁXI (9 - 00 - 00)

2-9-1. DESCRIÇÃO GERAL

O reboque da aeronave pode ser efetuado manualmente ou com o auxílio de um trator.
Ao deslocar a aeronave no solo, devem ser observados os raios mínimos de viragem (figura 2-9-1), para que se desloque a aeronave com segurança.

O táxi deve ser efetuado por pessoal familiarizado com os procedimentos de partida, corte e operação da aeronave. As velocidades devem ser compatíveis com o pátio onde a aeronave é manobrada. Devem ser observados ainda os espaços disponíveis em áreas congestionadas e a possibilidade de taxiar a aeronave dentro dos espaços mínimos requeridos.

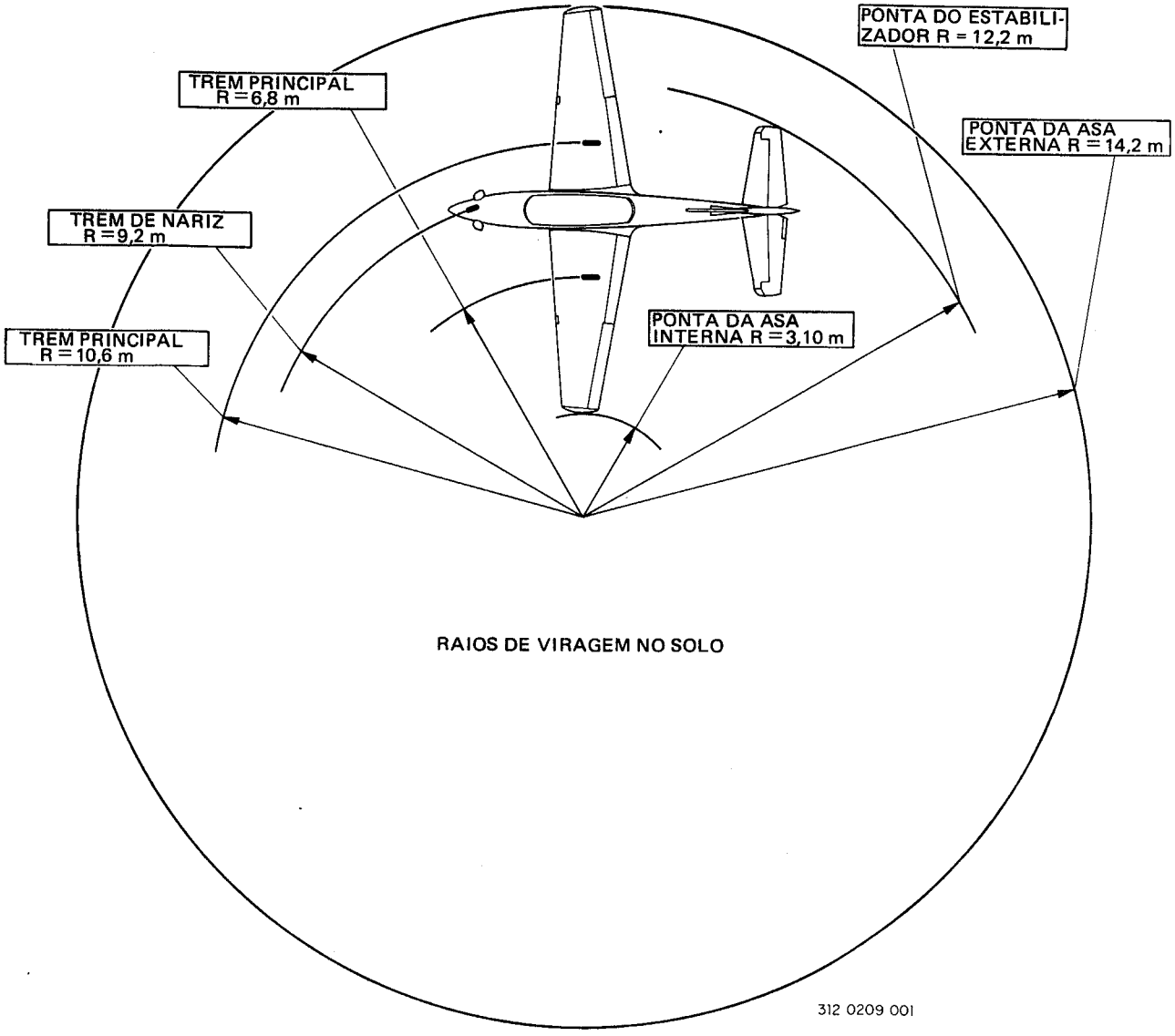


Figura 2-9-1. Raios de Viragem no Solo

2-9-2. OPERAÇÃO DE REBOQUE MANUAL (figura 2-9-2)

Para o reboque manual utiliza-se um garfo de manobra, que é acoplado à roda do trem de pouso de nariz. Este conjunto permite um ângulo de giro dentro de uma faixa-limite de 40°, o que corresponde a uma deflexão máxima de 20° para a esquerda ou para a direita, durante a manobra.

Nota

A indicação do ângulo de giro máximo permissível está especificada na marcação localizada no trem de pouso de nariz.

A operação consiste em empurrar a aeronave pelos bordos de fuga dos flapes, usando como pontos de apoio para as mãos as regiões mais resistentes que correspondem aos pontos de fixação das articulações dos flapes.
É indispensável que um técnico se posicione na cabine de pilotagem, a fim de acionar o freio em caso de necessidade.
Terrenos acidentados devem ser evitados, devido à possibilidade de desequilíbrio e conseqüente avaria da aeronave.

2-9-3. OPERAÇÃO DE REBOQUE COM TRATOR (figura 2-9-2)

A operação de reboque com trator é executada com o auxílio do garfo de reboque acacoplado à roda do trem de nariz.

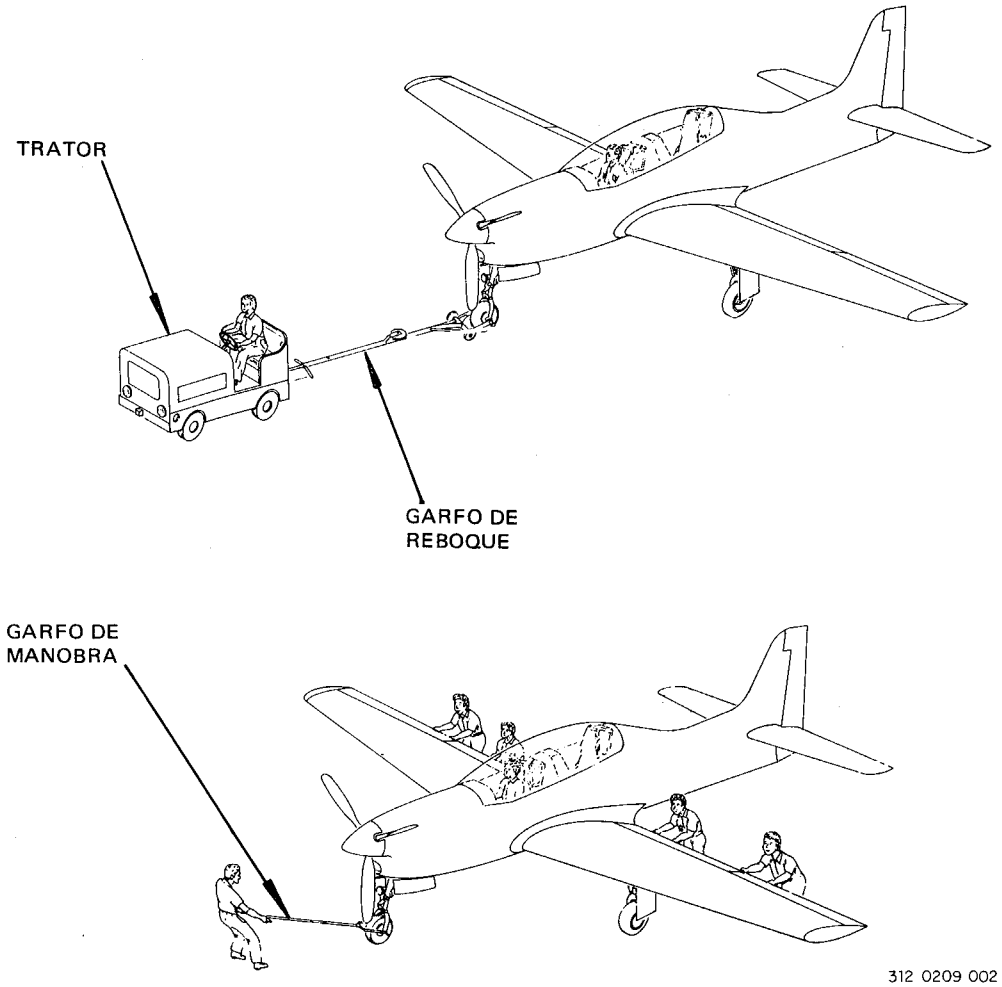


Figura 2-9-2. Operações com Reboque Manual e com Trator

Nas extremidades dos braços fixos do garfo estão localizados pinos, que são introduzidos nos furos do eixo da roda. O travamento desses pinos é efetuado, girando-se os mesmos no sentido horário.
Existe no garfo uma seção frágil que permite o rompimento do mesmo em caso de tracionamento brusco, evitando assim que partes da aeronave e, em particular, do trem de pouso se danifiquem.
Durante esta operação, também é necessário que um técnico permaneça na cabine de pilotagem, a fim de acionar o freio em caso de necessidade.

ADVERTÊNCIA

A velocidade durante o reboque não deve exceder 10 km/h.

2-9-4. OPERAÇÃO DE TÁXI

O táxi da aeronave deve ser efetuado por pessoal qualificado e familiarizado com o procedimento de partida e corte dos motores e com as técnicas de operação da aeronave.
Após efetuado o ciclo de partida (veja o Capítulo 71 desta Seção), o operador deve ligar os faróis de táxi (veja o Capítulo 33 desta Seção) e liberar o freio de estacionamento através do punho de comando localizado no painel central do posto de pilotagem dianteiro (veja o Capítulo 32 desta Seção).

Nota

Se a partida for efetuada com a fonte externa da unidade auxiliar de partida (UAP), o operador, logo após, deve posicionar o seletor de bateria em BAT INT e providenciar a remoção da fonte externa.

Em pátios congestionados, onde o táxi é realizado nas proximidades de outras aeronaves em funcionamento, deve-se usar 100% de oxigênio, a fim de evitar a contaminação por monóxido de carbono.

Nota

Para a operação do sistema de oxigênio, deve-se consultar o Capítulo 35 desta Seção.

Após estes procedimentos preliminares, a aeronave pode ser manobrada, observando-se os espaços mínimos requeridos para o táxi.
Não deve ser permitida a permanência de pessoal dentro das áreas de perigo especificadas na figura 2-9-3.

2-9-5. EQUIPAMENTO DE APOIO NO SOLO

Os equipamentos de apoio no solo, para os procedimentos de reboque e táxi, estão relacionados na tabela 2-9-1.

2-9-6. MATERIAL DE CONSUMO

Não aplicável.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
EMB-00244-001	Garfo de manobra	–	Rebocar a aeronave manualmente
EMB-00189-002	Garfo de reboque	–	Rebocar a aeronave com trator

Tabela 2-9-1. Equipamento de Apoio

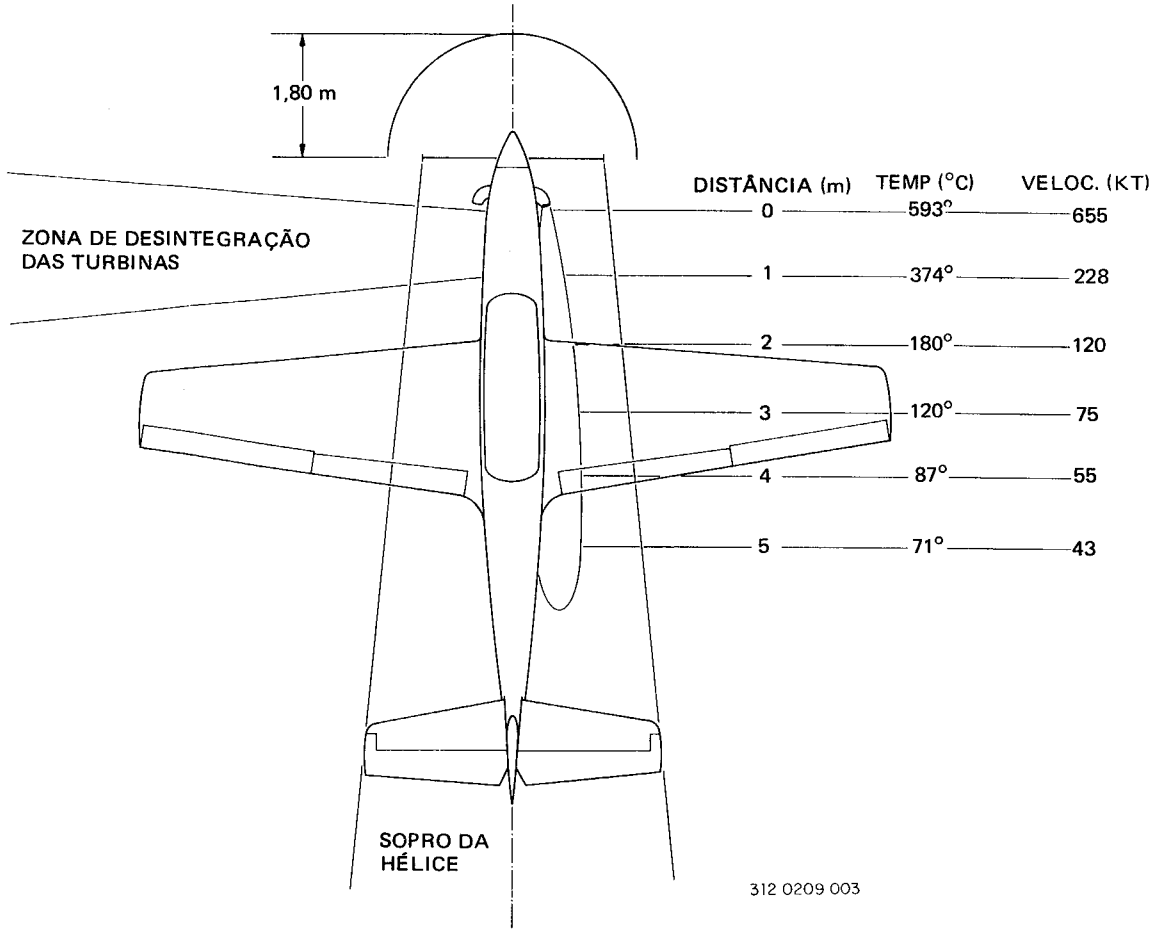


Figura 2-9-3. Áreas de Perigo

SEÇÃO II
MARCAÇÕES E ESQUEMAS DE CORES EXTERNAS (11 - 10 - 00)

2-11-1. DESCRIÇÃO GERAL

Esta seção apresenta as especificações e requisitos de cores da pintura externa da aeronave.

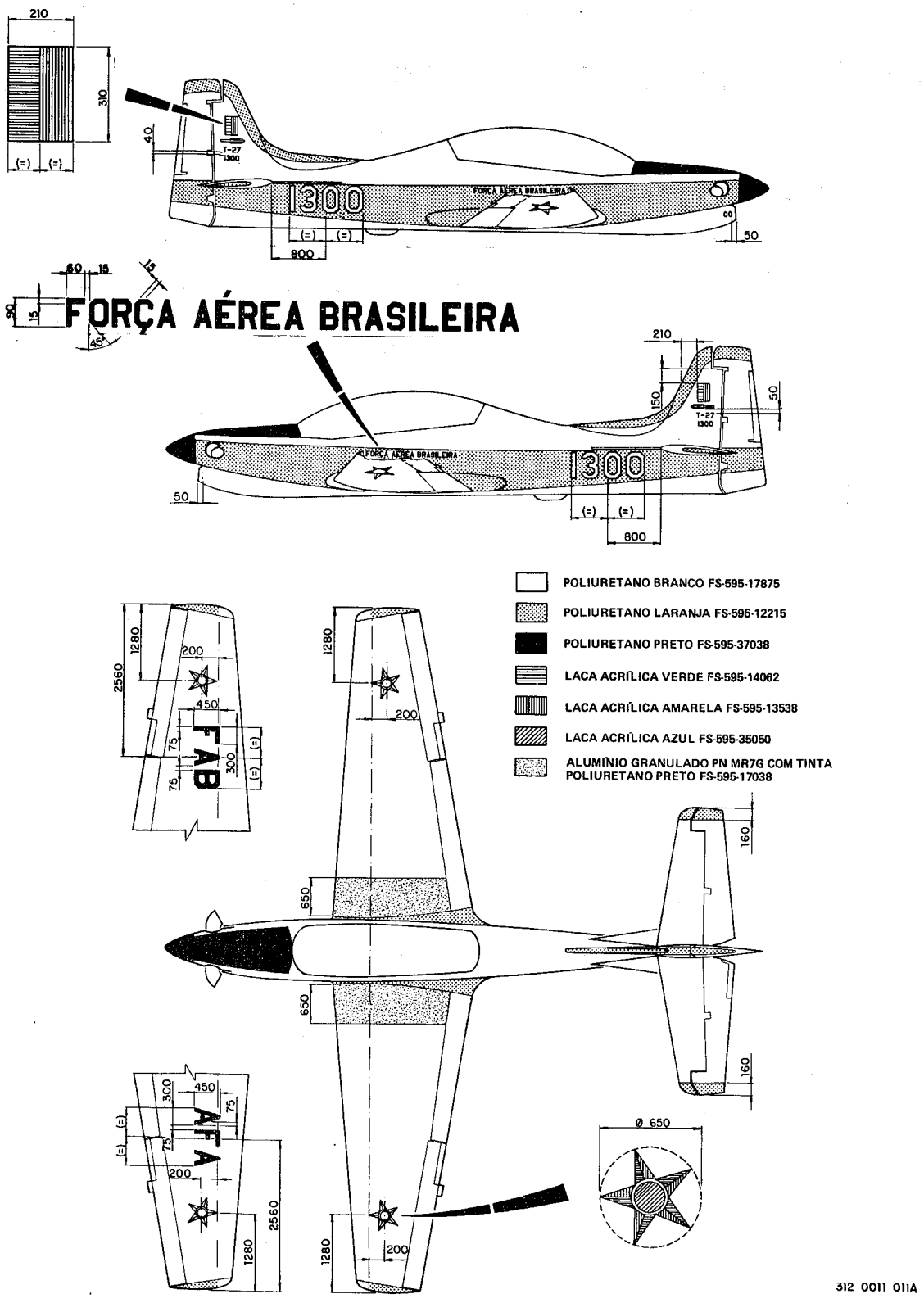


Figura 2-11-1. Marcações e Esquemas de Cores Externas

SEÇÃO II
LETREIROS E MARCAÇÕES EXTERNOS (11 - 20 - 00)

2-11-2. DESCRIÇÃO GERAL

Esta seção apresenta a localização e dimensões dos letreiros, marcações e inscrições técnicas externas, requeridos para informações de segurança e manutenção da aeronave.

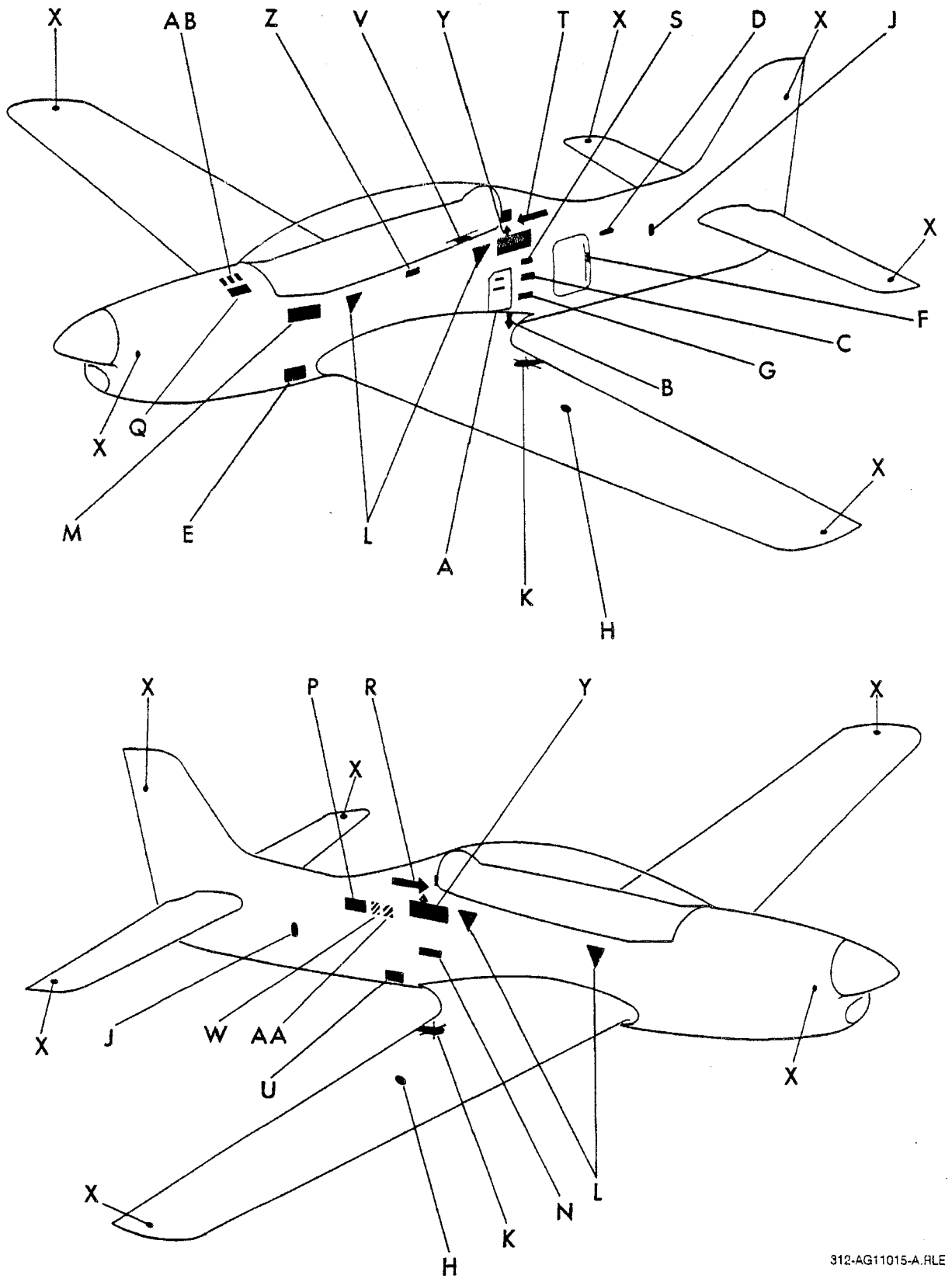
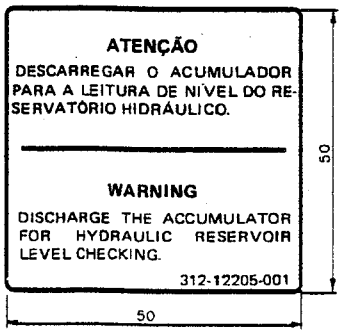
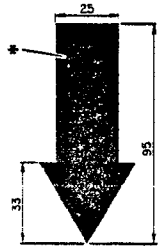
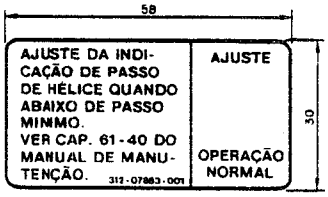


Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externas - Vista Superior (Folha 1 de 4)







DET. "C"

NÍVEL DO FLUIDO
RESERVATÓRIO HID.

COMPARTIMENTO
HIDRÁULICO

DET. "A"

ESTRIBO
NÃO FECHAR MANUALMENTE

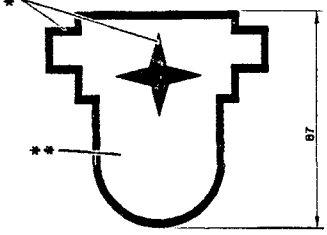
DET. "B"

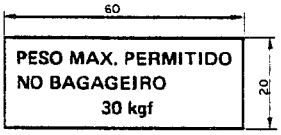
1 - ABRIR VÁLVULA DE DESCARGA E ESPERAR ESTABILIZAÇÃO DA PRESSÃO INDICADA NO MANÔMETRO.
ENTRE 980 E 1020 psi.
2 - OBSERVAR RETORNO DA VÁLVULA A POSIÇÃO FECHADA.
3 - SE A PRESSÃO ESTIVER BAIXA, COMPLETAR COM NITROGÊNIO BB-N-411-TYPE I CLASS I GRADE B.
AO ENCHER USAR OUTRO MANÔMETRO COMO REFERÊNCIA.
312-10713-001

PRÉ-CARGA
ACUMULADOR EMERGÊNCIA

DET. "D"

DRENO PITOT

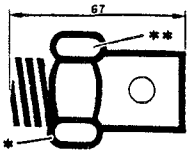




DET. "F"

FILTRO HIDRÁULICO

DET. "E"

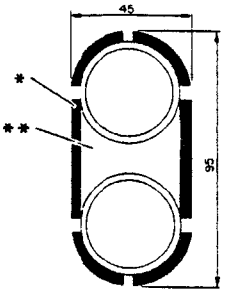


DET. "G"

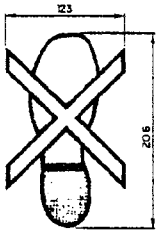
COMBUSTÍVEL
347 LITROS
JET A-1

VEJA MANUAL DE VÔO

DET. "H"



DET. "J"



DET. "K"



DET. "L"

ESTE AVIÃO DISPÕE DE CORDÃO EXPLOSIVO PARA EMERGÊNCIA DA CAPOTA

DET. "M"

* LACA ACRÍLICA PRETA FS-595-37038

** LACA ACRÍLICA AMARELA FS-595-33538

312-AG11016-B.RLE

Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externas — Vista Superior (Folha 2 de 4)

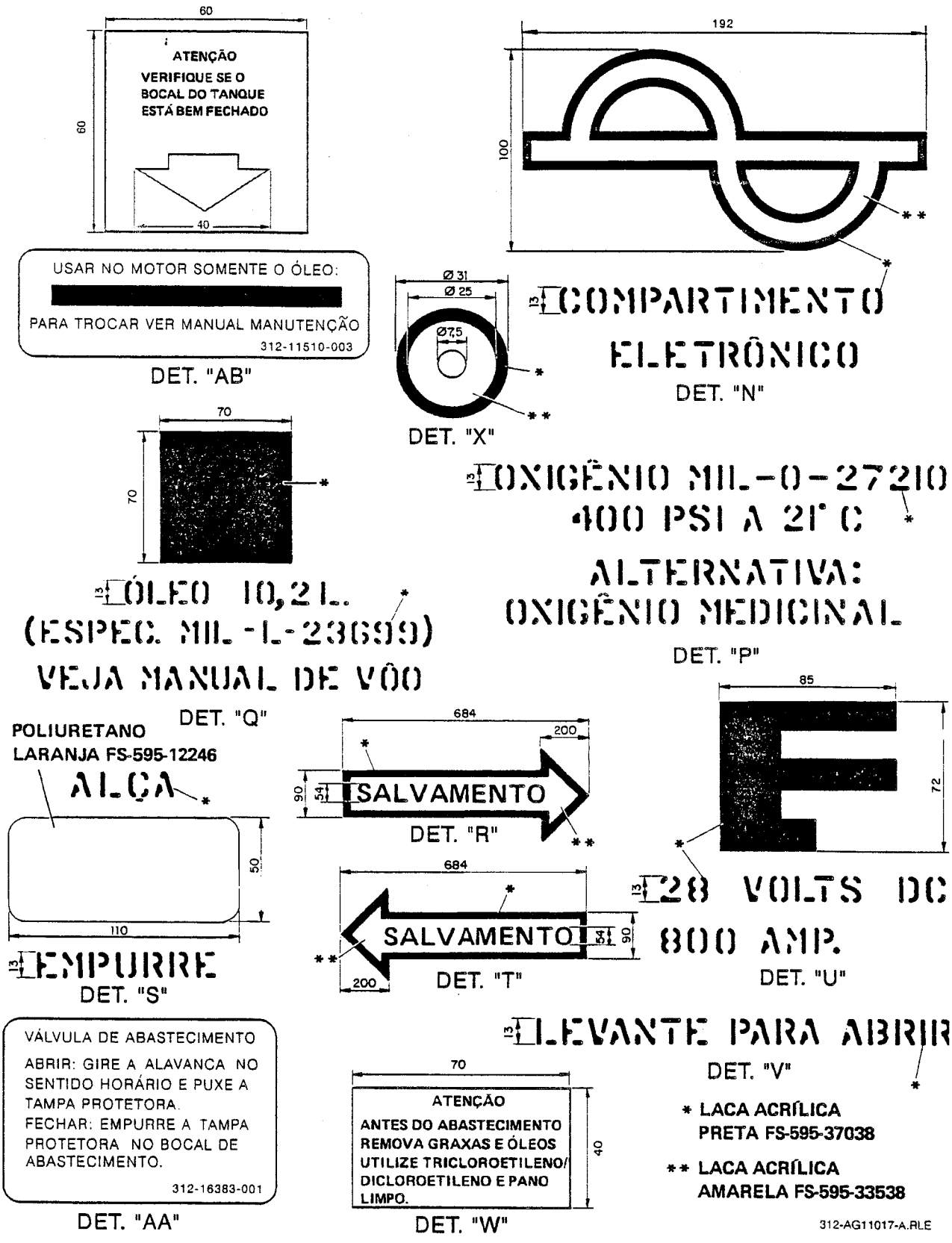


Figura 2-11-2. Letreiros e Marcações Externas — Vista Superior (Folha 3 de 4)

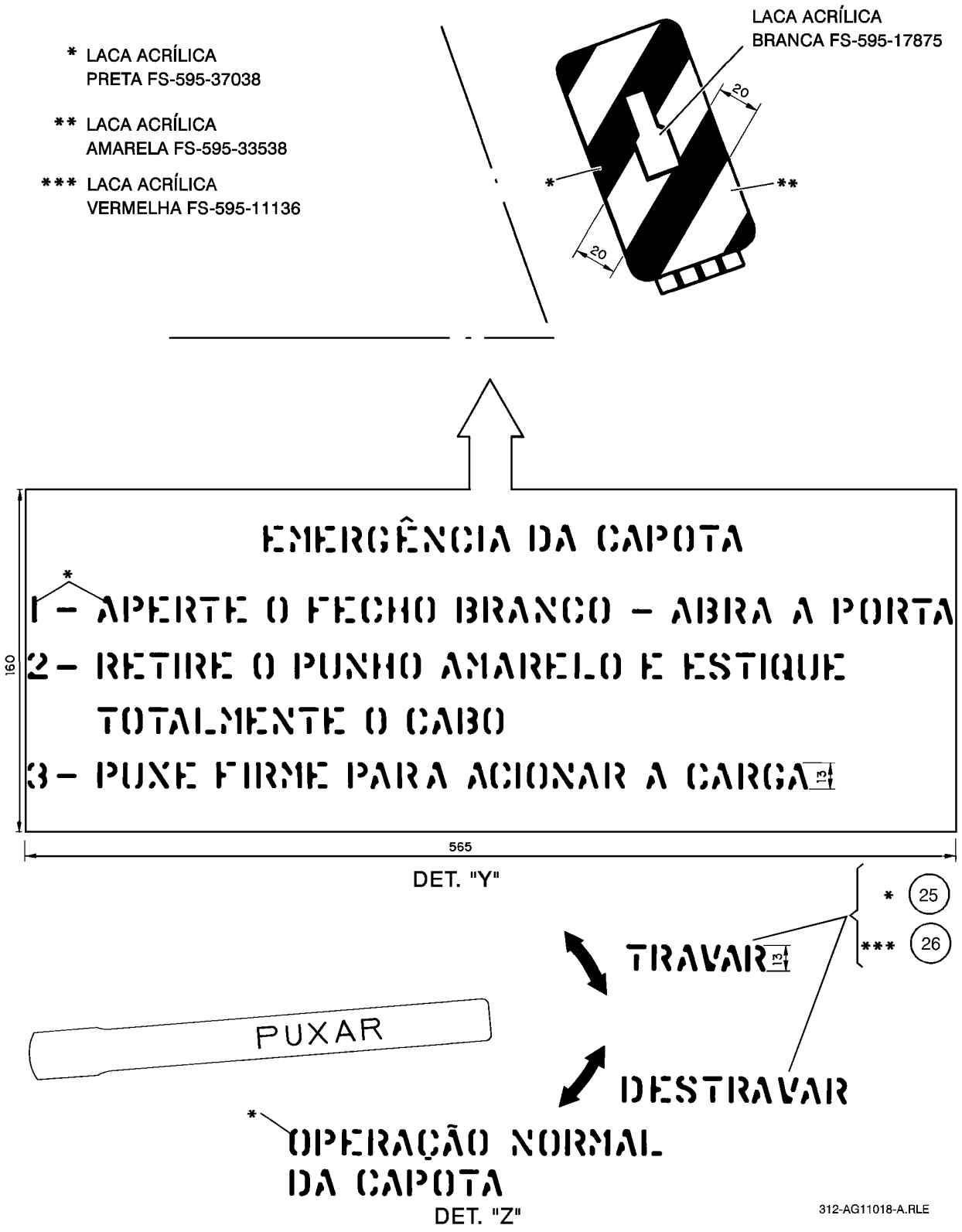


Figure 2-11-2. Letreiros e Marcações Externos – Vista Superior (Folha 4 de 4)

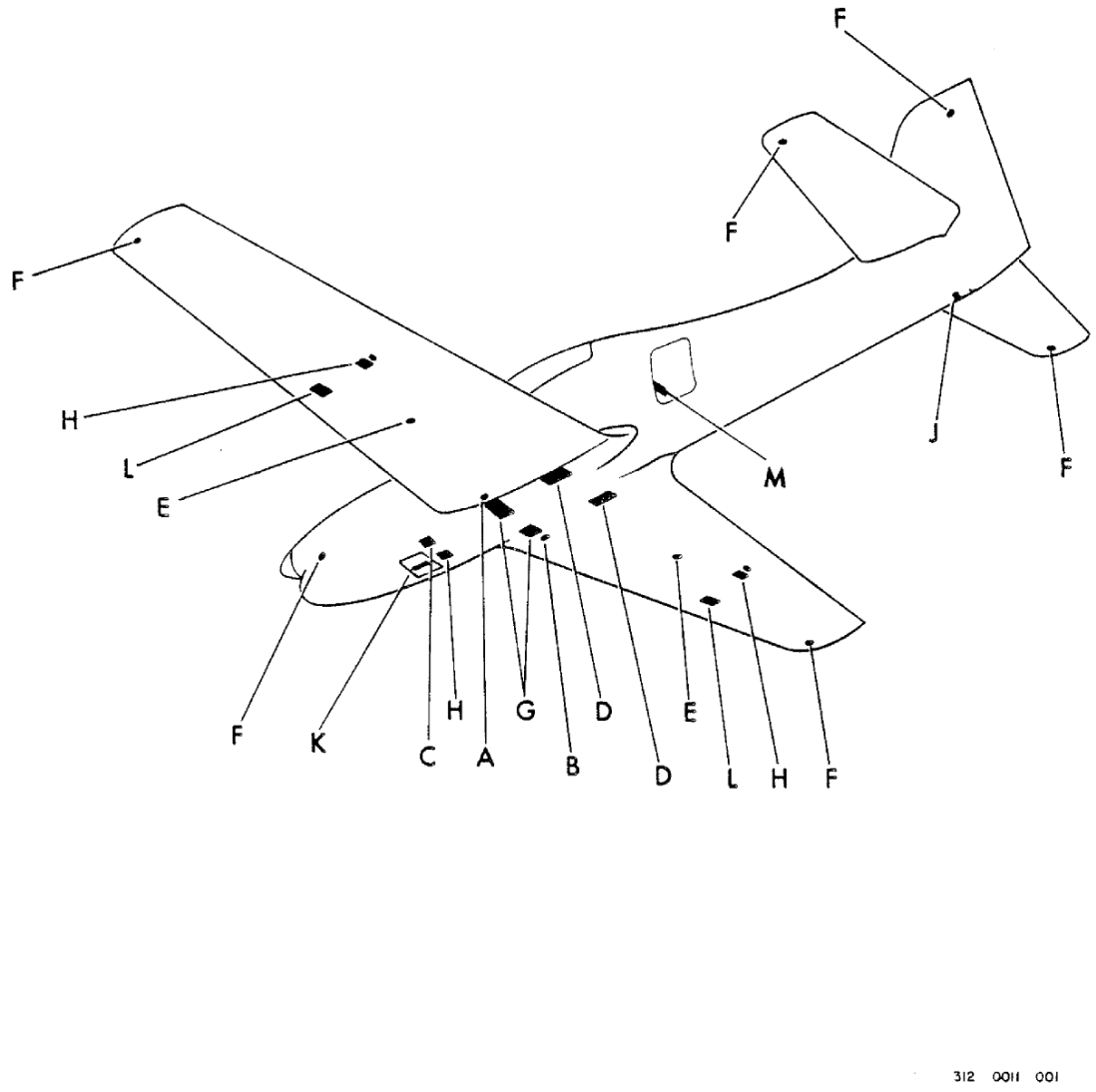


Figure 2-11-3. Letreiros e Marcações Externos – Vista Inferior (Folha 1 de 3)

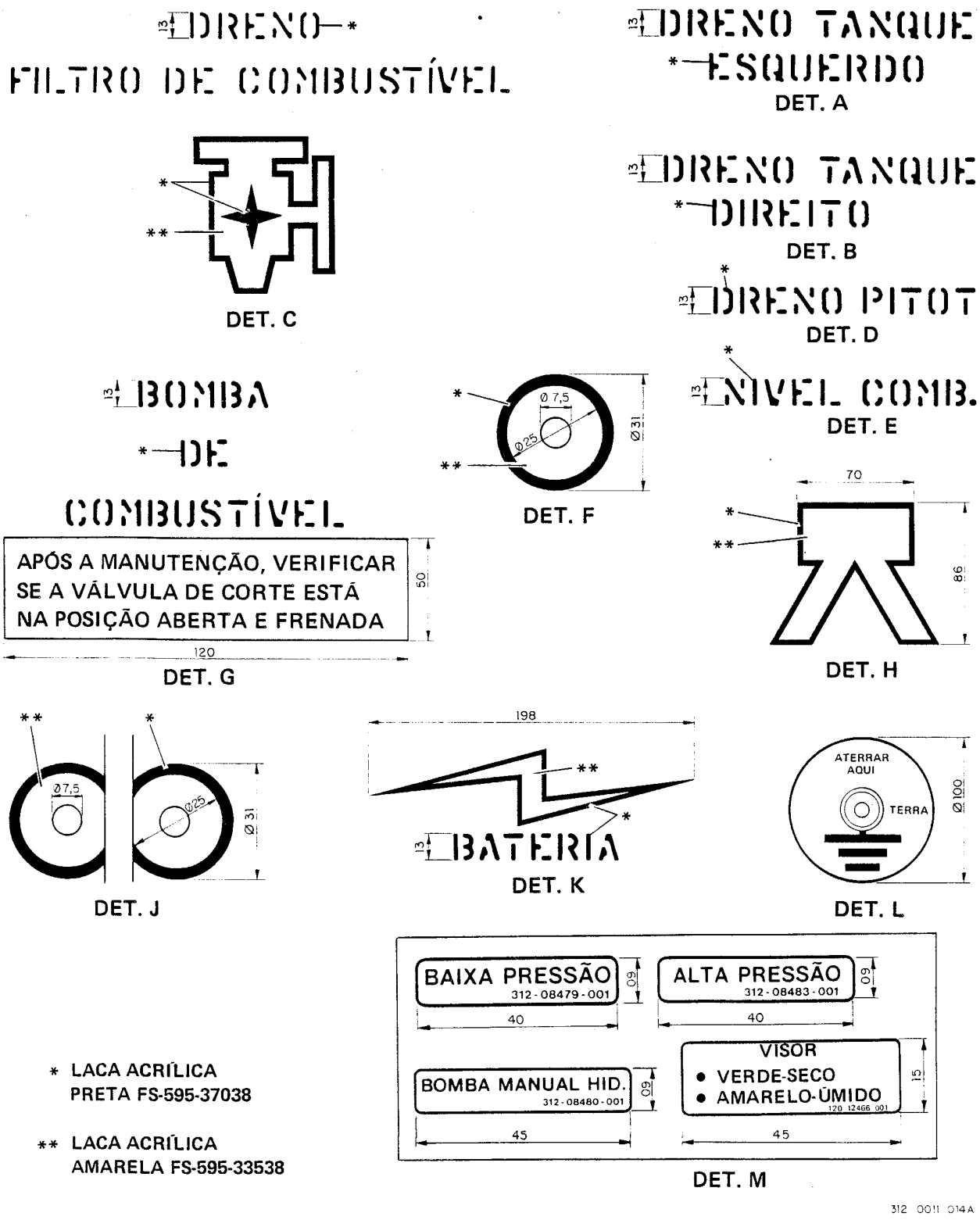


Figure 2-11-3. Letreiros e Marcações Externos – Vista Inferior (Folha 2 de 3)

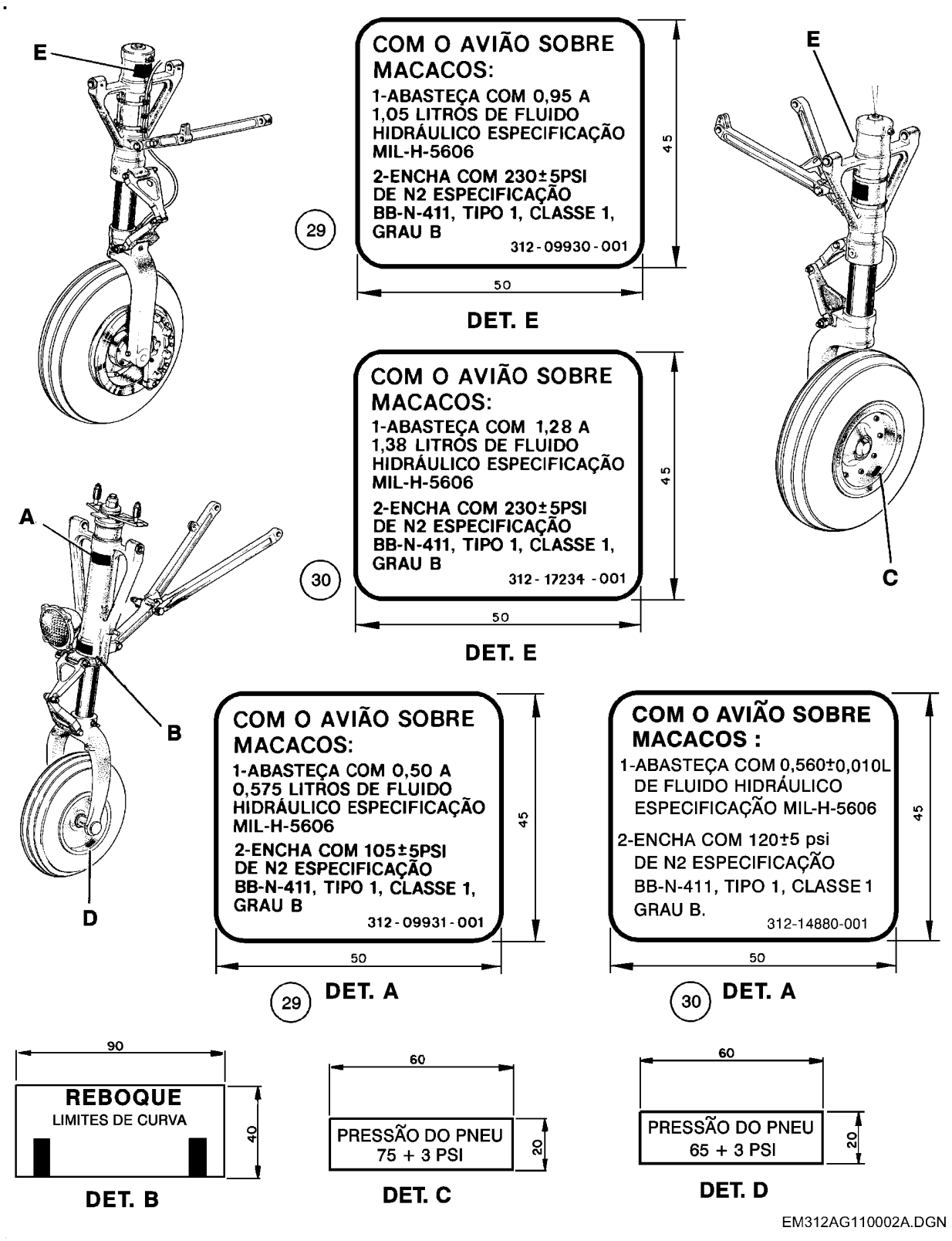


Figure 2-11-3. Letreiros e Marcações Externos – Vista Inferior (Folha 3 de 3)

SEÇÃO II
LETREIROS E MARCAÇÕES INTERNOS (11 - 30 - 00)

2-11-3. DESCRIÇÃO GERAL

Esta seção apresenta a localização e dimensões das inscrições técnicas internas requeridas para informações de segurança, operação e manutenção da aeronave.

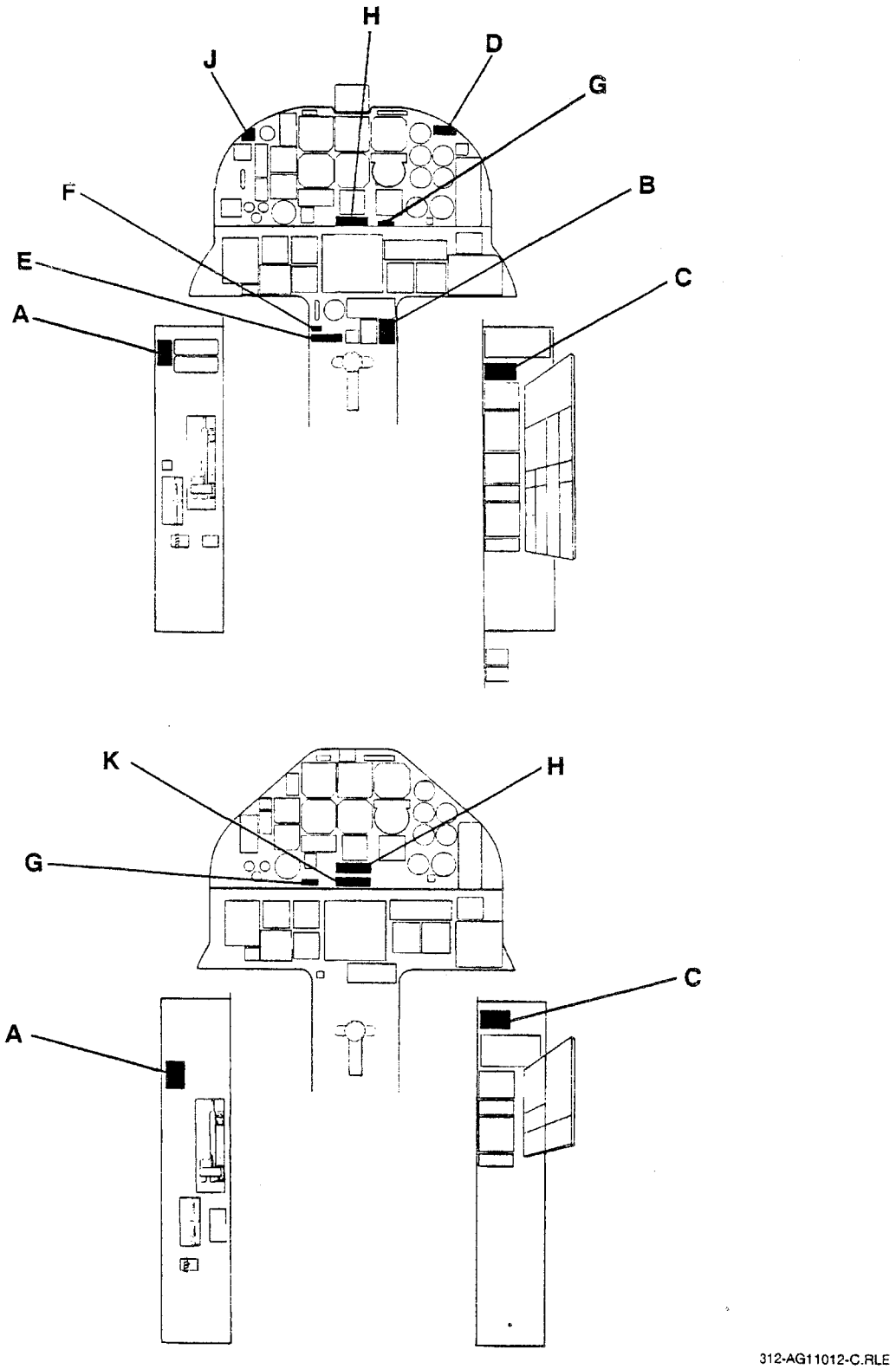


Figura 2-11-4. Letreiros e Marcações Internas (Folha 1 de 3)

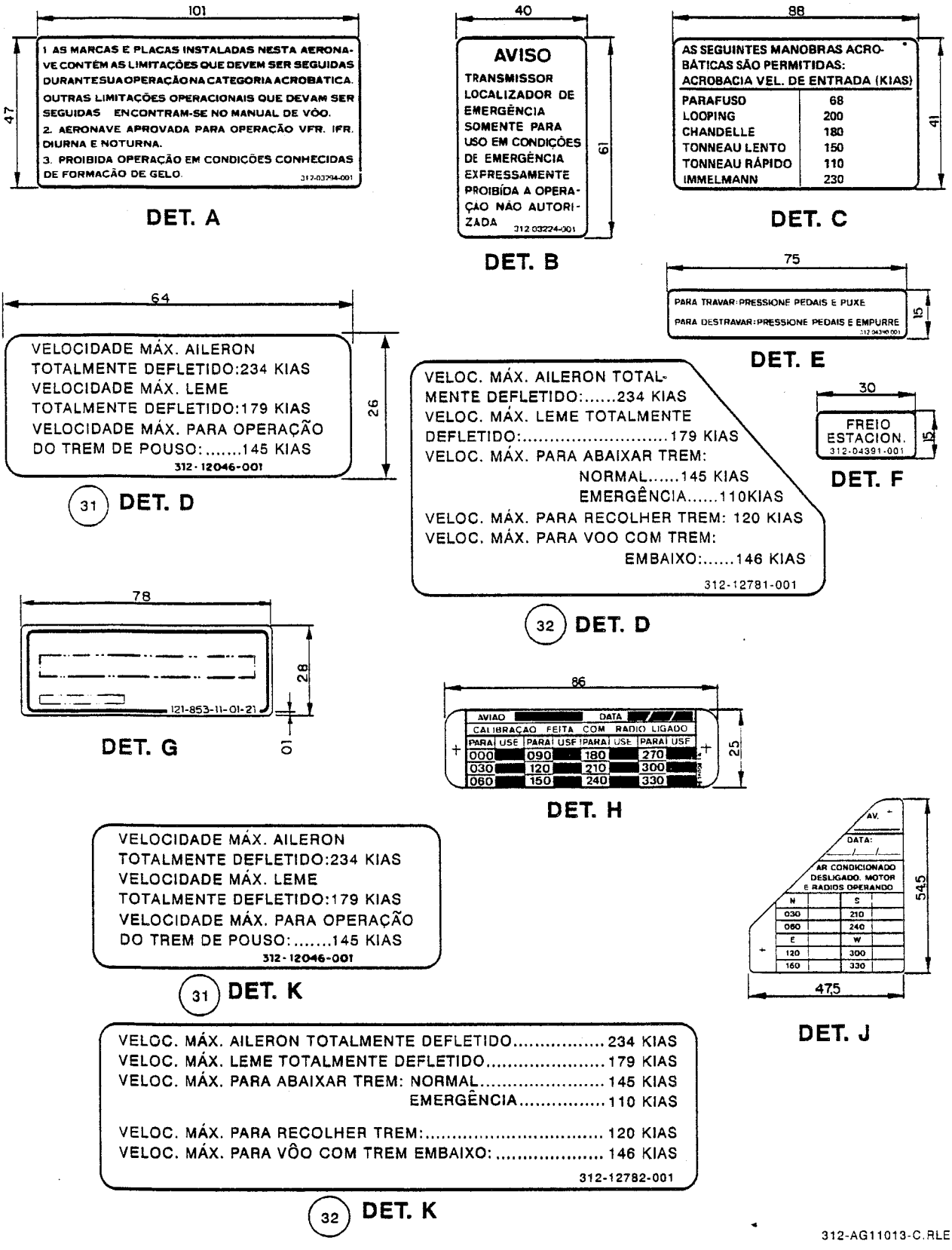
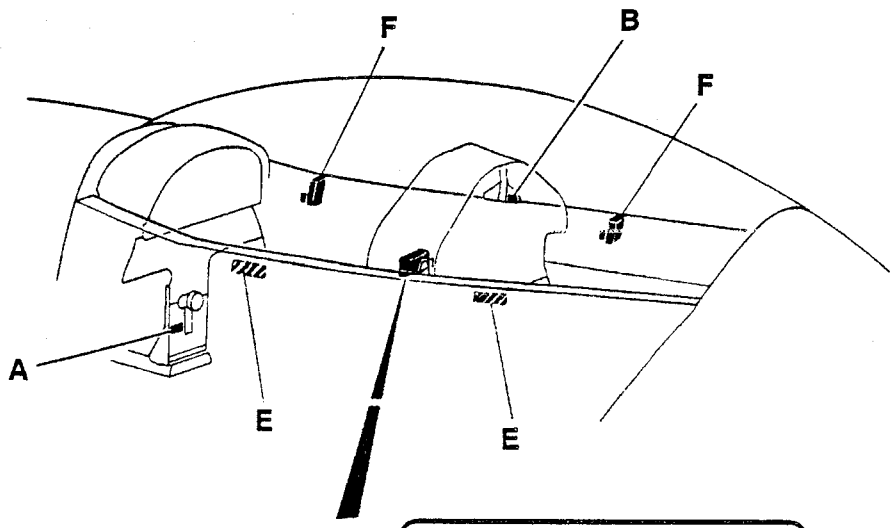
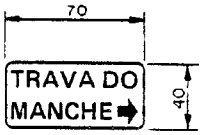


Figura 2-11-4. Letreiros e Marcações Internas (Folha 2 de 3)

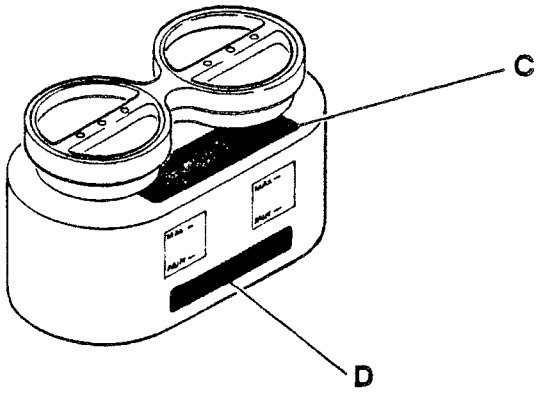


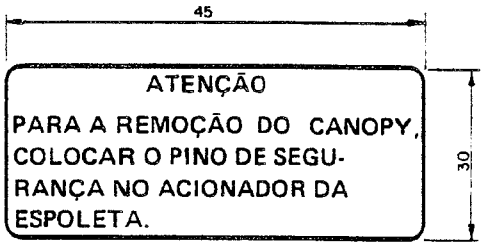


DET. A

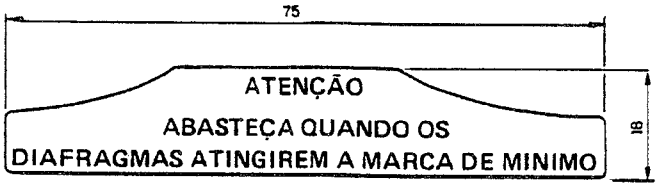


DET. E

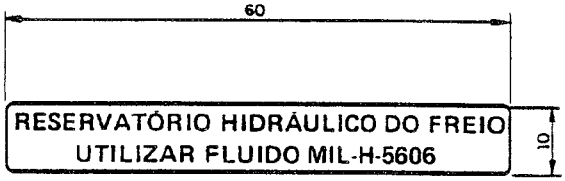




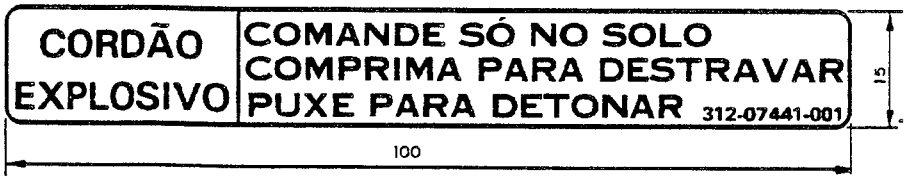
DET. B



DET. C



DET. D



DET. F

312-AG11019-C.RLE

Figura 2-11-4. Letreiros e Marcações Internas (Folha 2 de 3)

SEÇÃO II
SERVIÇOS (12 - 00 - 00)

2-12-1. DESCRIÇÃO GERAL

Este capítulo fornece instruções para os serviços de manutenção dos sistemas e componentes, incluindo ilustrações dos principais pontos de serviço e abastecimento da aeronave.
Os procedimentos das diversas tarefas, aqui citadas, encontram-se na O.T.1T27-2-12-GT-00-1, onde são fornecidos todos os parâmetros e cuidados necessários para a perfeita execução dos serviços.
Informações adicionais relativas à manutenção dos sistemas e componentes encontram-se no capítulo específico do sistema.
A operacionalidade dos sistemas poderá ser afetada com o uso de combustíveis, óleos, fluidos, lubrificantes e outros materiais não aprovados ou contaminados.
Não permita a mistura de marcas, espécies e qualidades de materiais, mesmo que tenham idêntica especificação.
Os principais pontos de serviço são apresentados na figura 2-12-1.

2-12-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção dos serviços executados no avião.
Veja as tabelas 2-12-1 e 2-12-2.

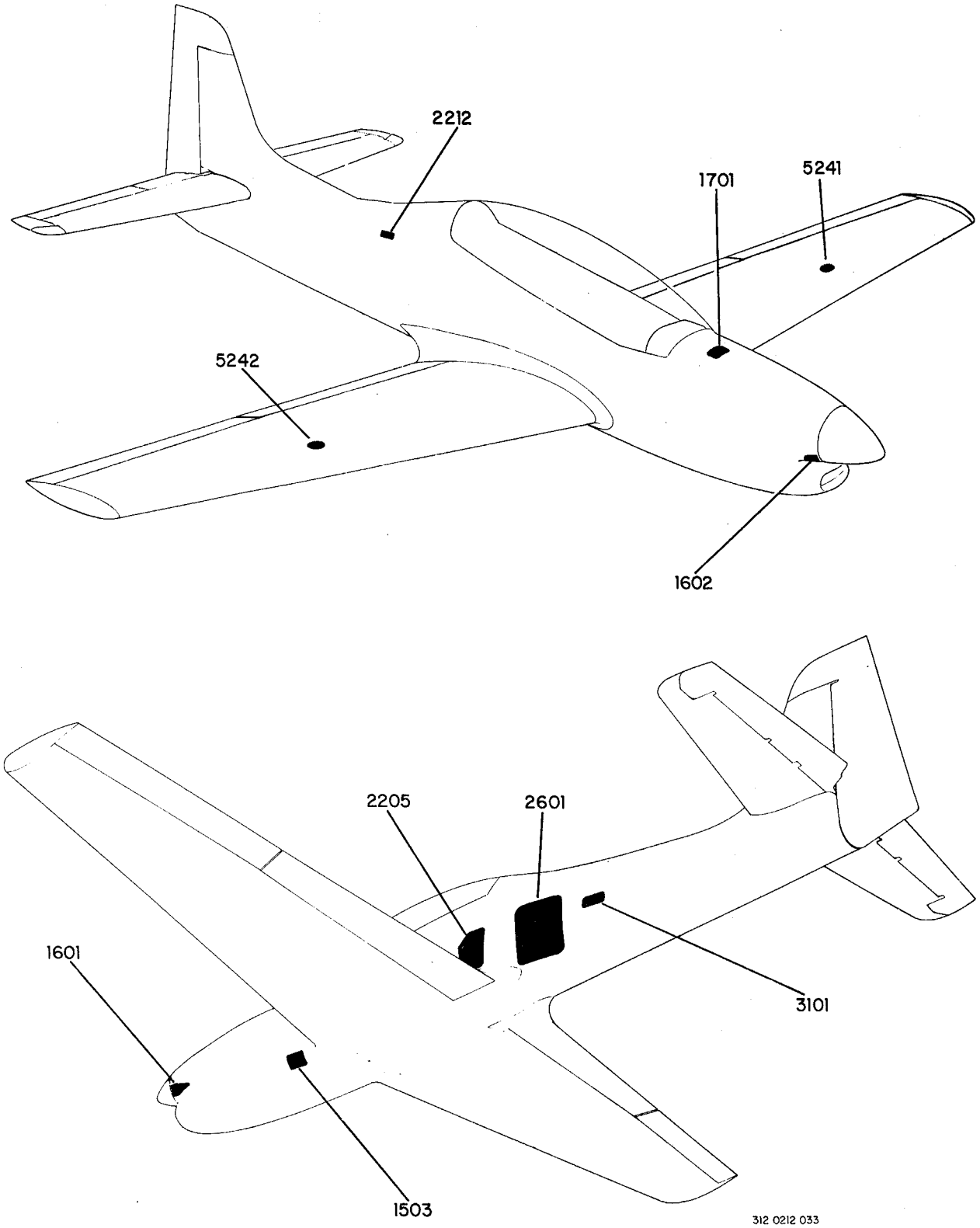


Figura 2-12-1. Localização dos Pontos de Serviço

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
–	Carro-tanque ou reservatório de combustível com capacidade mínima de 1500 litros	Equivalente	Abastecimento de combustível.
AA-55-MB/D	Dosador de aditivos	Equivalente	Aplicação de aditivos biostáticos no combustível.
4A-870-W12H	Escada	Equivalente	Auxiliar no abastecimento e destanqueamento de combustível.
–	Extintor de incêndio de dióxido de carbono com capacidade mínima de 25 kgf	Equivalente	Debelar início de incêndios.
6269-B(005)	Fonte Externa de Energia Elétrica - FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica.
EMB-00566-001	Dispositivo de drenagem	Equivalente	Auxiliar a drenagem dos tanques de combustível.
EMB-00453-003	Dispositivo de abastecimento de oxigênio	Equivalente	Abastecimento e lavagem do sistema de oxigênio.
EMB-00453-006	Adaptador de abastecimento	Equivalente	Abastecer a garrafa de oxigênio de emergência.
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Aplicar torque, durante os serviços de drenagem do sistema de lubrificação do motor.
4508-MIM	Torquímetro	Equivalente	Aplicar torque, durante os serviços de drenagem do sistema de lubrificação do motor.
EMB-00420-017	Carro	Equivalente	Pressurização do acumulador de emergência. Pressurização dos amortecedores dos trens de pouso e enchimento dos pneus.
–	Sacador	Equivalente	Sacar o núcleo da válvula de abastecimento dos amortecedores dos trens de pouso.
7188BH	Calibrador	Equivalente	Verificar pressão dos pneus.
EMB-00728-002	Plataforma móvel com 1 degrau	Equivalente	Auxiliar na limpeza da aeronave.
EMB-00727-002	Plataforma móvel com 3 degraus	Equivalente	Auxiliar na limpeza da aeronave.
920	Caixa de ferramentas	Equivalente	Serviços no compressor de refrigerante do sistema de ar condicionado.
EMB-00723-002	Carro de lavagem (flangeado)	–	Lavagem do compressor do motor.

Tabela 2-12-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Combustível	CNP-08 ou CPW 204	–
Oxigênio gasoso	MIL-0-27210	–
Nitrogênio seco	BB-N-411, tipo I Classe I, grau B	–
Óleo lubrificante do motor	MIL-L-23699 e/ou conforme a última revisão do SB-1001 da Pratt & Whitney e/ou BI-312-12-001	–
Arame de freno	MS20995-32	–
Anel de vedação	MS9387-08	–
Anel de vedação	MS28775-010	–
Anel de vedação	–	MS9388-115(PW)
Arame de freno	MS20995-20	–
Fluido hidráulico	MIL-H-5606	–
Graxa	MIL-G-81322	–
Graxa	MIL-G-23827	–
Graxa	MIL-G-3545	–
Graxa	W-G-632, tipo B, grau 3	–
Graxa	MIL-G-81311	–
Graxa	MIL-S-8660	–
Aeroshell Compound 02	MIL-C-16173, grau 2	–
Óleo	MIL-L-7870/DTD 5578	–
Graxa	MIL-G-21164	–
Graxa Dukes	–	2196-74-1
Nafta alifática	TT-N-95, tipo II	–
Detergente Líquido Neutro	MIL-D-16791	–
Limpador Líquido de uso Geral	AMS-1526	–
Composto de Limpeza	MIL-PRF-87937	–
Querosene	W-K-221	–
Aditivo	MIL-I-27686E	AA-55-MB
Aditivo	MIL-I-27686E	PFA-55-MB
Óleo lubrificante para o compressor de refrigerante (R12) (41)	–	Capella WF100
Óleo lubrificante para o compressor de refrigerante (HFC-134a) (42)	–	UCON 488
Anel de vedação	–	385-0520
Detergente "Strong"	–	–

Tabela 2-12-2. Material de Consumo

SEÇÃO II
REABASTECIMENTO E DRENAGENS (12 - 10 - 00)

2-12-3. SERVIÇOS NO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

Os serviços no sistema de combustível compreendem abastecimento, destanqueamento, drenagens e eventualmente a aplicação de produtos biostáticos.
Os tanques de combustível, dois integrais e dois alijáveis, são abastecidos por gravidade, através de bocais de abastecimento localizados no extradorso da asa e um em cada tanque subalar.
O bujão que permite o acesso aos bocais de abastecimento está ligado à estrutura da asa ou do tanque subalar por meio de um cordão de plástico.
Para abrir os bujões de abastecimento, puxe a lingüeta para fora e gire 45° no sentido anti-horário; em seguida, afaste o bujão do bocal de abastecimento.
O destanqueio de todo o sistema de combustível é efetuado por meio do acoplamento de uma mangueira auxiliar à linha de suprimento do motor, seguido do funcionamento das bombas de combustível.
O combustível residual é drenado através de válvulas-dreno localizadas na parte mais baixa dos tanques de combustível.
As drenagens devem ser feitas antes de cada vôo, e depois de cada abastecimento ou ainda diariamente, caso a aeronave fique estacionada por mais de 24 horas.
A drenagem do sistema de combustível é feita nos tanques (integrais e subalares) e na linha (filtro de combustível).
A drenagem dos tanques é feita diretamente na parte mais baixa dos tanques internos ou, se aplicável, dos tanques subalares, através de válvulas-dreno, de modo a permitir a eliminação da água e dos resíduos acumulados no fundo dos tanques.
A drenagem da linha de combustível é feita por meio da válvula-dreno do filtro de combustível, com acesso através da janela nº 1503.

2-12-4. CONTROLE, PREVENÇÃO E TRATAMENTO DA CORROSÃO PROVOCADA POR MICRORGANISMOS, NOS TANQUES DE COMBUSTÍVEL

Os microrganismos que podem causar a corrosão microbiológica são introduzidos pela água no interior dos tanques integrais de combustível e localizam-se, em sua maioria, na interface do combustível e da água. Estes microrganismos desenvolvem-se nutrindo-se dos hidrocarbonetos de combustível, dos sais minerais e de outras impurezas contidas na água. Alguns tipos nutrem-se, inclusive, do proprio selante dos tanques.
O ponto de partida para a prevenção ou o combate aos microrganismos consiste, portanto, na eliminação sistemática e constante da água dos tanques.

A água pode ser introduzida nos tanques por qualquer um dos seguintes meios:

- Condensação da umidade do ar contido no interior dos tanques:
- Decantação da água dissolvida no combustível.
- Introdução direta de água pelo equipamento abastecedor, caso este não seja adequadamente mantido e controlado.
- Penetração de água de chuva pelo bocal de reabastecimento, devido a danos da vedação, a avarias na tampa ou a abastecimentos efetuados em tempo chuvoso.

A condensação da umidade e a decantação da água são os meios mais importantes a serem considerados, desde que se mantenham a tampa e a vedação do bocal de reabastecimento sob atenção constante.
Concentrações de água inferiores a 30 partes por milhão tornam extremamente remotas as possibilidades de proliferação dos microrganismos. Esta concentração refere-se, contudo, à quantidade de água em solução homogênea no combustível e não à água que decanta.
A água decantada oferece maior perigo e deve ser mantida sob constante observação.
A contaminação do combustível por microrganismos pode causar, além da corrosão no interior dos tanques, o entupimento dos filtros e, caso os microrganismos venham a concentrar-se nos sensores de nível, a modificação de suas características, provocando indicações falsas ou, mesmo, ausência de indicação. A prevenção, o controle e o tratamento da corrosão provocada por microrganismos compreendem os seguintes itens:

- Drenagens constantes e sistemáticas dos tanques.

- Verificação da concentração da água em solução no combustível.
- Aplicação preventiva e sistemática de produtos biostáticos.
- Análise periódica da presença de microrganismos nos tanques.
- Aplicação de produtos biocidas (se necessário).
- Controle dos fornecedores de combustível.

Estes itens devem ser desenvolvidos em conjunto e na seqüencia aqui indicada, constituindo um único programa.

2-12-5. VERIFICAÇÃO DA CONCENTRAÇÃO DE ÁGUA EM SOLUÇÃO NO COMBUSTÍVEL

O teste de verificação da concentração de água em solução no combustível deve ser realizado:

- Quando os procedimentos de drenagem revelarem sempre, em drenagens sucessivas, a presença de água.
- No máximo de 15 em 15 dias, mesmo que as drenagens mostrem que, aparentemente, toda a água tenha sido eliminada.
  Há 2 métodos para a verificação da concentração da água em solução no combustível. Ambos os métodos podem ser efetuados rapidamente e com a mesma eficiência; a escolha de qualquer dos métodos depende da conveniência do operador, uma vez que a diferença entre os mesmos está somente no produto utilizado. Para facilidade e orientação, estes métodos são denominados de Método 1 e Método 2, e estão descritos no 12GT.

2-12-6. APLICAÇÃO PREVENTIVA E SISTEMÁTICA DE PRODUTOS BIOSTÁTICOS

Produtos biostáticos são aqueles que inibem o desenvolvimento de colônias de microrganismos, ou seja, criam um ambiente desfavorável para seu crescimento.
Estes produtos são geralmente anticongelantes e, utilizados em proporções maiores, apresentam as propriedades de evitar ou impedir o desenvolvimento de colônias de microrganismos.
Os produtos recomendados são aqueles que atendem à Espec. MIL-I-27686E e os de uso mais comum são:

- Aditivo Almon AA-55-MB da Almon Química.
- Aditivo Philips PFA-55-MB da Philips Petroleum Company.

A aplicação destes produtos deve ser feita simultaneamente com os abastecimentos da aeronave, tantas vezes quantas forem praticáveis ao operador, sendo recomendada uma vez em cada 20 abastecimentos ou uma vez por semana.

Nota

Esta freqüência poderá ser aumentada ou diminuída, dependendo dos resultados obtidos com o tratamento.

A quantidade de aditivo a ser utilizada é de 0,05 a 0,06% em relação ao total de combustível que haverá no tanque após o abastecimento (0,5 a 0,6 litro por 1000 litros de combustível).
Se o uso de aditivo for requerido, a quantidade necessária de aditivo pode ser determinada a partir da figura 2-12-3.
Se o combustível existente nos tanques não contiver aditivo, entre na escala horizontal desta figura com a quantidade total de combustível após o reabastecimento.
Se o combustível existente nos tanques, porém, já contiver aditivo, use então a quantidade de combustível a ser abastecida.

Nota

- O uso de aditivos equivalentes, além daqueles previamente especificados, pode requerer proporções diferentes.
- Alguns fornecedores de combustível misturam o aditivo anticongelante em seus tanques de estocagem.
  Antes de reabastecer, consulte o fornecedor para certificar-se de que o combustível tenha sido misturado, de modo a garantir uma adequada concentração por volume de combustível utilizado.

Se, mesmo com a aplicação preventiva de produtos biostáticos, for ainda constatada a presença de microrganismos, haverá necessidade da aplicação de produtos biocidas (consulte o parágrafo 2-12-8).
Para a aplicação dos produtos biostáticos, consulte o 12GT.

2-12-7. ANÁLISE PERIÓDICA DA PRESENÇA DE MICRORGANISMOS NOS TANQUES

As amostras de combustível devem ser submetidas a uma cultura de microrganismos, que detectará a sua presença ou não no combustível nas seguintes situações:

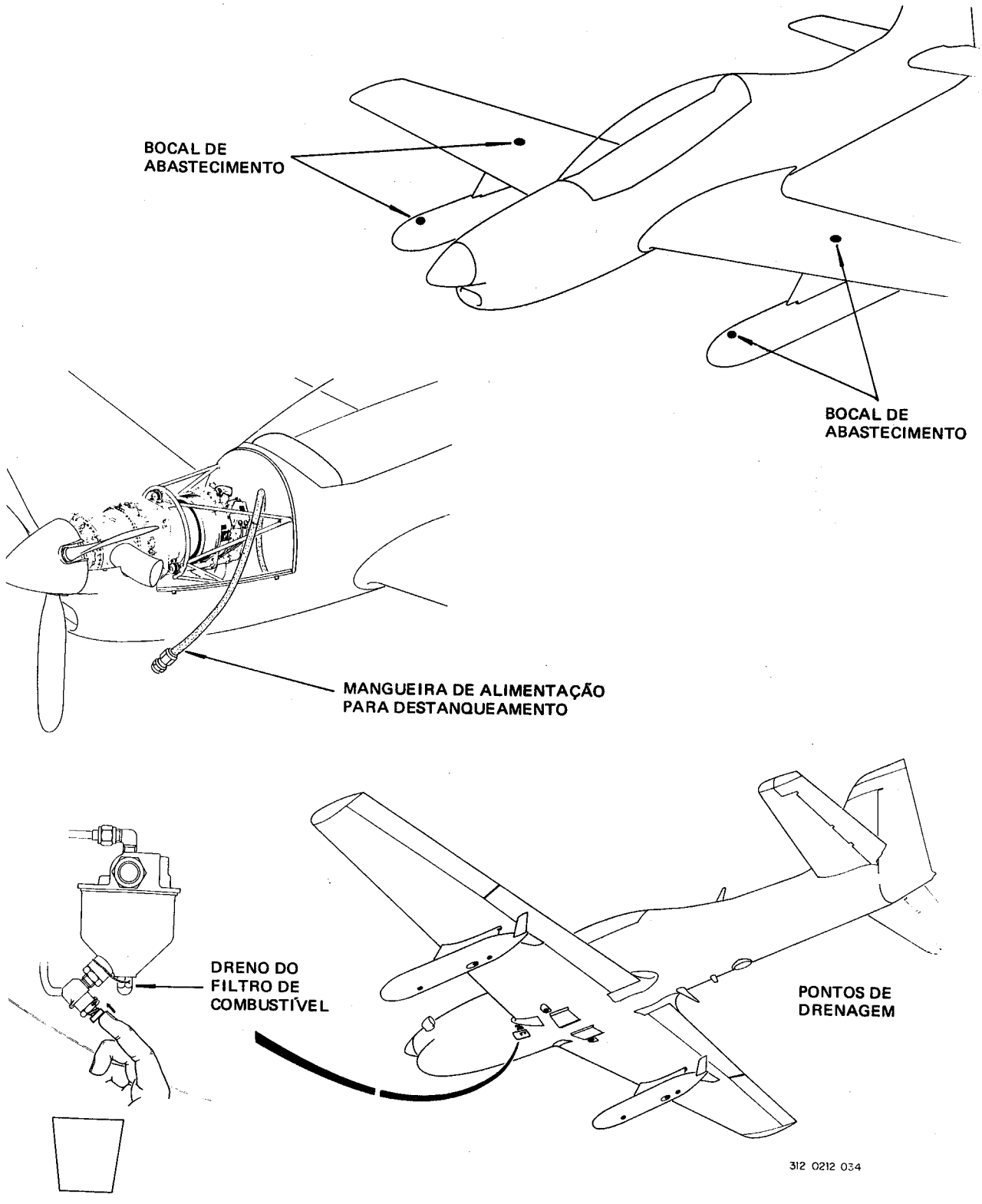


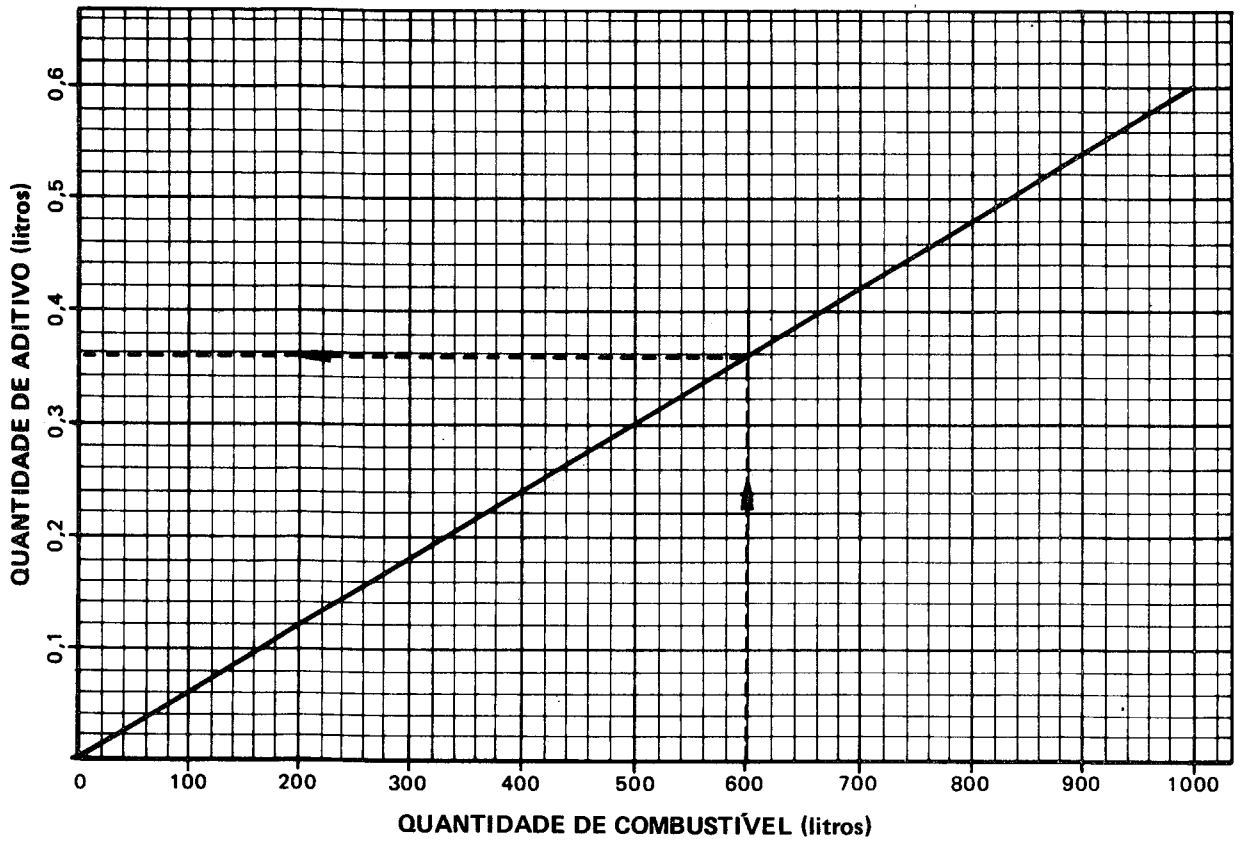
Figura 2-12-2. Serviços no Sistema de Combustível

- Quando, nas drenagens sucessivas, for notada a presença de sedimentos ou limos.
- Quando, durante a verificação da concentração de água em solução no combustível, forem observadas concentrações superiores a 30 ppm.
- A cada 3 meses, mesmo que as drenagens não apresentem limo ou sedimentos ou que não venham a ser observadas concentrações superiores a 30 ppm.

Nota

Caso seja notada a presença de limo ou sedimentos, recomenda-se atenção especial ao filtro do sistema.

Para a análise da presença de microrganismos, é necessário o conjunto "Microb Monitor Test Kit", da Boron Oil Company.



EXEMPLO:

Quantidade de combustível: 600 litros

PROCEDIMENTO

1. Localize, na escala de quantidade de combustível, o ponto correspondente a 600 litros.
2. Suba até encontrar a curva do gráfico e siga, paralelamente a escala de quantidade de combustível até encontrar a escala de quantidade de aditivo.
3. Leia, na escala de quantidade de aditivo, a quantidade de aditivo recomendada que, no caso, é de 0,35 litros (aproximadamente).

Figura 2-12-3. Determinação da Quantidade de Aditivos biostáticos

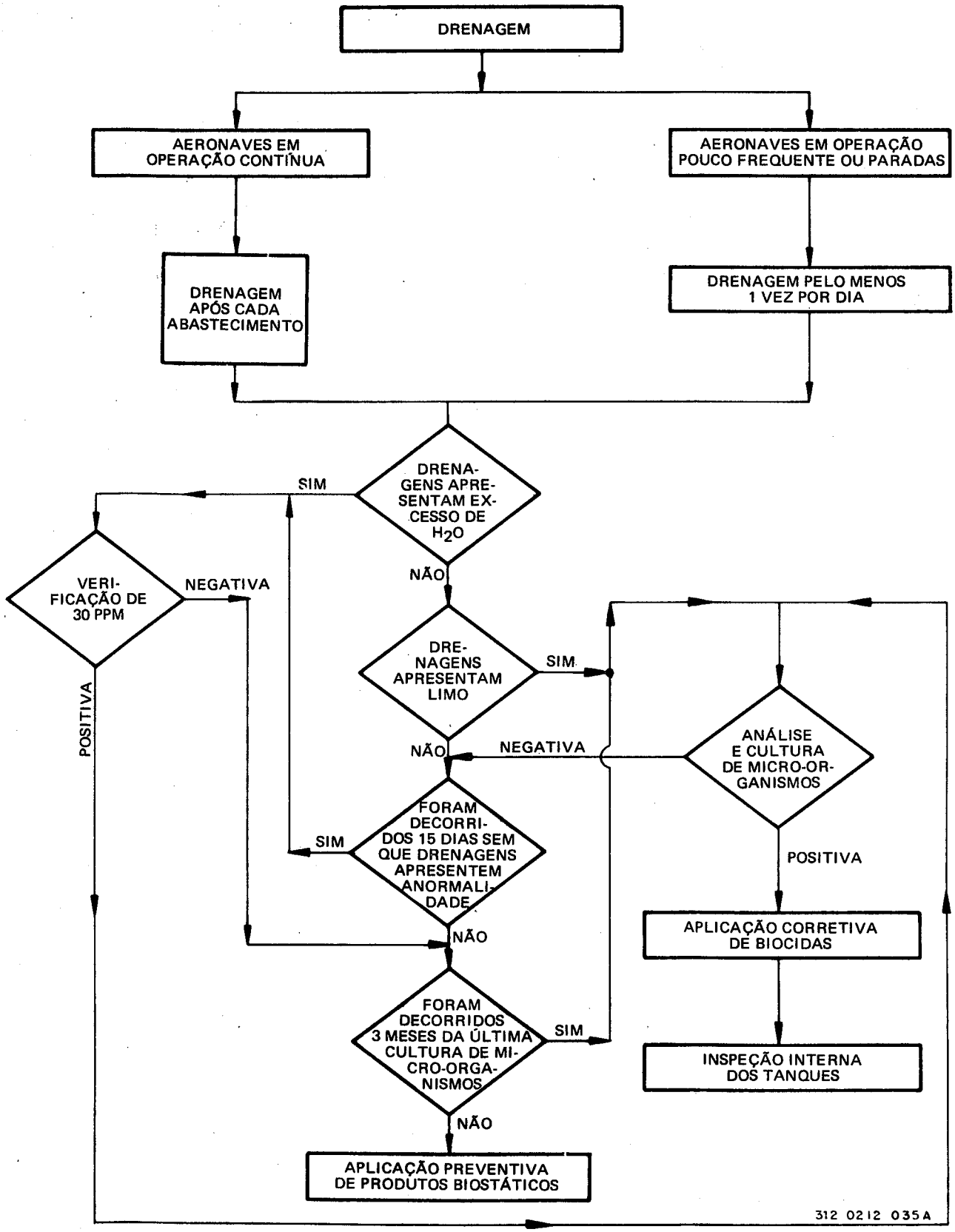


Tabela 2-12-3. Resumo do Controle, Prevenção e Tratamento da Corrosão por Microrganismos

Este conjunto possui 2 vidros etiquetados A e B. O vidro A é absolutamente estéril, mas possui substâncias favoráveis ao desenvolvimento rápido das colônias de microrganismos. O vidro B possui as mesmas substâncias do vidro A, mais um aditivo esterilizante que, além de impedir o desenvolvimento das colônias, constitui um ambiente letal para os microrganismos.
A introdução de quantidades iguais de combustível nos dois vidros permite, dependendo do caso, a comparação visual dos 2 vidros num período de 48 horas. Caso a amostra esteja contaminada, o vidro A mudará gradativamente de cor, de transparente para rosa ou vermelho, dependendo do grau de contaminação.
Para a execução da análise, consulte o 12GT.

2-12-8. APLICAÇÃO CORRETIVA DE BIOCIDAS

Produtos biocidas são aqueles capazes não só de deter o crescimento das colônias de microrganismos, mas ainda de fazê-las regredir, matando os microrganismos e tornando o tanque novamente estéril.
O produto recomendado para uso é o Biobor JF da US Borax and Chemical Corporation. Este produto não apresenta nenhuma incompatibilidade com os produtos biostáticos. Sua aplicação pode, portanto, ser feita sem que seja interrompido o tratamento preventivo descrito no parágrafo 2-12-6.
Durante o tratamento com biocidas é necessária a atenção especial aos filtros do sistema de combustível pois, durante sua aplicação, os microrganismos, suas secreções e o limo poderão ser decantados e sedimentados, obstruindo o filtro. Os filtros deverão, portanto, ser constantemente inspecionados.
A dosagem máxima permitida de Biobor é de 270 partes por milhão.
Para a aplicação do biocida, consulte o 12GT.

2-12-9. CONTROLE DOS FORNECEDORES DE COMBUSTÍVEL

O fornecedor de combustível está diretamente ligado a quase todas as causas que podem ser responsáveis pela contaminação dos tanques de combustível.
Em casos onde as drenagens apresentarem quantidades anormais de água decantada, excesso de água em solução homogênea no combustível (mais de 30 ppm), ou mesmo contaminação direta dos tanques, proveniente de suas fontes de armazenamento ou dos caminhões de abastecimento, é extremamente importante que se tente localizar qual o abastecedor e qual o local que fornece combustível contaminado. Para isto, anote sempre nas amostras o local do abastecimento anterior.
Periodicamente, devem ser colhidas amostras de combustível dos carros de abastecimento e das fontes de armazenamento, realizando-se verificações da concentração de água e cultura de microrganismos. Consulte os parágrafos 2-12-5 e 2-12-7.
A adoção ou não deste procedimento e a sua periodicidade ficam, entretanto, a critério de cada operador.

2-12-10. SERVIÇOS NO SISTEMA DE OXIGÊNIO

O sistema de oxigênio é do tipo gasoso de baixa pressão (450 psi) e tem por finalidade fornecer oxigênio protetivo e suplementar aos tripulantes.
O sistema é constituído de seis cilindros de armazenamento MS21227-3, especificação MIL-C-5887, com capacidade unitária de 200 litros (7 pés^3), quando abastecidos com 31,63 kg/cm^3 (450 psi).
Os serviços no sistema de oxigênio compreendem abastecimento e lavagem.
O compartimento de abastecimento, com acesso pela janela nº 2212, é equipado com um manômetro, que fornece indicação da pressão do sistema e uma válvula, composta de tela filtrante e orifício calibrado, capaz de evitar um aquecimento indesejável decorrente de um abastecimento excessivamente rápido.
O oxigênio recomendado para o sistema é o de especificação MIL-0-27210. Entretanto, alternativamente, admite-se o uso de oxigênio medicinal, sendo que para isso recomenda-se aos operadores equipar seus carros de abastecimento com filtros desumidificadores e manter constante atenção durante as inspeções internas dos cilindros, quanto ao aparecimento de corrosão.
A lavagem do sistema deve ser executada toda vez que a pressão do sistema cair abaixo de 50 psi ou quando for observado qualquer odor estranho no oxigênio.
Esta lavagem consiste em fazer circular, através de toda a tubulação, um fluxo de nitrogênio seco, seguido de um fluxo rápido de oxigênio.

2-12-11. SISTEMA DE OXIGÊNIO DE EMERGÊNCIA

Os assentos ejetáveis possuem um sistema de oxigênio de emergência, que tem a finalidade de suprir os tripulantes com oxigênio puro, em caso de ejeção do assento ou, ainda, no caso de falha no suprimento do sistema de oxigênio do avião.
Para recarregar o cilindro, é necessário retirá-lo da aeronave e seguir os procedimentos descritos no 12GT.

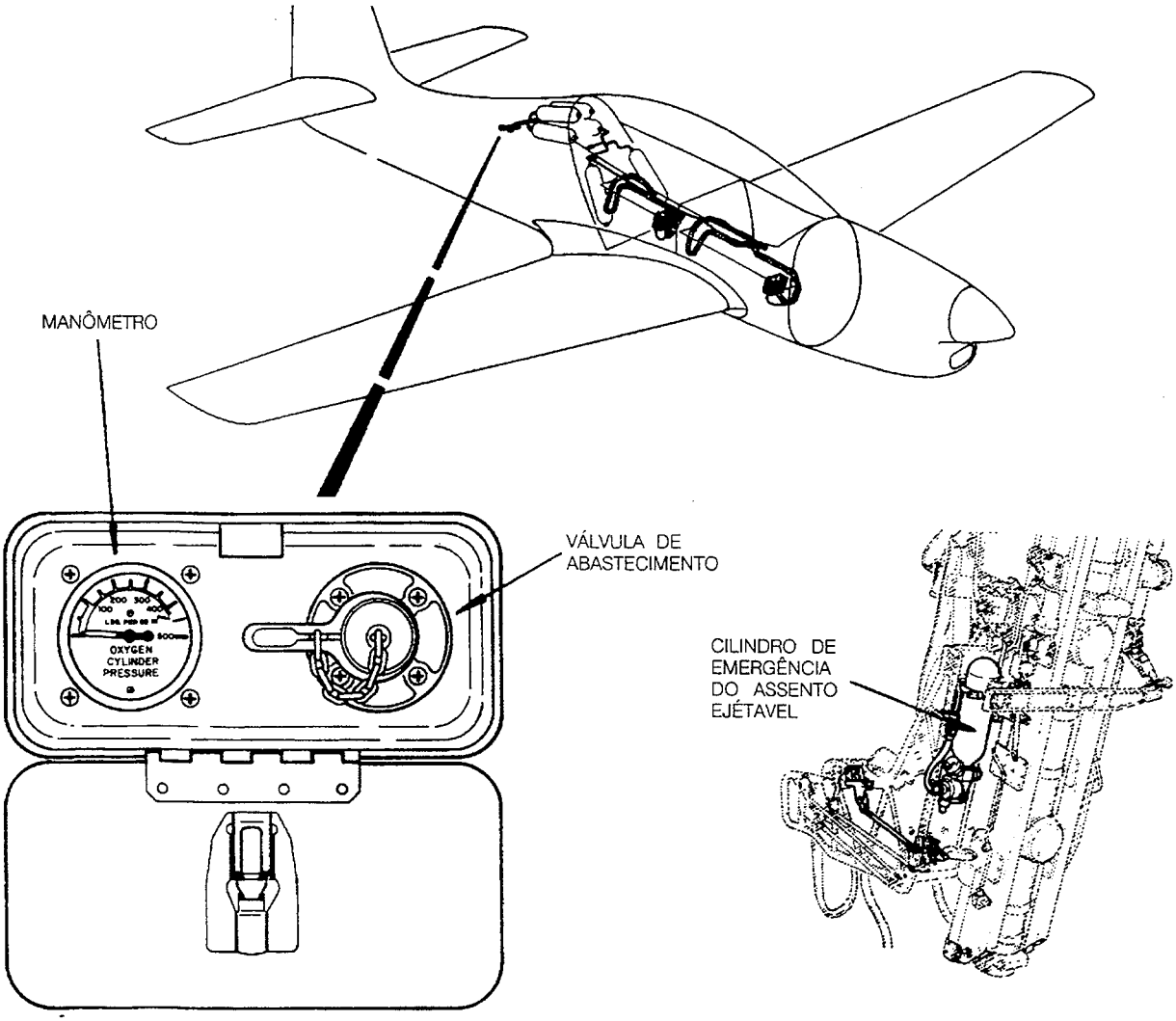


Figura 2-12-4. Serviços no Sistema de Oxigênio

2-12-12. SERVIÇOS DO SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO DO MOTOR

O sistema de lubrificação do motor fornece um suprimento constante de óleo limpo e refrigerado para os rolamentos, caixa de redução, torquímetro, caixa de acessórios do motor, bem como para o servomecanismo da hélice.

Além do tanque principal de óleo, que é parte integral da carcaça de admissão do compressor, o sistema possui, sob a caixa de acessórios do motor, um tanque auxiliar de óleo com a finalidade de suprir o tanque principal durante operações de vôo acrobático.

Os serviços do sistema de lubrificação do motor compreendem abastecimento, verificação e drenagem.

O abastecimento do óleo é feito manualmente, através de um bocal de abastecimento, localizado na posição de onze horas, na carcaça da caixa de acessórios. O acesso ao bocal de abastecimento é facilitado por uma janela (n° 1701) no capô do motor.

A capacidade total dos tanques (principal e auxiliar) é de 10,2 litros (2,7 US Gal); o espaço para expansão é de 2,65 litros (0,7 US Gal) e a capacidade utilizável é de 5,7 litros (1,5 US Gal).

A verificação do nível de óleo é feita com o motor cortado, por meio da leitura de uma haste medidora, graduada em quartos de galão (US), solidária ao bujão de abastecimento.

A marcação da haste MAX HOT indica o nível correto, quando o óleo se encontra quente e a marcação

MAX COLD indica o nível correto, quando o óleo se encontra frio.
A drenagem de ambos os tanques é efetuada por um bujão-dreno localizado na parte inferior do tanque auxiliar do óleo.
A caixa redutora possui também o seu dreno localizado na região inferior dianteira, provido de bujão magnético que capta eventuais limalhas existentes no sistema.
O óleo lubrificante do motor é o de especificação MIL-L-23699 e/ou conforme a última revisão do SB-1001 da Pratt & Whitney e/ou BI-312-12-001. A periodicidade é dada pela O.T.1T27-6.

2-12-13. SERVIÇOS NO SISTEMA HIDRÁULICO (figura 2-12-6)

O sistema hidráulico principal tem seu funcionamento garantido pela pressão gerada pela bomba hidráulica do motor, cuja alimentação provém do reservatório hidráulico instalado na lateral esquerda da fuselagem central superior, com acesso pela janela n° 2205. Para efeito de testes no solo e drenagem, o acesso para as tomadas de sucção e pressão é o de n° 2207.
Os serviços do sistema hidráulico principal compreendem: verificação do nível, abastecimento e drenagem.
O reservatório hidráulico incorpora um dispositivo indicador do nível de fluido hidráulico composto de uma haste, movimentada pelo pistão separador, e uma plaqueta fixada na parte superior do reservatório, ambas com duas graduações: uma vermelha e outra amarela.
Quando as graduações vermelhas da haste e da plaqueta se alinham, significa que o reservatório apresenta o nível mínimo de fluido hidráulico, com o acumulador despressurizado hidraulicamente. No caso de as graduações amarelas se alinharem, o reservatório apresenta o nível mínimo de fluido hidráulico com acumulador pressurizado hidraulicamente.
Apesar de existirem duas graduações, recomenda-se, antes de qualquer verificação do nível de fluido hidráulico, que os trens estejam travados embaixo e que as graduações de referência vermelhas sejam utilizadas.
O reservatório possui uma capacidade volumétrica de 1,78 litro de fluido hidráulico especificação MIL-H-5606. Uma válvula de alívio, incorporada ao corpo do reservatório, permite a sangria de ar e o alívio de pressão, no caso de um abastecimento incorreto.
O abastecimento do reservatório é realizado através de uma bomba manual, localizada no compartimento de bagagens, com acesso pela janela n° 2601.
A drenagem do reservatório é efetuada através de uma mangueira auxiliar conectada à tomada de sucção.
O sistema hidráulico de emergência opera à pressão inicial de 1900 psi fornecida pelo acumulador de emergência, localizado na caverna 18, lado esquerdo da aeronave, com acesso pela janela n° 3101 e é utilizado somente para abaixamento dos trens de pouso no caso de falha do sistema hidráulico principal.
Os serviços do sistema hidráulico de emergência compreendem: despressurização do sistema de emergência (através da válvula de descarga), verificação, pressurização e despressurização do acumulador de emergência.
O acumulador é carregado com nitrogênio especificação BB-N-411, Tipo I, classe I, grau B, através da válvula apropriada que se encontra no painel de serviços do acumulador com acesso pela janela n° 3101.
A pressurização do acumulador é executada com o sistema hidráulico despressurizado.

2-12-14. SERVIÇOS NO TREM DE POUSO

Os serviços no trem de pouso compreendem as operações de abastecimento e pressurização dos amortecedores, verificação e abastecimento do reservatório do sistema de freio e verificação e enchimento dos pneus.
Os amortecedores dos trens de pouso são do tipo óleo-pneumático e devem ser abastecidos com fluido hidráulico especificação MIL-H-5606 e pressurizados com nitrogênio especificação BB-N-411, Tipo I, classe I, grau B. O sistema de freio incorpora um reservatório localizado atrás do painel de instrumentos do posto traseiro, entre as cavernas 9 e 10, e possui dois compartimentos independentes. O fluido hidráulico utilizado é o de especificação MIL-H-5606. A verificação do nível de fluido hidráulico é obtida através dos visores incorporados ao reservatório e o abastecimento é feito através da remoção da tampa do reservatório, que dá acesso aos dois compartimentos.
As rodas do trem de pouso principal são equipadas com pneus de 6,50" x 10 de oito lonas de náilon raiado, tipo III, com câmara de ar. A roda do trem de pouso de nariz é equipada com pneu de 5,00" x 5 de seis lonas de náilon raiado tipo III, também com câmara de ar.

2-12-15. SERVIÇOS NA BATERIA

A bateria é de níquel-cádmio de 25,2 V DC, 26 A/h e está localizada no alojamento do trem de pouso do nariz. Os serviços na bateria compreendem inspeção, limpeza e verificação do nível do eletrólito e devem ser executados em oficinas especializadas.

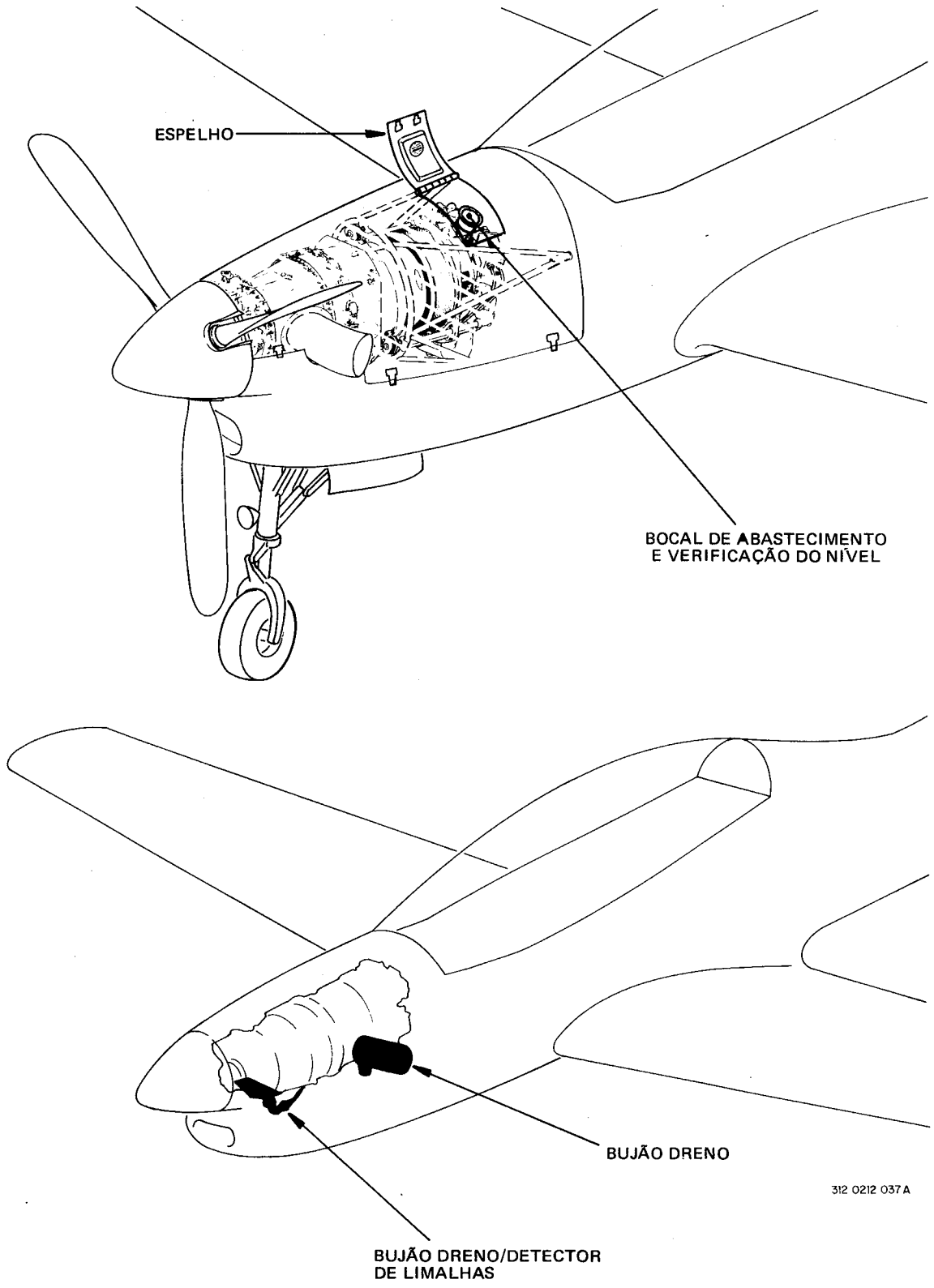


Figura 2-12-5. Serviços no Sistema de Lubrificação do Motor

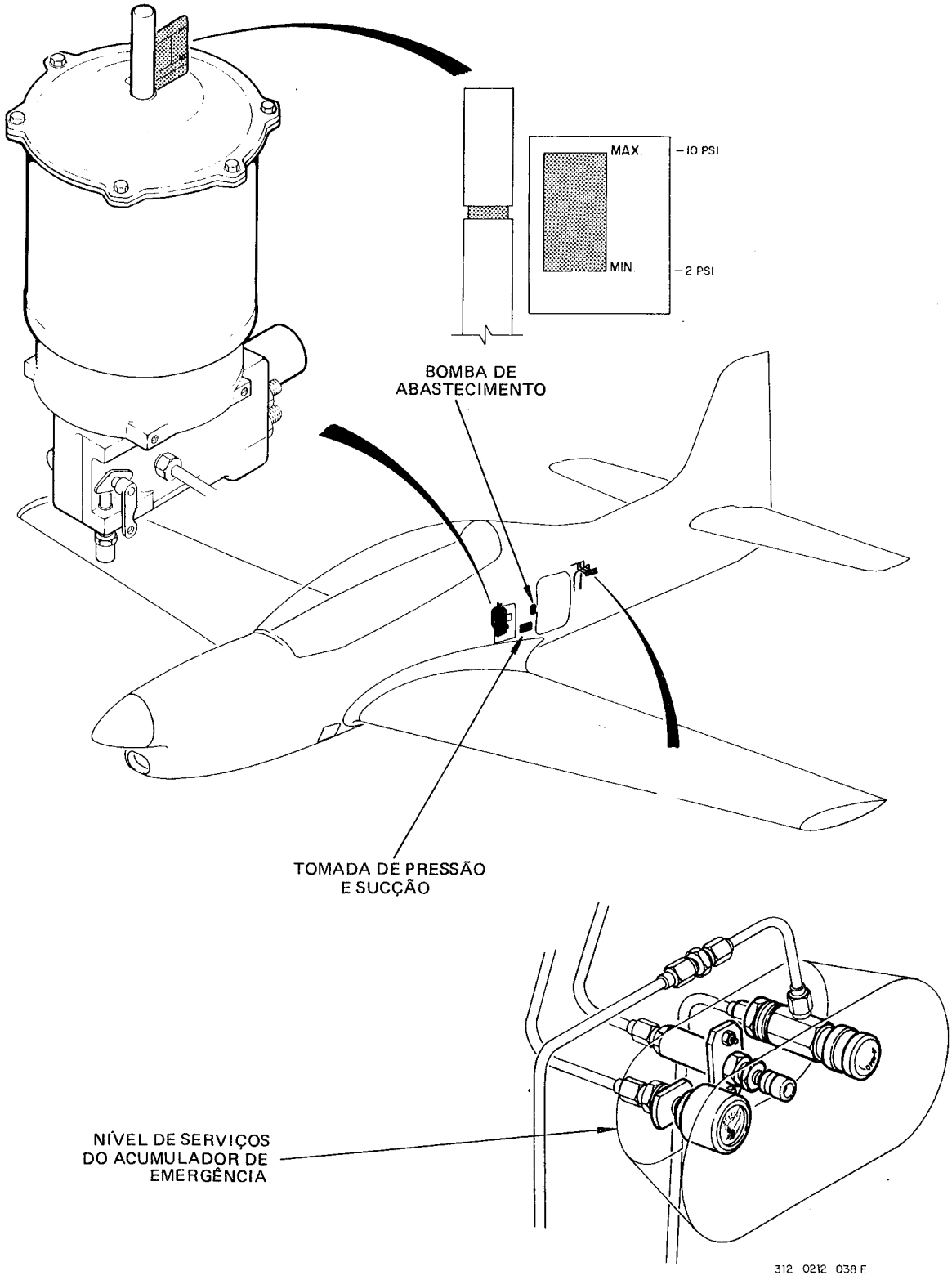


Figura 2-12-6. Serviços no Sistema Hidráulico

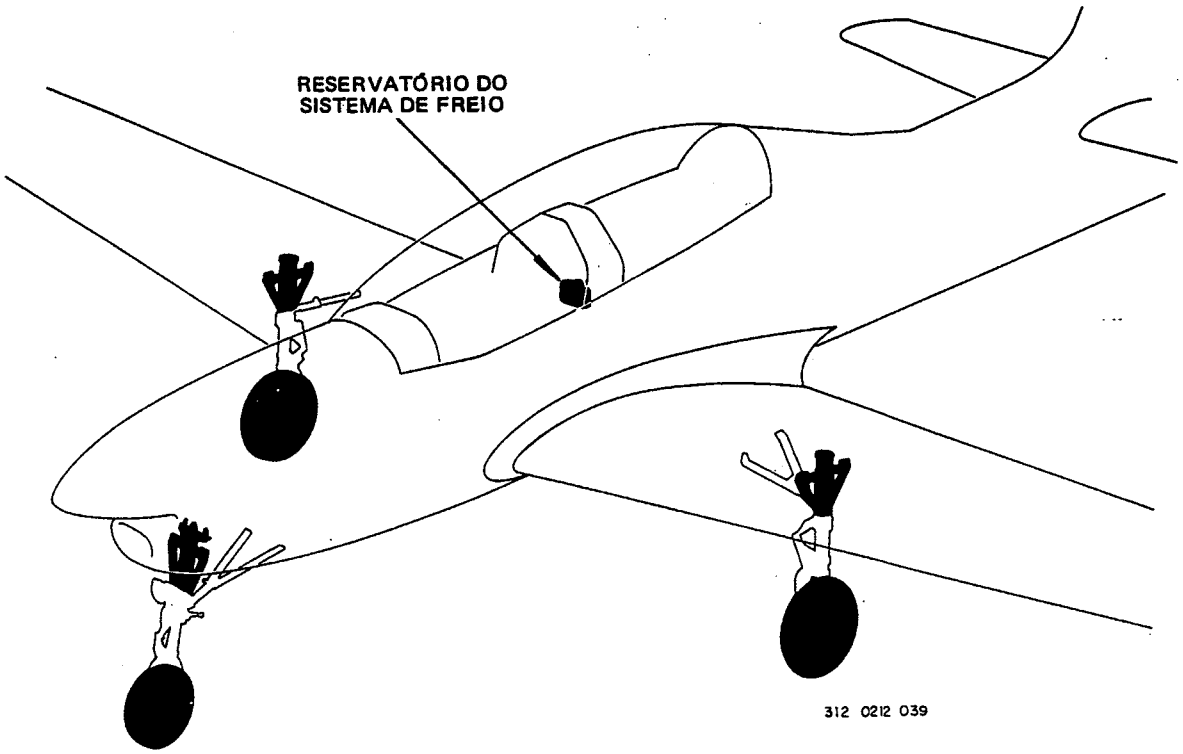


Figura 2-12-7. Serviços no Trem de Pouso e Sistema de Freio

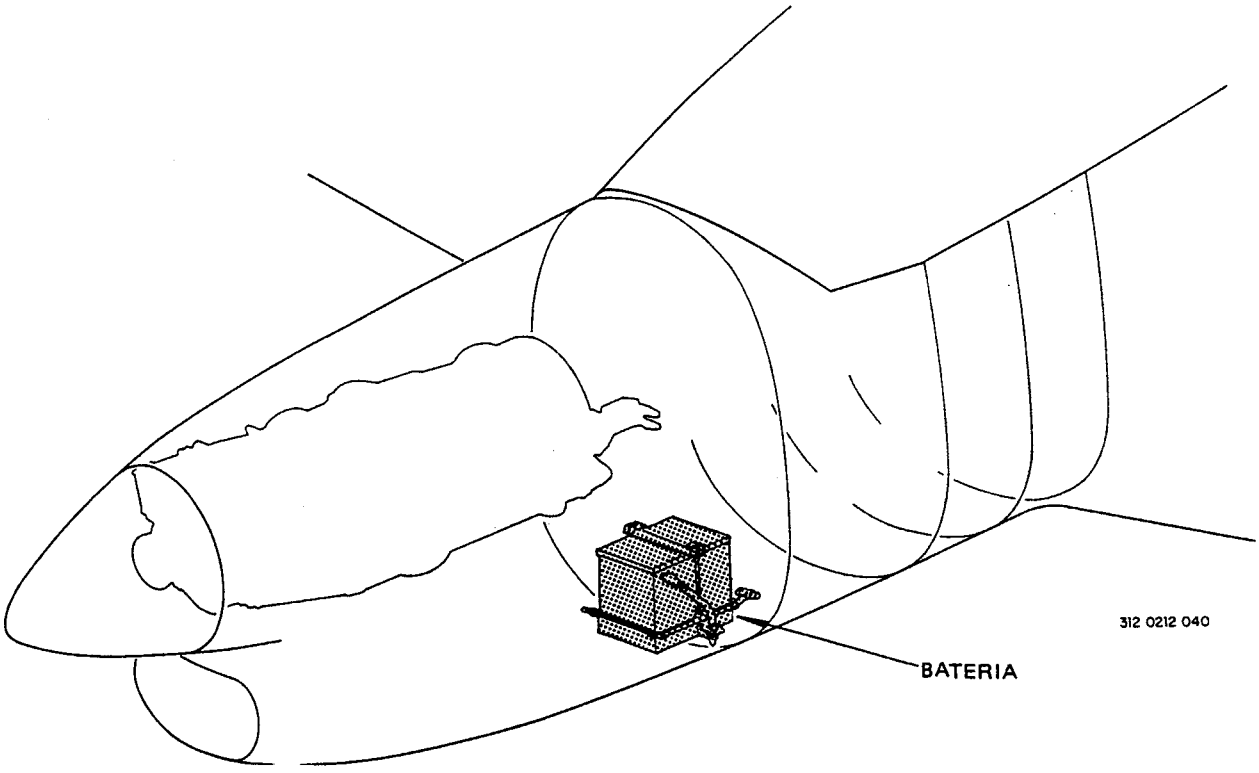


Figura 2-12-8. Serviços na Bateria

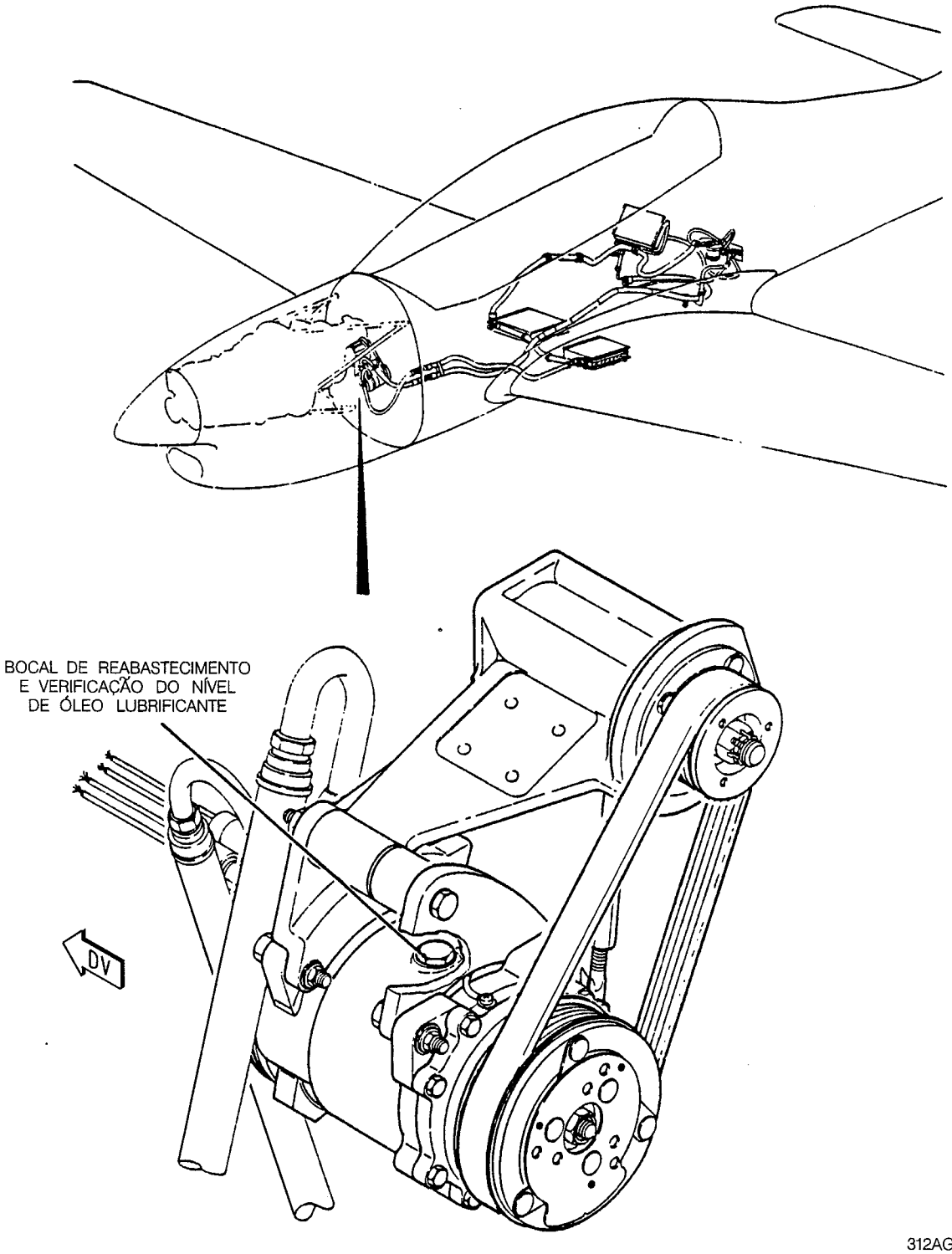


Figura 2-12-9. Serviços no Compressor de Refrigerante do Sistema de Ar Condicionado

2-12-16. SERVIÇOS NO COMPRESSOR DE REFRIGERANTE DO SISTEMA DE AR CONDICIONADO

Os serviços no compressor de refrigerante compreendem a verificação do nível e o reabastecimento de óleo lubrificante.

A verificação do nível de óleo deve ser feita sempre que o subsistema de resfriamento for despressurizado ou quando houver indícios de vazamentos de refrigerante (21GT).

O reabastecimento deve ser executado toda vez que houver troca do compressor ou quando da descontaminação das linhas de resfriamento (21GT).

A quantidade máxima de óleo lubrificante a ser adicionada no subsistema de resfriamento é de 258 ± 15 cm^3, sendo que 128 cm^3 correspondem à parcela de óleo que circula com o refrigerante.

Para maiores informações sobre o sistema de ar condicionado, consulte a O.T 1T27-2-00AG-00-1, capítulo 21.

SEÇÃO II
SERVIÇOS PROGRAMADOS (12 - 20 - 00)

2-12-17. INFORMAÇÕES GERAIS

Esta seção contém informações gerais para a lubrificação e a limpeza do avião. Os componentes a serem lubrificados, o tipo de lubrificante, o método de aplicação e a freqüência de lubrificação são mostrados nas figuras.
Antes de executar a lubrificação dos vários pontos de cada área, é importante que precauções próprias de segurança sejam observadas. Não use lubrificantes e produtos não aprovados, visto que podem danificar permanentemente as peças ou áreas envolvidas.
Antes de aplicar lubrificante, limpe todas as juntas, conexões ou superfícies de rolamento, eliminando pó e acúmulos de graxa. Pó e areia, misturados com o lubrificante, produzem uma mistura abrasiva que pode danificar seriamente as peças móveis.
Antes da lubrificação é necessário, então, remover qualquer depósito de graxa ou pó com um pano embebido em solvente de limpeza apropriado. Aplique o lubrificante moderadamente, para evitar o acúmulo de pó. Durante a aplicação de lubrificantes, através de bicos de engraxadeira tipo pressão, aplique até o lubrificante aparecer em torno das buchas e, em seguida, remova o excesso.
Não pulverize e não exponha rótulas e rolamentos a vapores de produtos químicos de limpeza. Quando for necessário limpar a superfície externa de rolamentos, use um pano umedecido em solvente apropriado de limpeza.
Para limpeza dos cabos de comando, não utilize solventes ou detergentes, pois os mesmos removem a lubrificação interna dos cabos; utilize, então, um pano limpo e seco.
No caso de alguma aplicação indevida de solventes e/ou detergentes, lubrifique o local afetado do cabo com óleo mineral de baixa viscosidade, especificação MIL-L-7870 e, logo após, remova o excesso com um pano limpo e seco.
Consulte sempre o Boletim de Informação 312-12-001 que apresenta uma relação atualizada de todos os produtos aprovados para uso na aeronave, indicando, inclusive, os equivalentes comerciais de cada especificação.

2-12-18. LUBRIFICAÇÃO

A lubrificação adequada requer que a aeronave esteja em área limpa, sem contaminação, poeira ou agentes ambientais como vento, chuva etc. Cada área ou componente a ser lubrificado é ilustrado em uma figura específica contendo informações sobre a periodicidade do serviço, método de aplicação e especificação do produto.

Nota

Quando do uso de graxas alternativas, limpe bem o componente, removendo toda a graxa anterior, evitando misturá-las.

A seguinte simbologia é usada ao longo desta seção:

1. PERIODICIDADE

 – A cada 125 horas de operação

 – A cada 250 horas de operação

 – A intervalos especiais, conforme especificado em conjunto com a especificação do produto

2. MÉTODO DE APLICAÇÃO

 – Bomba de lubrificação ou engraxadeira

 – Almotolia

 – Mão

 – Pincel

3. ESPECIFICAÇÃO DO PRODUTO

A especificação do produto é fornecida em forma de legenda, a qual relaciona, através de números, o produto com o componente a ser lubrificado.
As hastes expostas dos amortecedores e dos cilindros

atuadores dos trens de pouso devem ser limpas diariamente com fluido hidráulico especificação MIL-H-5606, de modo a evitar avaria nos selos e nas superfícies polidas. Após a limpeza, lubrifique com fluido hidráulico limpo.

2-12-19. LIMPEZA DA AERONAVE

A limpeza da aeronave é essencial para reduzir a corrosão, eliminar riscos de fogo e preservar a eficiência aerodinâmica.
Os serviços de limpeza da aeronave compreendem limpeza da capota, do exterior da fuselagem, das asas, da empenagem e dos trens de pouso.
Para a execução destes procedimentos, consulte o 12GT.

2-12-20. LAVAGEM DO COMPRESSOR

A contaminação do compressor é geralmente ocasionada por operação em condições atmosféricas adversas, como ar poluído por fuligem ou carregado de partículas de poeira, sais e areia, o que não só prejudica o funcionamento do motor como também acelera o seu desgaste.
Para eliminar estes problemas é necessário proceder à lavagem do compressor.
A lavagem é realizada à velocidade de rotação, N_g de 14 a 25%, dependendo das condições da fonte de energia elétrica, sendo a solução injetada a uma pressão de 30 a 50 psi através de um anel, cujo fluxo médio é de 2 a 3 galões por minuto (7,57 a 11,33 l/min).

1. Tipos de lavagem do compressor.

A lavagem do compressor pode ser de dois tipos:

- Lavagem de dessalinização, cujo objetivo é remover apenas depósitos salinos que afetam o motor das aeronaves que operaram em áreas de elevado índice de salinidade no ar.
- Lavagem para recuperação de desempenho, cujo objetivo principal é remover a sujeira que, porventura tenha sido acumulada nas palhetas do compressor e nas passagens de ar do motor, por período cuja duração depende do grau de poluição do ambiente em que

Quando a lavagem for efetuada para a remoção de depósitos salinos, não é necessário a adição de agentes de limpeza, devendo ser utilizada somente água ou solução de água/metanol, (no caso em que haja possibilidade de congelamento). Quando a lavagem for para a recuperação de desempenho, podem ser adicionados agentes de limpeza à solução para auxiliar a remoção de depósitos carregados e/ou de difícil remoção existentes nas palhetas do compressor.
Tais aditivos devem ser utilizados somente quando necessário, devido à possibilidade de formação indesejável de resíduos do agente de limpeza em componentes do motor, como por exemplo, a válvula de sangria.
Na maioria dos casos, a lavagem para a remoção de depósitos salinos é suficiente para manter o compressor limpo.

2. Freqüência recomendada para lavagem do compressor.

A tabela 2-12-4 indica a freqüência e o processo recomendado para a lavagem do compressor, dependendo da natureza e condições de operação.

3. Preparação das soluções.

A formulação das soluções para lavagem e enxaguadura depende da temperatura-ambiente prevalecente e deve ser preparada de acordo com as tabelas 2-12-5, 2-12-6, 2-12-7 e 2-12-8.

4. Características da água para lavagem.

Na lavagem pode ser utilizada água desmineralizada ou água potável.
A água desmineralizada deve apresentar as seguintes características:

- Aparência: visualmente clara e livre de sólidos.
- Total de sólidos: 10 partes por milhão, no máximo.
- Condutância específica: 11 micro-ohms/cm, no máximo.
- Conteúdo de sílica: 3 partes por milhão, no máximo.
- pH: entre 5 e 7,5.

A água potável deve apresentar as seguintes características:

- Aparência: visualmente clara e livre de sólidos.
- Total de sólidos: 175 partes por milhão, no máximo.
- ph: entre 6 e 8,0 inclusive.
- Cloretos: 15 partes por milhão, no máximo.
- Sulfatos: 10 partes por milhão, no máximo.

Nota

Uma vez que a qualidade da água potável varia de lugar para lugar e de estação para estação do ano, o critério acima servirá apenas de guia. Caso as características da água disponível no local variem consideravelmente das acima indicadas, deverá ser enviada uma amostra a um laboratório de análises de águas.

CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO	TIPO DE LAVAGEM	FREQÜÊNCIA RECOMENDADA	CONDIÇÃO	OBSERVAÇÕES
Atmosfera salina contínua.	Dessalinização.	Diariamente.	Motor acionado por motor de arranque.	Altamente recomendado após o último vôo do dia.
Atmosfera salina ocasional.	Dessalinização.	Semanalmente.	Motor acionado por motor de arranque.	Altamente recomendado. Ajuste a freqüência da lavagem de acordo com as condições do motor.
Todas.	Recuperação de desempenho.	100 a 200 horas.	Motor acionado por motor de arranque.	Altamente recomendado. As lavagens para recuperação de desempenho são necessárias com menos freqüência. Ajuste a freqüência das lavagens de acordo com as condições do motor, conforme indicado pela análise das tendências de funcionamento do motor. É recomendada a aplicação de múltiplas lavagens quando o grau de contaminação for elevado. **Nota** A duração das lavagens múltiplas não pode exceder os limites de operação, observando os períodos de resfriamento do motor de arranque.

Tabela 2-12-4. Freqüência e Métodos Recomendados

TEMPERATURA-AMBIENTE		PRODUTO DE LAVAGEM (1)	QUEROSENE DE AVIAÇÃO (2)	METANOL (AMS 3004)	ÁGUA (3)
°C	°F	% por vol.	% por vol.	% por vol.	% por vol.
+ 2 e acima	+ 36 e acima	(1)	0	0	75
− 25 a + 2	− 12 a + 36	(1)	15	20	40
abaixo de − 25	abaixo de − 12	(1)	15	40	20

Nota

(1) A concentração da solução deve seguir as indicações do fabricante do produto. Quando, porém, não haja qualquer indicação do fabricante, o produto deve ser usado nas proporções indicadas na tabela 2-12-9. A porcentagem da mistura dada pela Tabela 2-12-9 é para uma concentração máxima recomendada. A concentração ótima deve ser determinada pelas condições de operação de cada operador.

(2) Recomenda-se o uso do produto Witco HC-59B ou P10-59B (nas proporções de 3% por volume ou 150 ml em 5 litros), a fim de evitar a possibilidade de separação do querosene.

(3) É permitido o uso de água desmineralizada ou água potável na lavagem do compressor. Para as características da água a utilizar, veja o item 4.

Exemplo:

Proporções típicas para a solução, usando o produto B. e B., a temperaturas de + 25°C a + 2°C:

B. e B. 3100	25% por vol.	=	1250 ml em 5 litros (1,33 US gal)
Querosene	15% por vol.	=	750 ml
Metanol	20% por vol.	=	1000 ml
Água	40% por vol.	=	2000 ml
Total	100%	=	5000 ml (5 litros, 1,33 US gal).

Nota

Para o exemplo acima devem ser acrescentados 150 ml de agente emulsificante (WITCO) e agitada a mistura antes do uso.

Tabela 2-12-5. Soluções para lavagem

QUANTIDADE DE SOLUÇÃO	
LITROS	GALÕES (U.S.)
5	1.33

Tabela 2-12-6. Quantidades requeridas para a solução de lavagem.

TEMPERATURA-AMBIENTE		ÁGUA (1)	METANOL (AMS 3004)
°C	°F	% por vol	% por vol
+ 2 e acima	+ 36 e acima	100	Nil
− 25 a + 2	− 12 a + 36	50	50
abaixo de − 25	abaixo de − 12	40	60

Nota

É permitido o uso de água potável na lavagem do compressor. O item 4 indica as características da água a utilizar.

Tabela 2-12-7. Solução de Enxaguadura

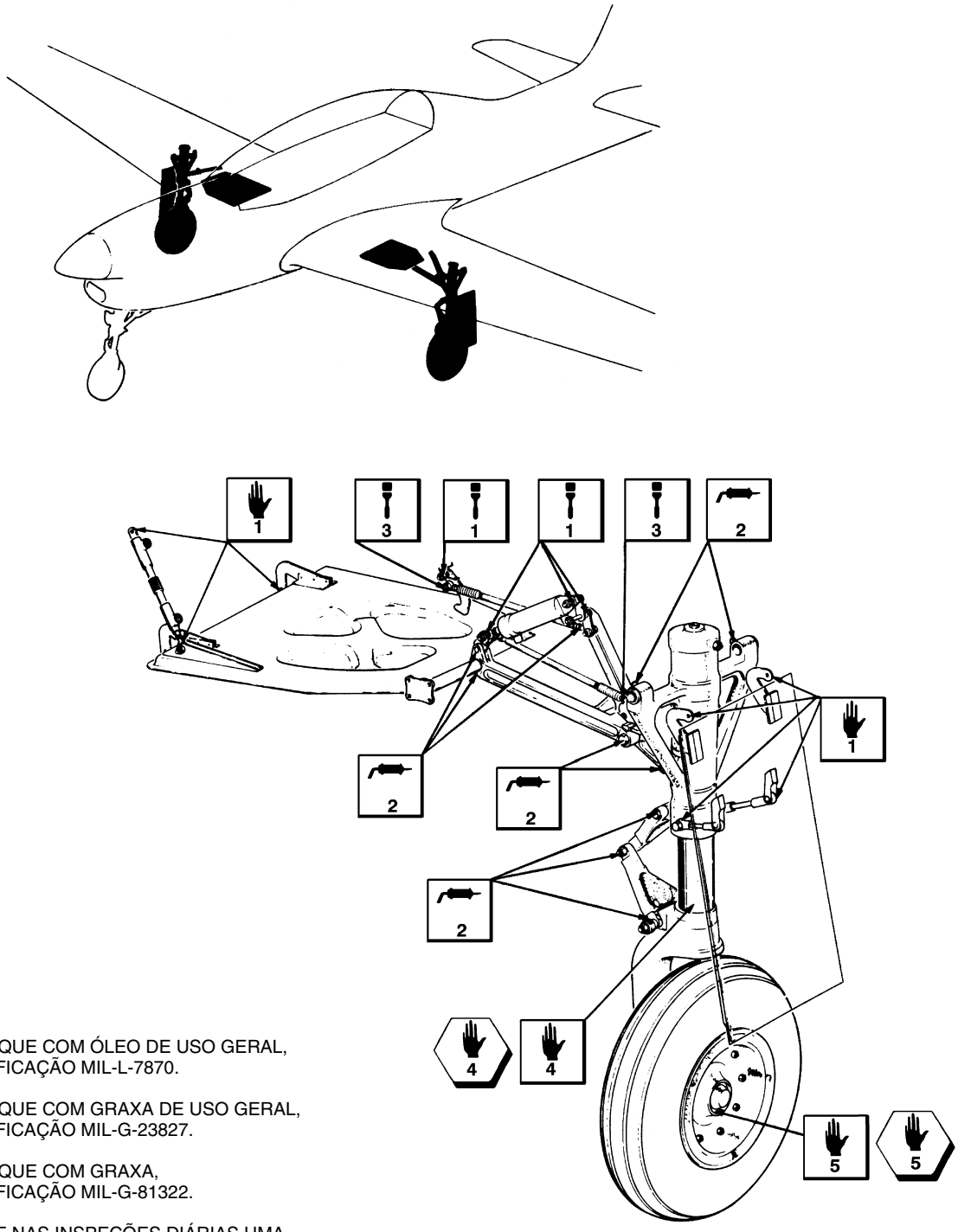
QUANTIDADE DA MISTURA	
LITROS	GALÕES (U.S.)
10	2.66

Tabela 2-12-8. Quantidades requeridas para a solução de enxaguadura

<table>
<tr><th>MARCA COMERCIAL</th><th>INSTRUÇÕES ESPECÍFICAS</th></tr>
<tr><td>Magnus 1214</td><td>A mistura deverá conter 25% de Magnus 1214 para qualquer temperatura ambiente. Os outros 75% deverão estar de acordo com a Tabela 2-12-5.</td></tr>
<tr><td>B & B 3100</td><td>A mistura deverá conter 25% de B & B 3100 para qualquer temperatura ambiente. Os outros 75% deverão estar de acordo com a Tabela 2-12-5.</td></tr>
<tr><td>W.C.T.</td><td>P & WC Desenvolvido.
2 Partes de Witco HC-59B ou
P10-59B
4 partes Carbitol
1 parte Triethanolamine.</td></tr>
<tr><td>R-MCS</td><td>(1) Para temperaturas ambiente de + 2°C (+ 36°F) use como recebido.
(2) Para temperaturas ambiente abaixo de + 2°C (+ 36°F) use 25% de volume R-MCS em conjunto com a Tabela 2-12-5.</td></tr>
<tr><td>Almon Al-333</td><td>A mistura deverá conter 25% de Almon AL-333 para qualquer temperatura ambiente. Os outros 75% deveraão estar de acordo com a Tabela 2-12-5.</td></tr>
<tr><td>Turco 4217
(Concentrado)</td><td>Formulação da Mistura (5 litros)

<table>
<tr><th></th><th colspan="3">Temp. Amb.</th></tr>
<tr><th></th><th>Acima de
+ 2°C</th><th>– 25°C
+ 2°C</th><th>Abaixo de
– 25°C</th></tr>
<tr><td>Turco 4217 (ml)</td><td>200</td><td>200</td><td>200</td></tr>
<tr><td>Querosene (ml)</td><td>2000</td><td>2000</td><td>2000</td></tr>
<tr><td>Metanol (ml)</td><td>–</td><td>1000</td><td>1800</td></tr>
<tr><td>Agua (ml)</td><td>2800</td><td>1800</td><td>1000</td></tr>
<tr><td>Total (ml)</td><td>5000</td><td>5000</td><td>5000</td></tr>
</table>
Adicione 150 ml de Witco e agite bem.</td></tr>
<tr><td>Ardrox 624
R (Concentrado)</td><td>O mesmo que para Turco 4217.</td></tr>
<tr><td>Turco 5884</td><td>A mistura deverá conter 25% de Turco 5884 para qualquer temperatura ambiente. Os outros 75% deverão estar de acordo com a Tabela 2-12-5.</td></tr>
<tr><td>CLIX</td><td>A mistura deverá conter 25% de CLIX para qualquer temperatura ambiente. Os outros 75% deverão estar de acordo com a Tabela 2-12-5.</td></tr>
</table>

Tabela 2-12-9. Composição da Mistura



1. LUBRIFIQUE COM ÓLEO DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

2. LUBRIFIQUE COM GRAXA DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-23827.

3. LUBRIFIQUE COM GRAXA, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-81322.

4. APLIQUE NAS INSPEÇÕES DIÁRIAS UMA PELÍCULA DE FLUÍDO HIDRÁULICO, ESPECIFICAÇÃO MIL-H-5606.

5. LUBRIFIQUE A CADA 125 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO, DA RODA, O ROLAMENTO DA RODA COM GRAXA, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-81322.

Figure 2-12-10. Lubrificação do Trem Principal

1. LUBRIFIQUE COM ÓLEO DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

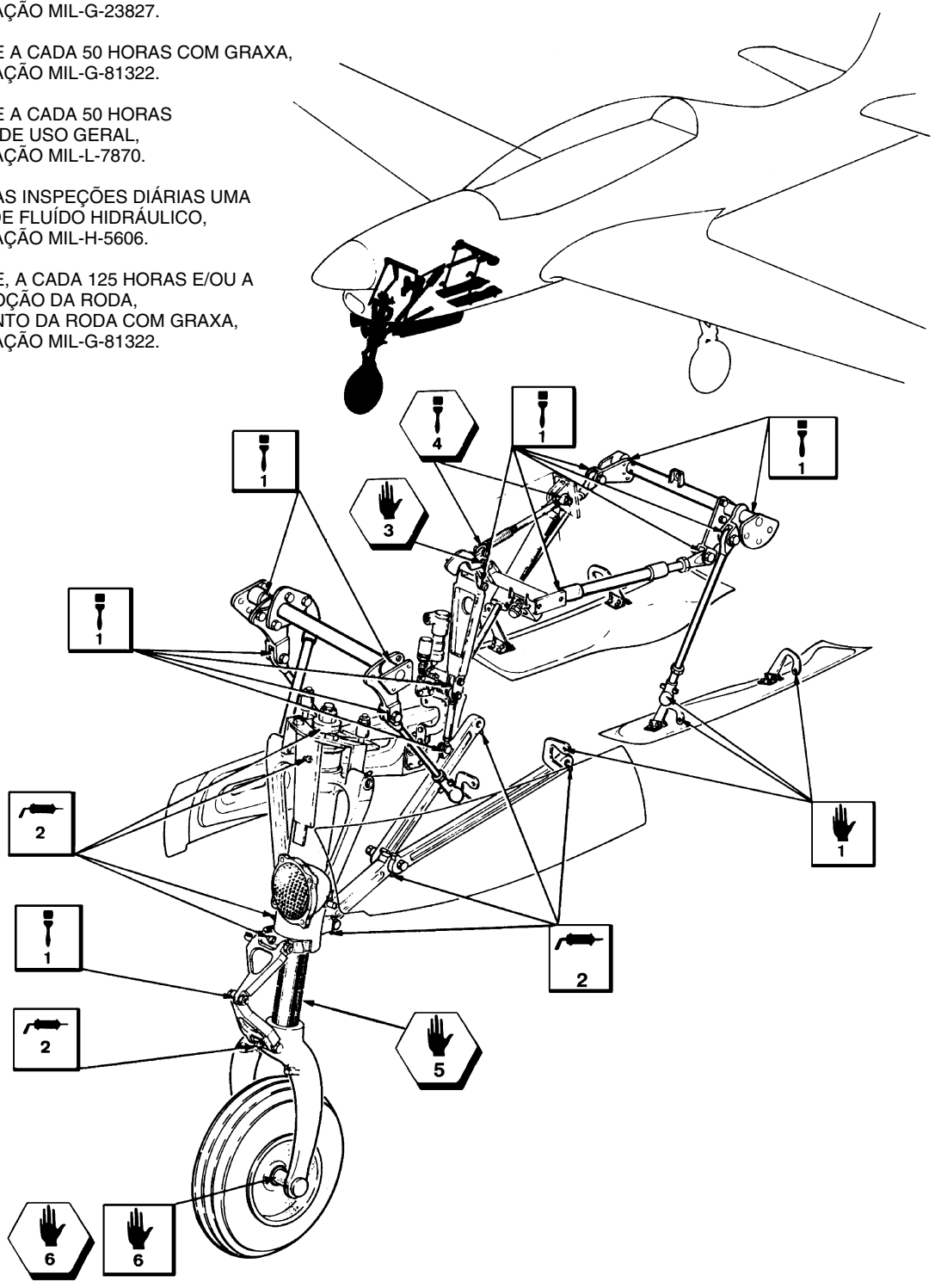
2. LUBRIFIQUE COM GRAXA DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-23827.

3. LUBRIFIQUE A CADA 50 HORAS COM GRAXA, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-81322.

4. LUBRIFIQUE A CADA 50 HORAS COM ÓLEO DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

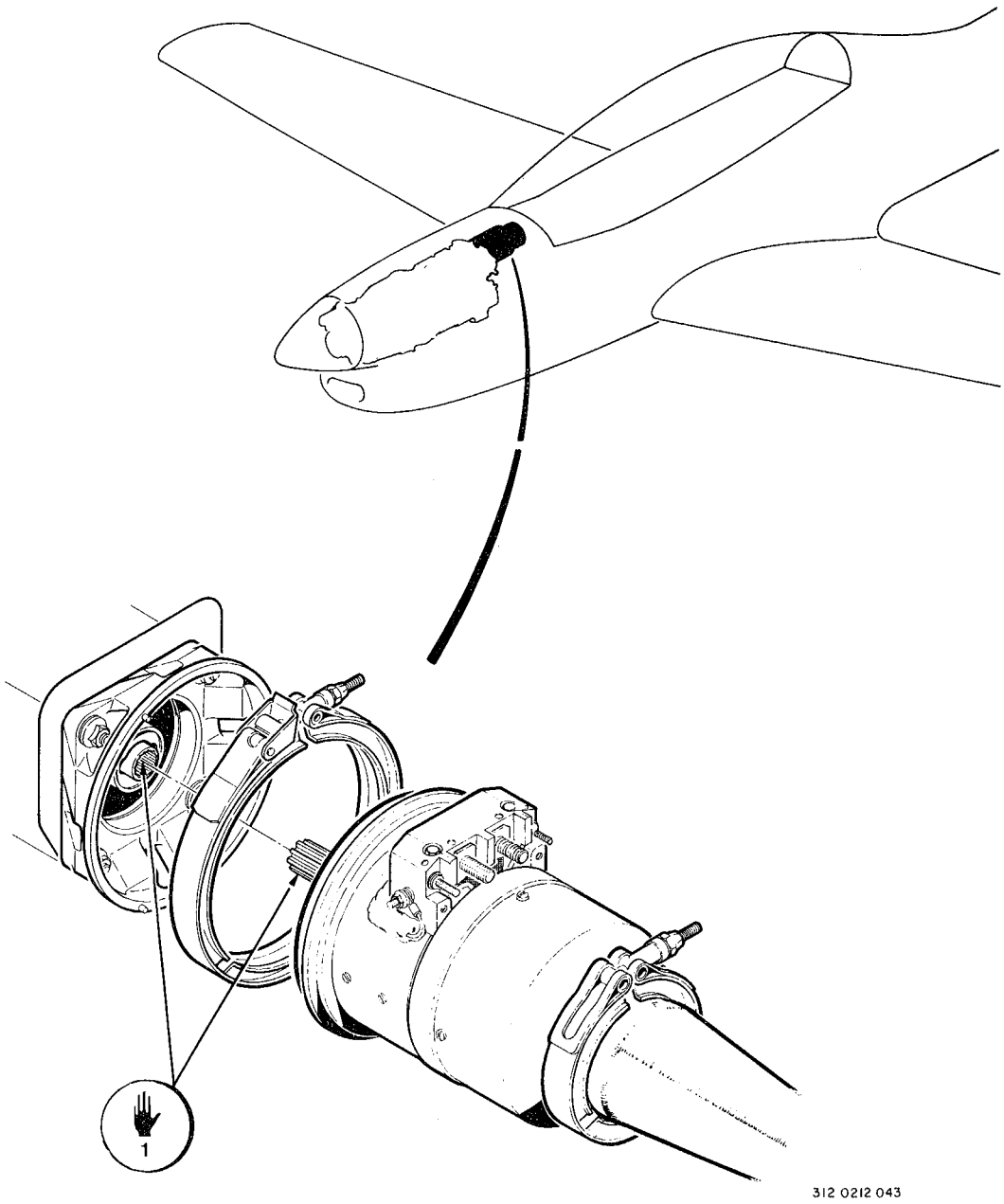
5. APLIQUE NAS INSPEÇÕES DIÁRIAS UMA PELÍCULA DE FLUÍDO HIDRÁULICO, ESPECIFICAÇÃO MIL-H-5606.

6. LUBRIFIQUE, A CADA 125 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO DA RODA, O ROLAMENTO DA RODA COM GRAXA, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-81322.



EM312AG120002A.IDR

Figure 2-12-11. Lubrificação do Trem de Nariz



1. LUBRIFIQUE COM GRAXA ESPECIFICAÇÃO VV-G-632 TIPO B, GRAU 3, MIL-L-25681 OU MIL-G-21164

Figura 2-12-12. Lubrificação do Acoplamento do Arranque/Gerador

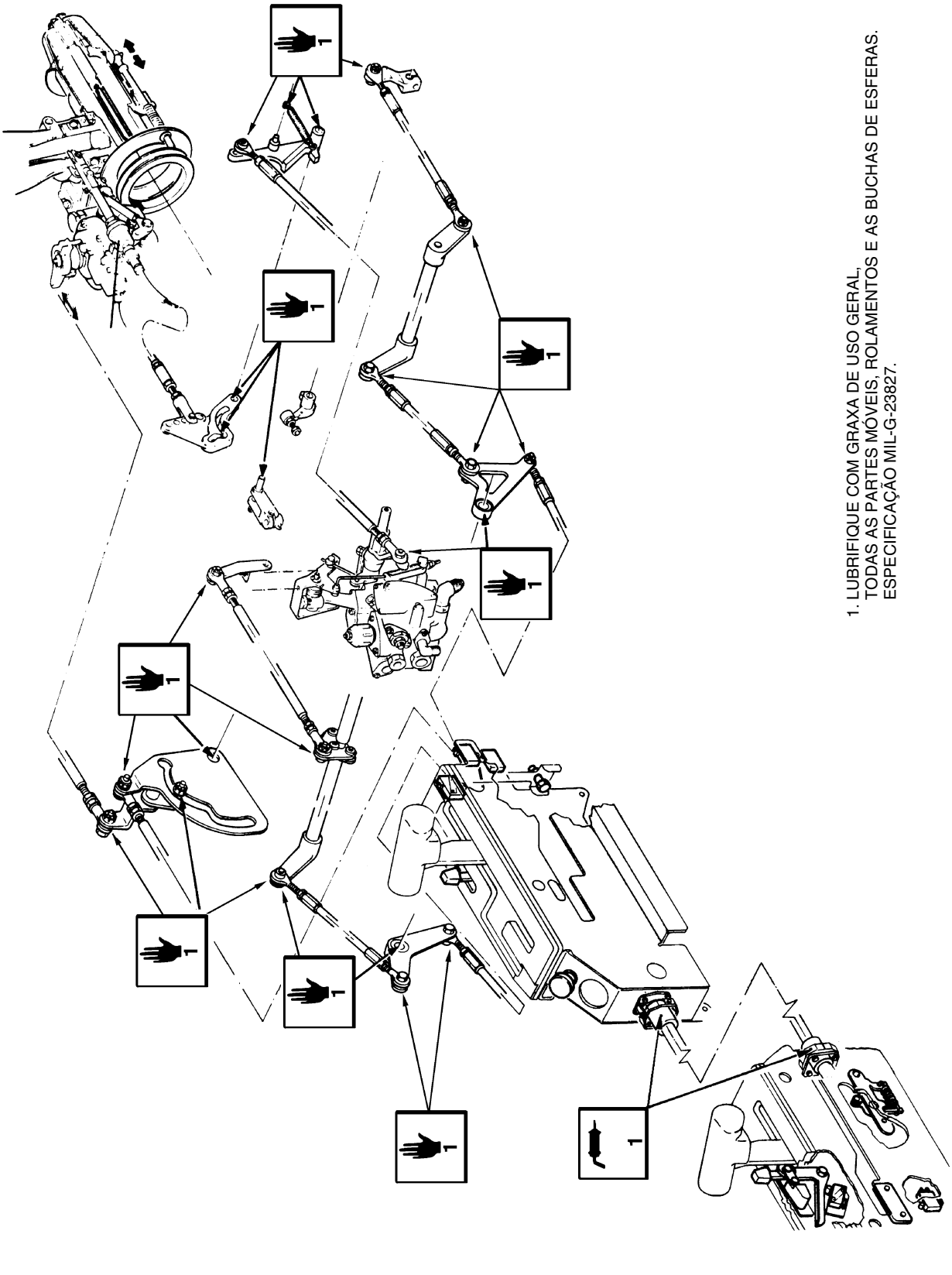
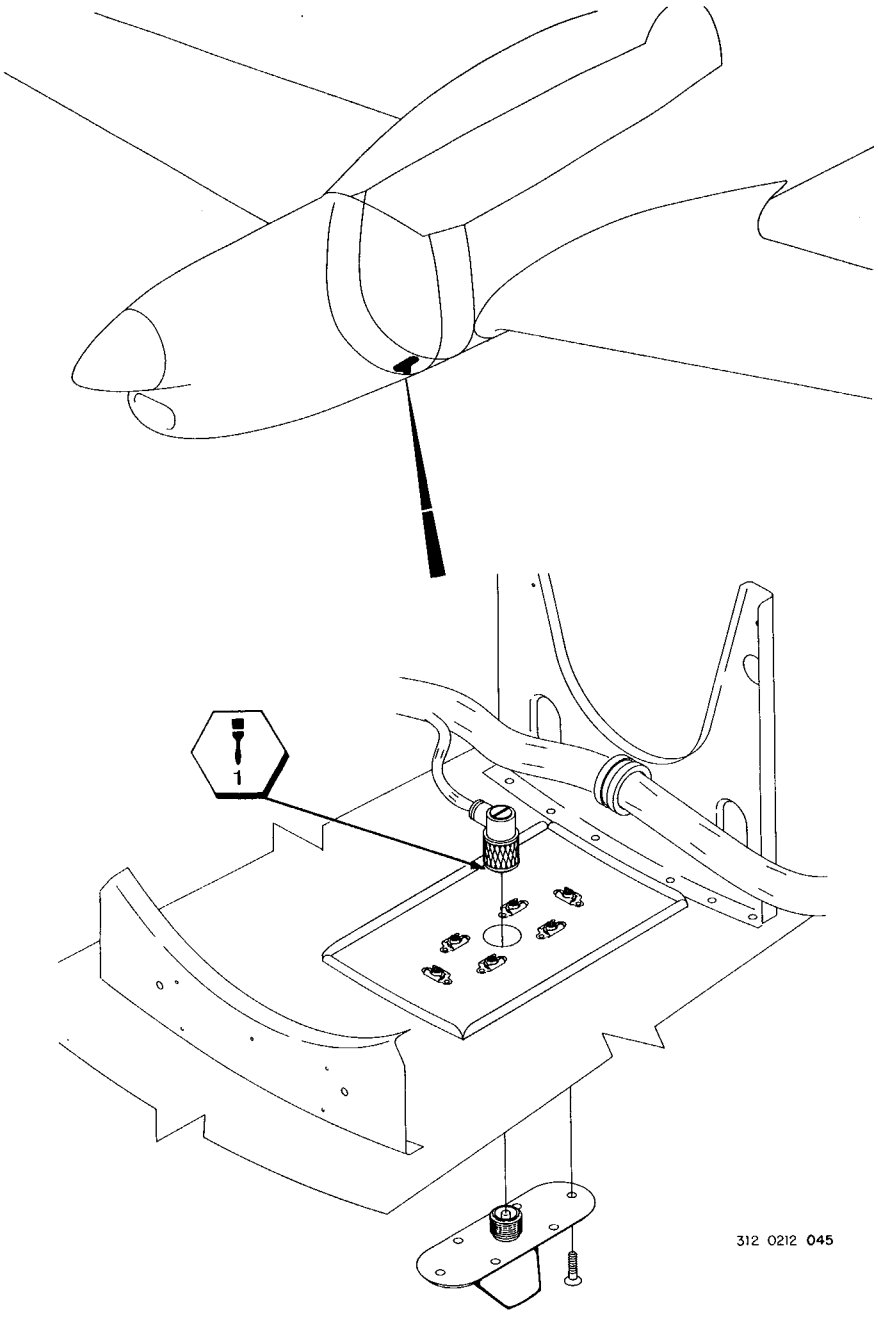
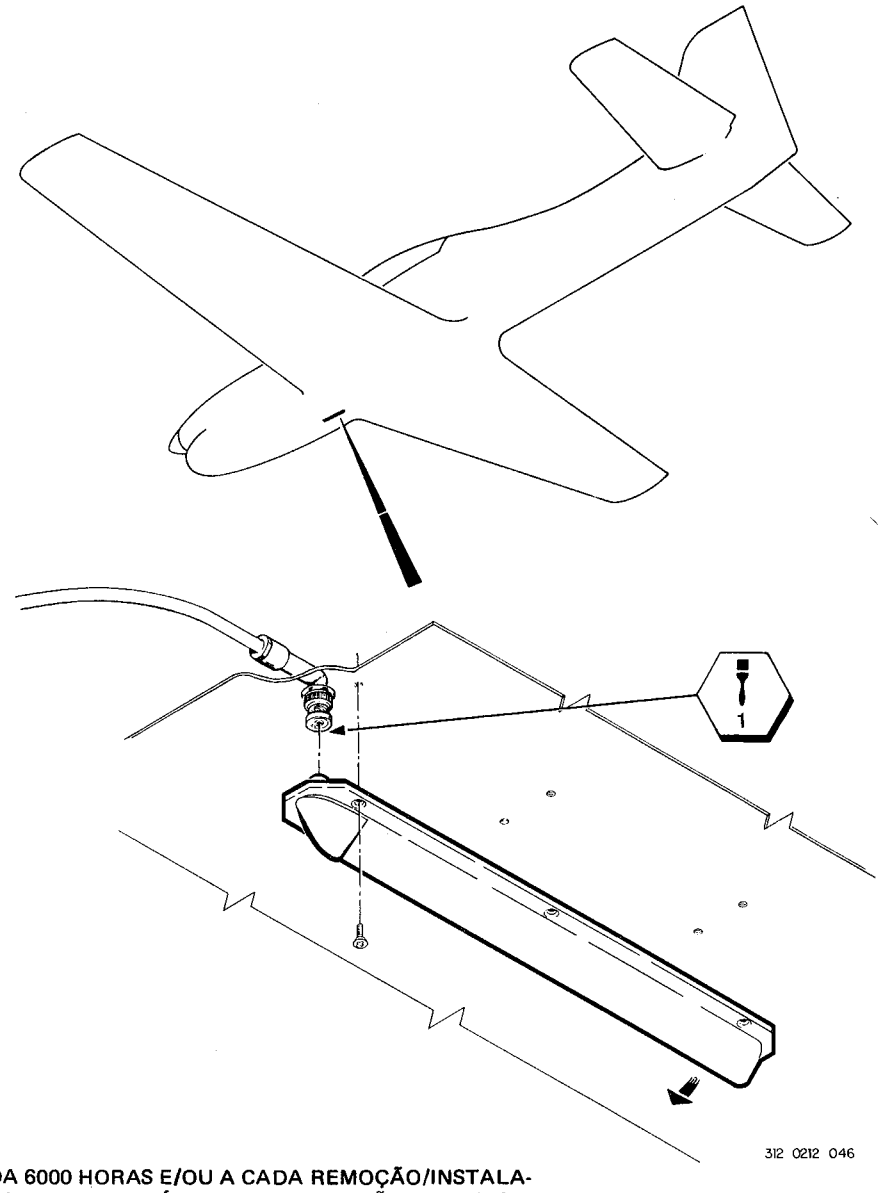


Figure 2-12-13. Lubrificação dos Comandos do Motor



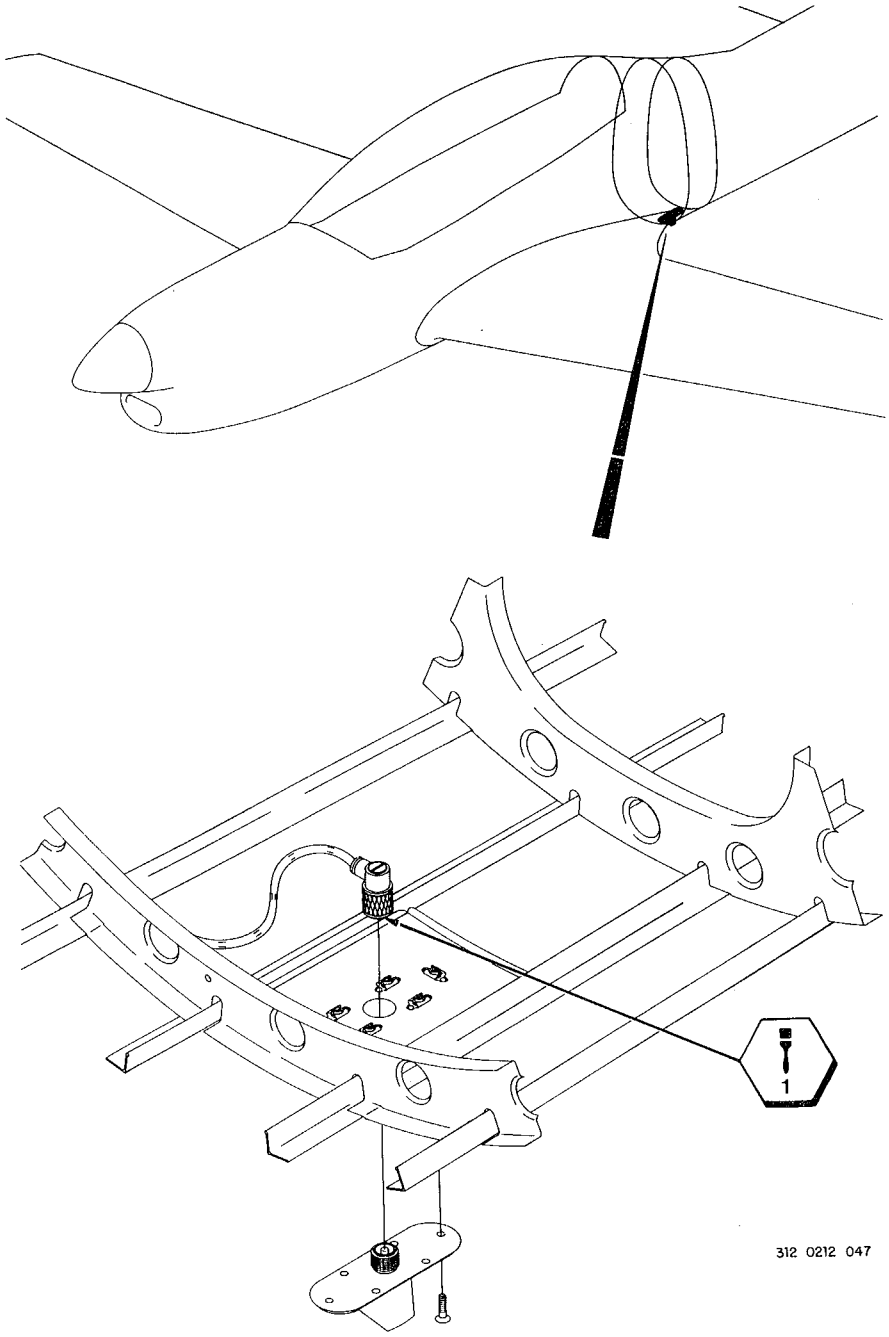
1. APLIQUE A CADA 6000 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO/INSTALAÇÃO DA ANTENA GRAXA SINTÉTICA ESPECIFICAÇÃO MIL-S-8660.

Figura 2-12-14. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena de DME



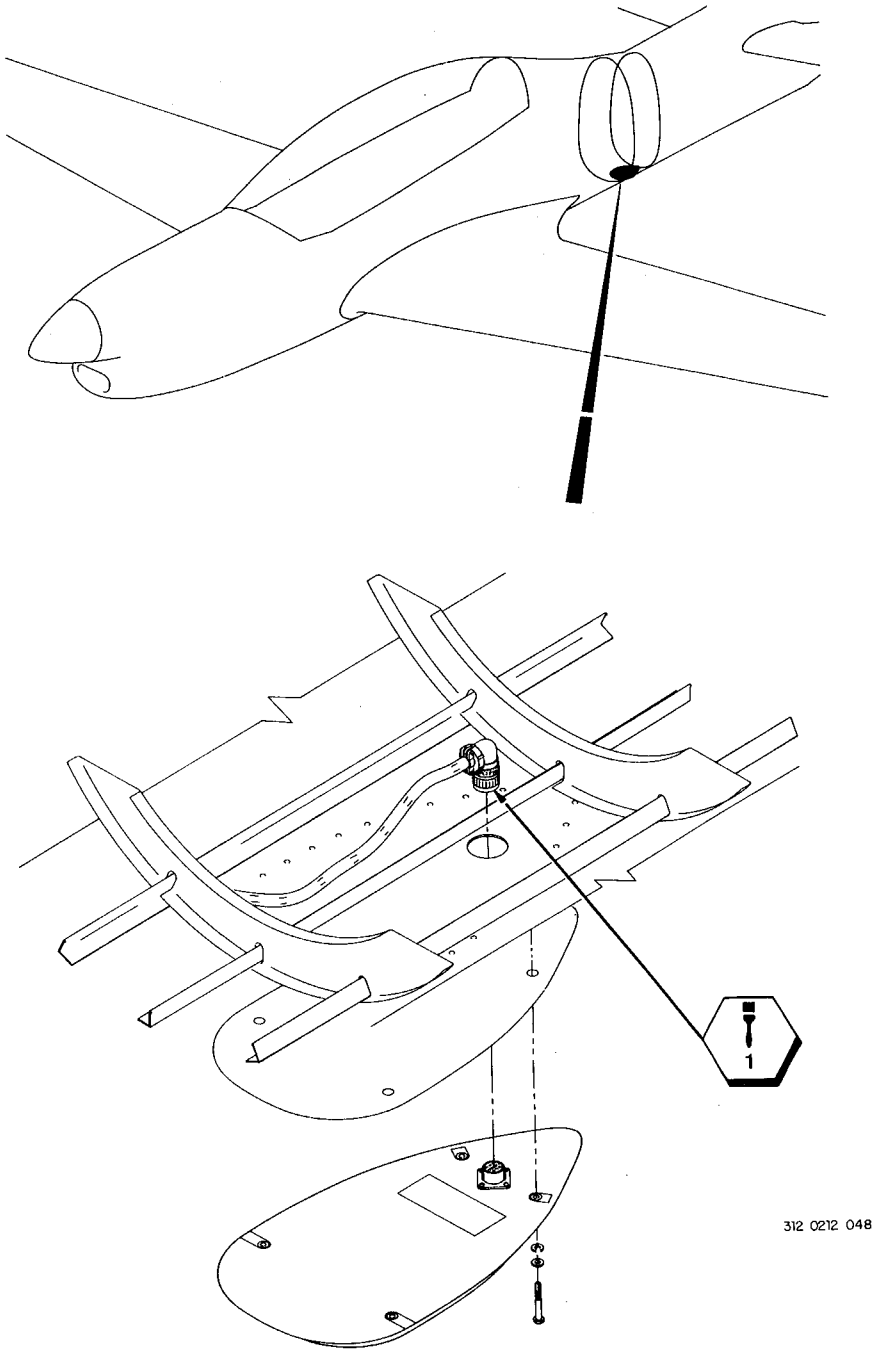
1. APLIQUE A CADA 6000 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO/INSTALAÇÃO DA ANTENA GRAXA SINTÉTICA ESPECIFICAÇÃO MIL-S-8660.

Figura 2-12-15. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena Marker Beacon



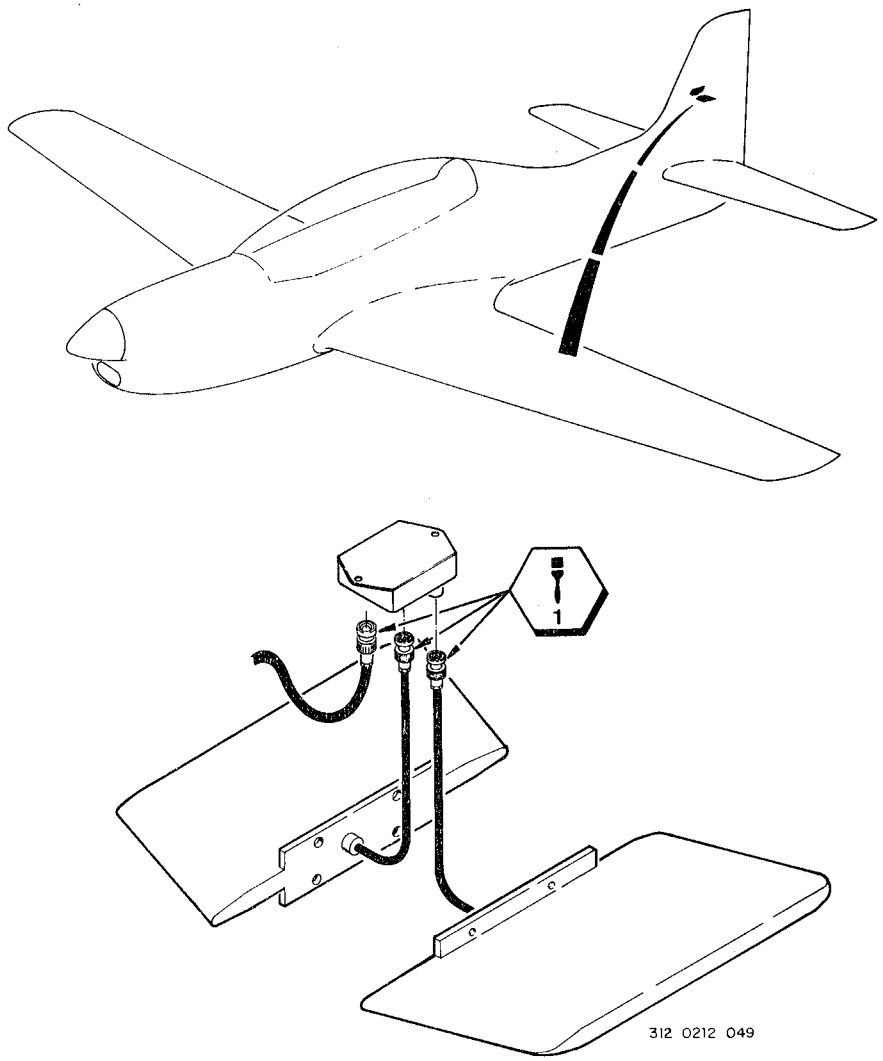
1. APLIQUE A CADA 6000 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO/INSTALAÇÃO DA ANTENA GRAXA SINTÉTICA ESPECIFICAÇÃO MIL-S-8660.

Figura 2-12-16. Proteçao Anticorrosiva do Conector da Antena do Transponder



1. APLIQUE A CADA 6000 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO/INSTALAÇÃO DA ANTENA GRAXA SINTÉTICA ESPECIFICAÇÃO MIL-S-8660.

Figura 2-12-17. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena Loop/Sense



1. APLIQUE A CADA 6000 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO/INSTALAÇÃO DA ANTENA GRAXA SINTÉTICA ESPECIFICAÇÃO MIL-S-8660.

Figura 2-12-18. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena VOR/LOC/GS

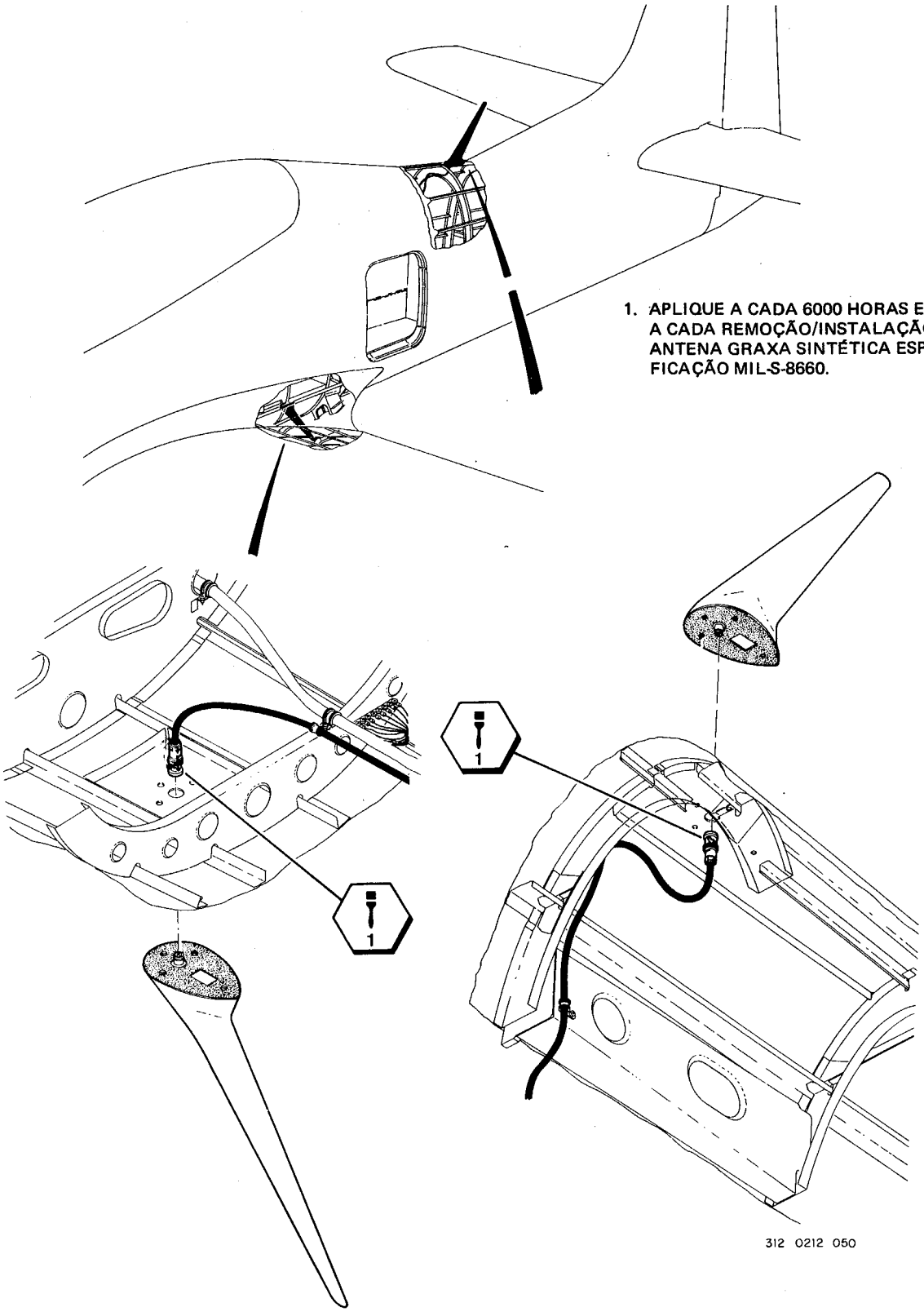
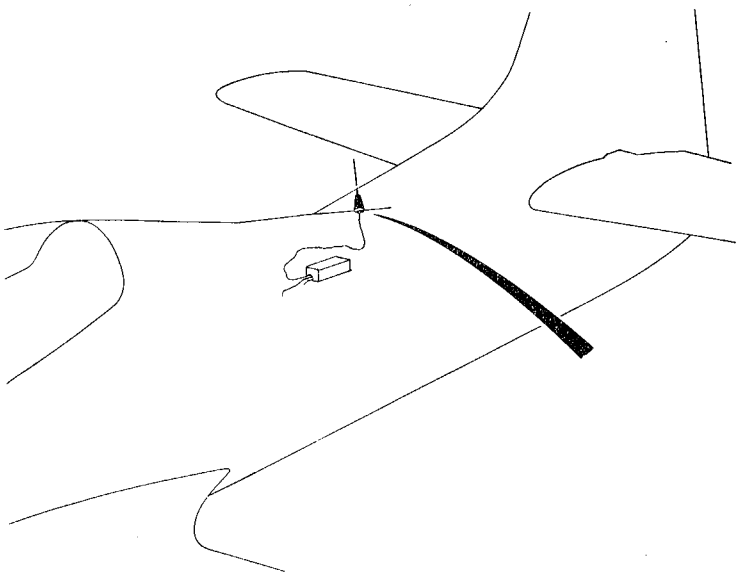
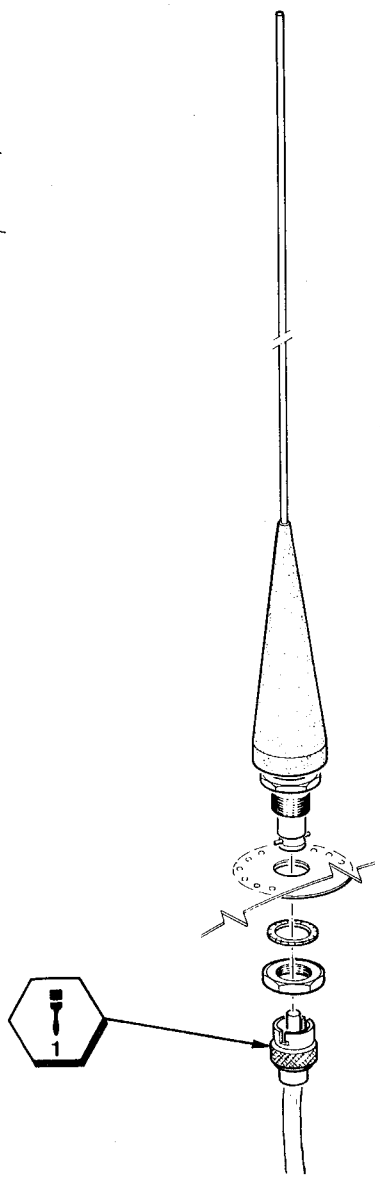


Figura 2-12-19. Proteçao Anticorrosiva do Conector da Antena de VHF





1. APLIQUE A CADA 6000 HORAS E/OU A CADA REMOÇÃO/INSTALAÇÃO DA ANTENA GRAXA SINTÉTICA ESPECIFICAÇÃO MIL-S-8660.

Figura 2-12-20. Proteção Anticorrosiva do Conector da Antena do Transmissor de Emergência

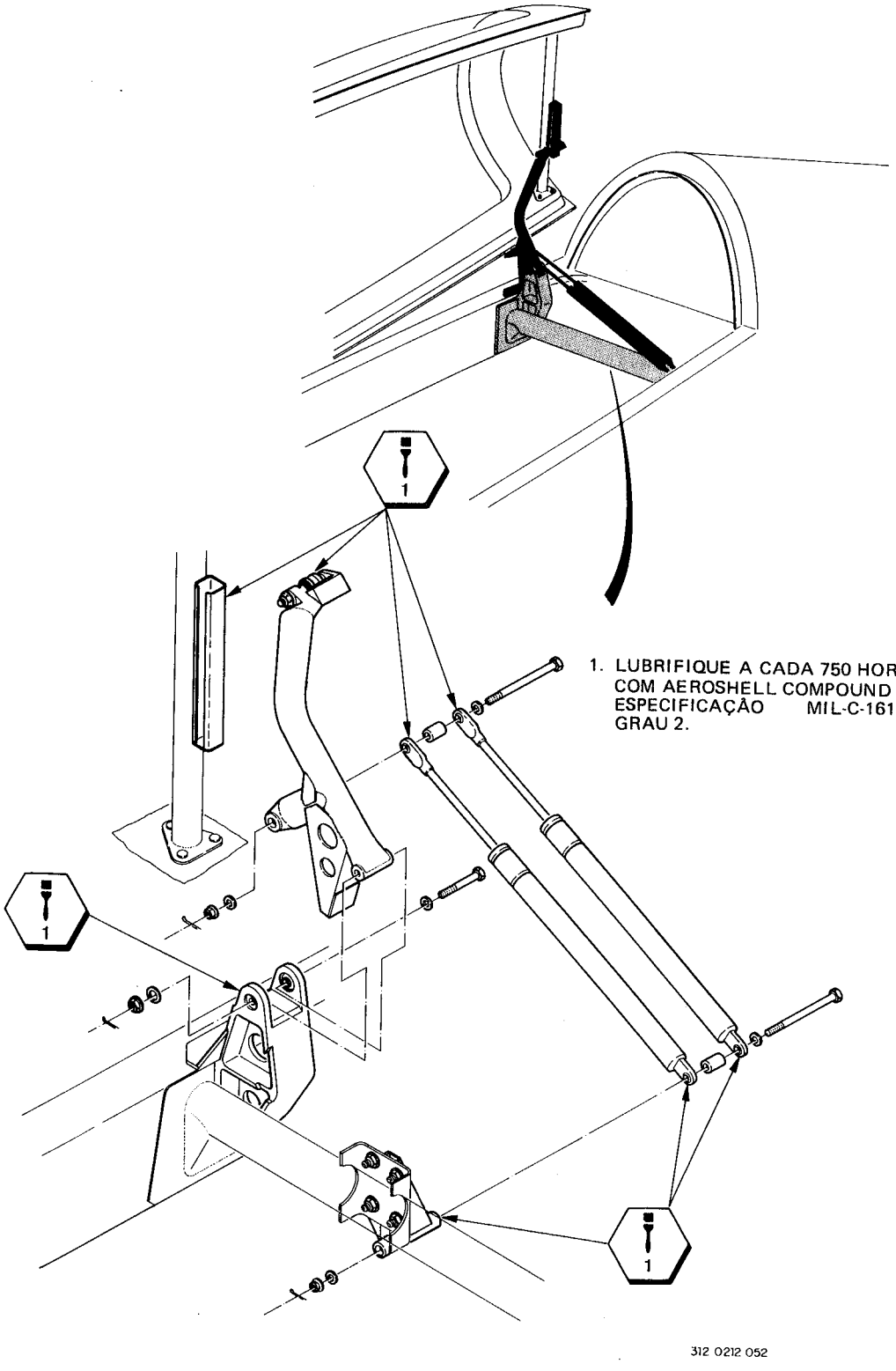


Figura 2-12-21. Lubrificação do Mecanismo de Atuação da Capota

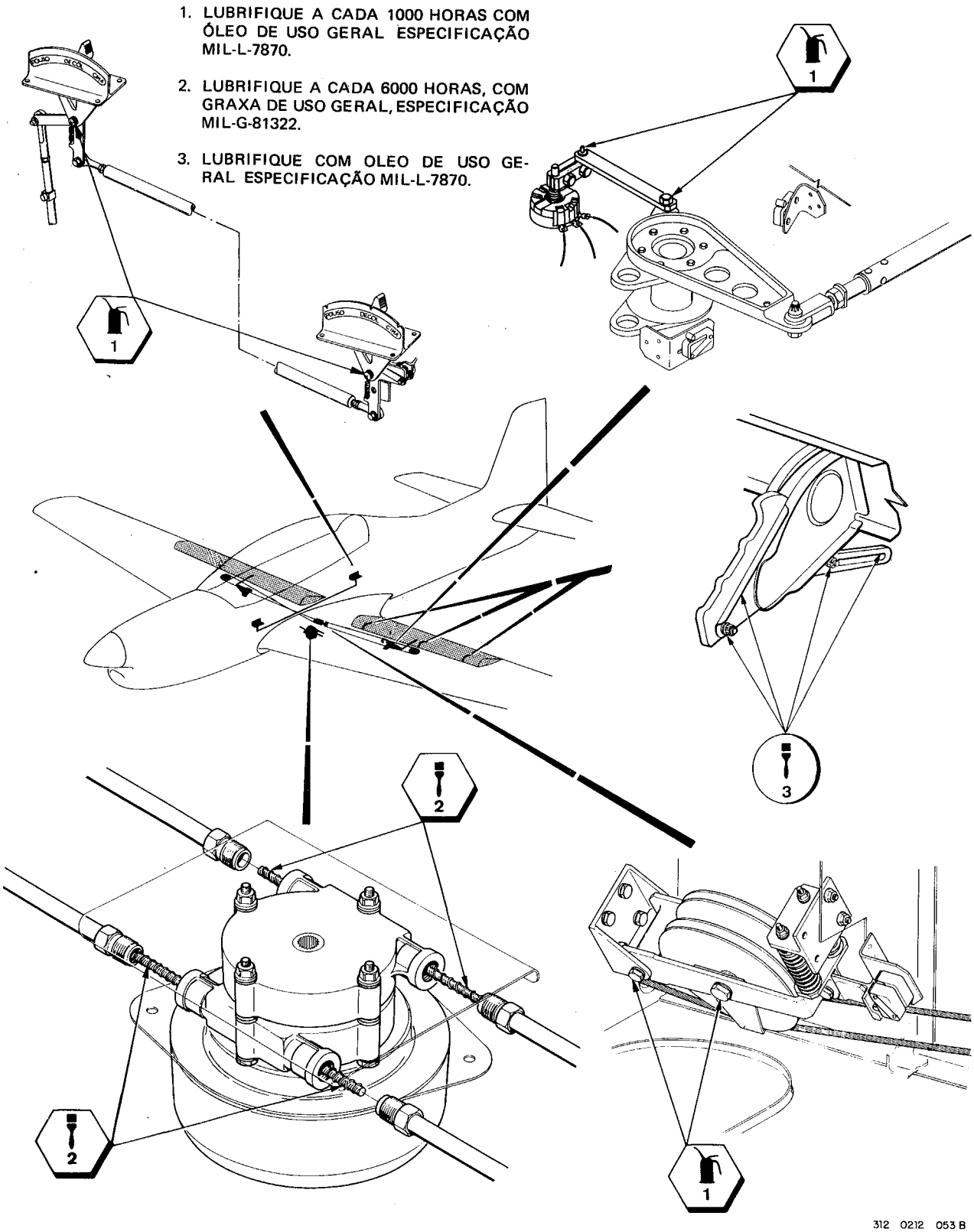
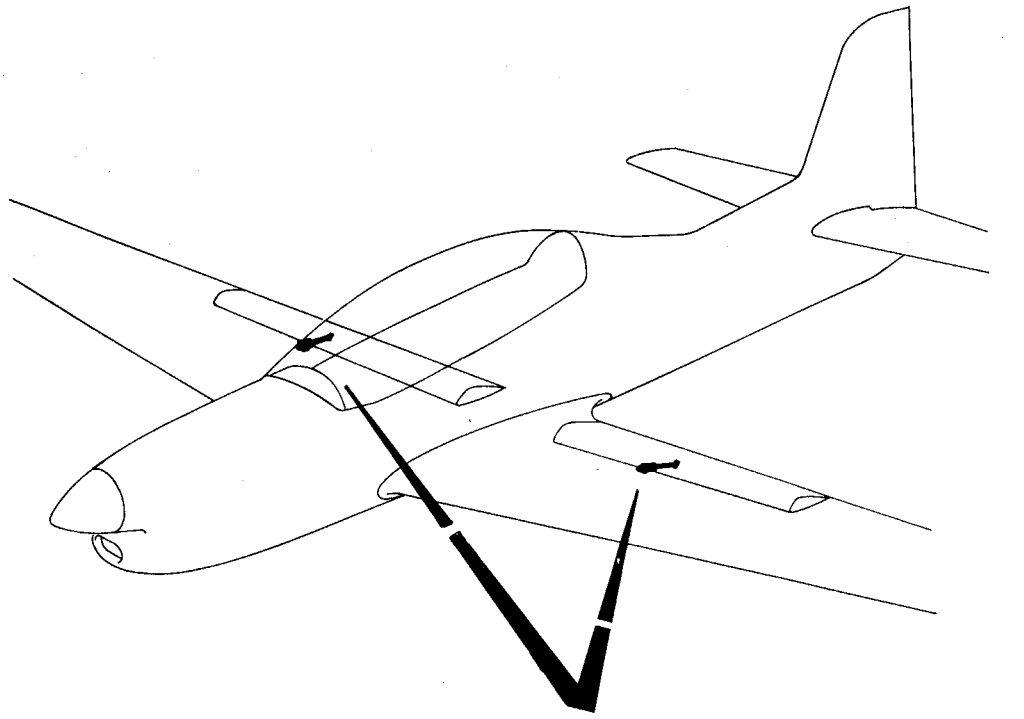
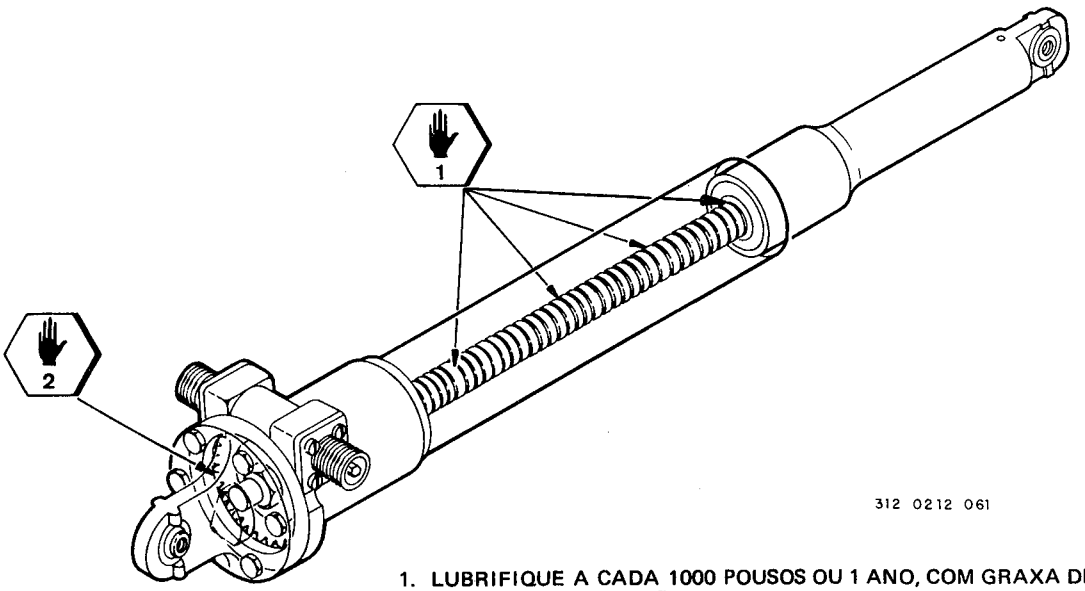


Figura 2-12-22. Lubrificação do Sistema de Flapes

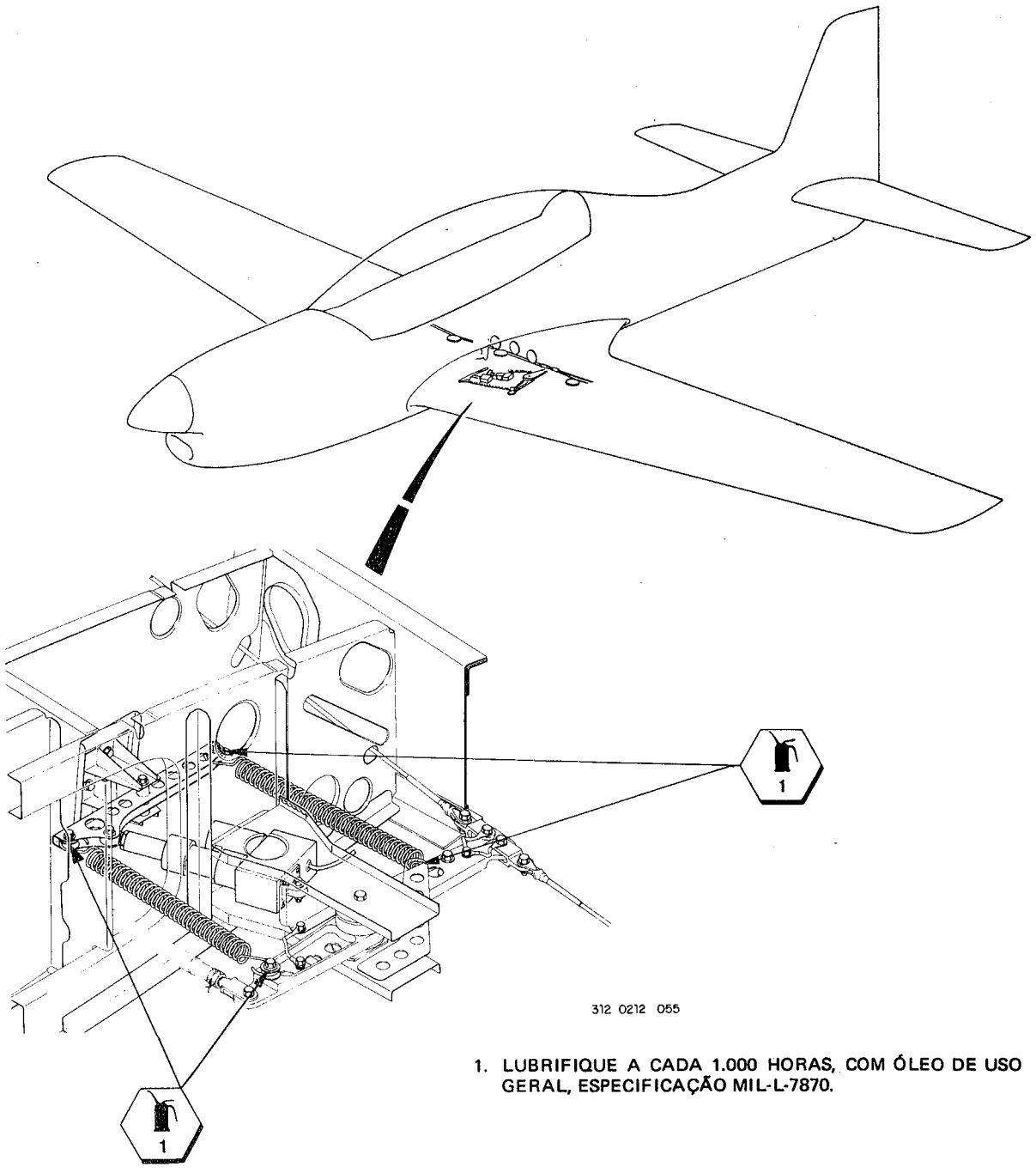




1. LUBRIFIQUE A CADA 1000 POUSOS OU 1 ANO, COM GRAXA DE USO GERAL ESPECIFICAÇÃO MIL-G-23827.

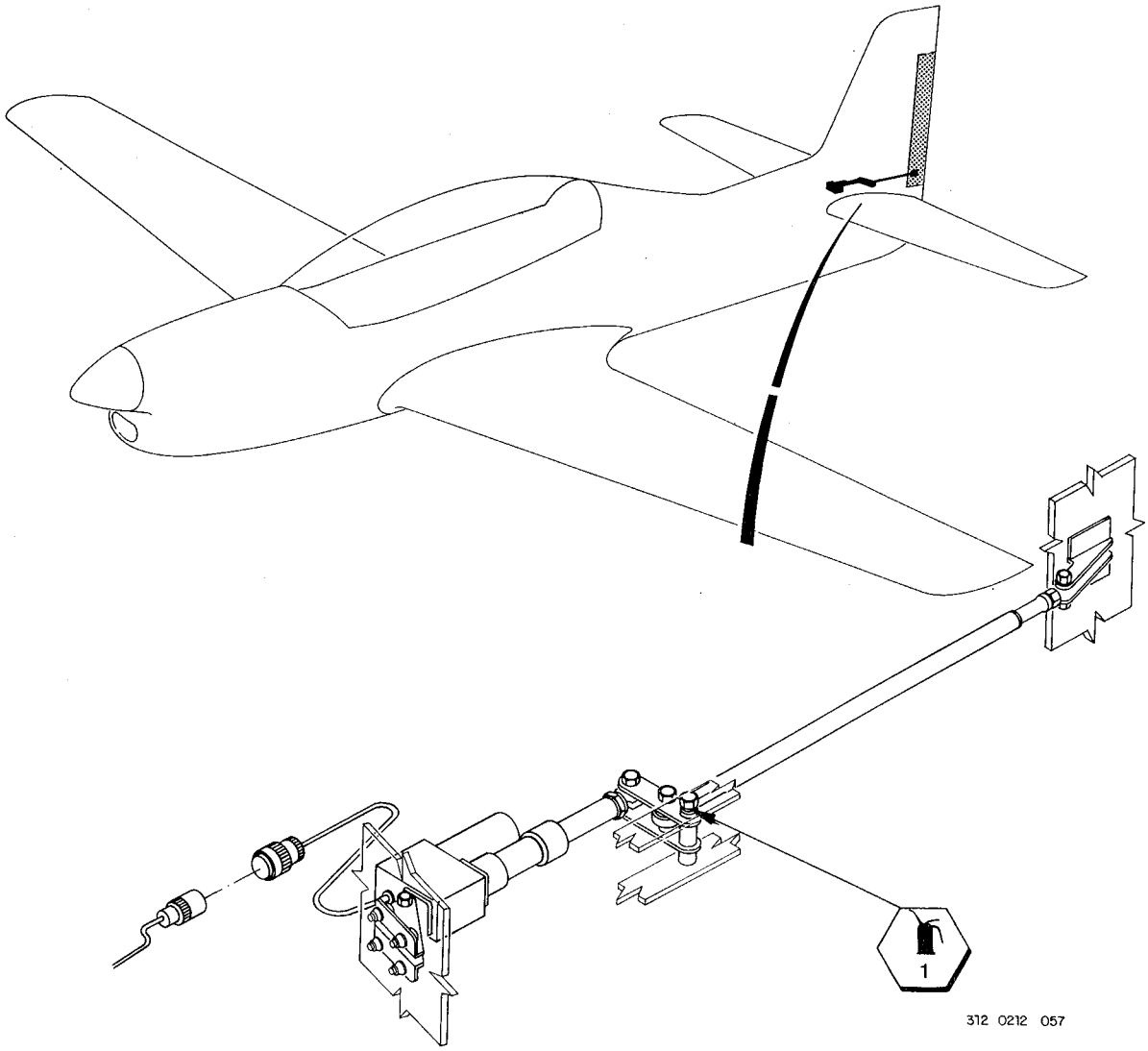
2. LUBRIFIQUE A CADA 2000 POUSOS OU 2 ANOS, COM GRAXA DUKES ESPECIFICAÇÃO P/N 2196-74-1.

Figura 2-12-23. Lubrificação dos Atuadores dos Flapes



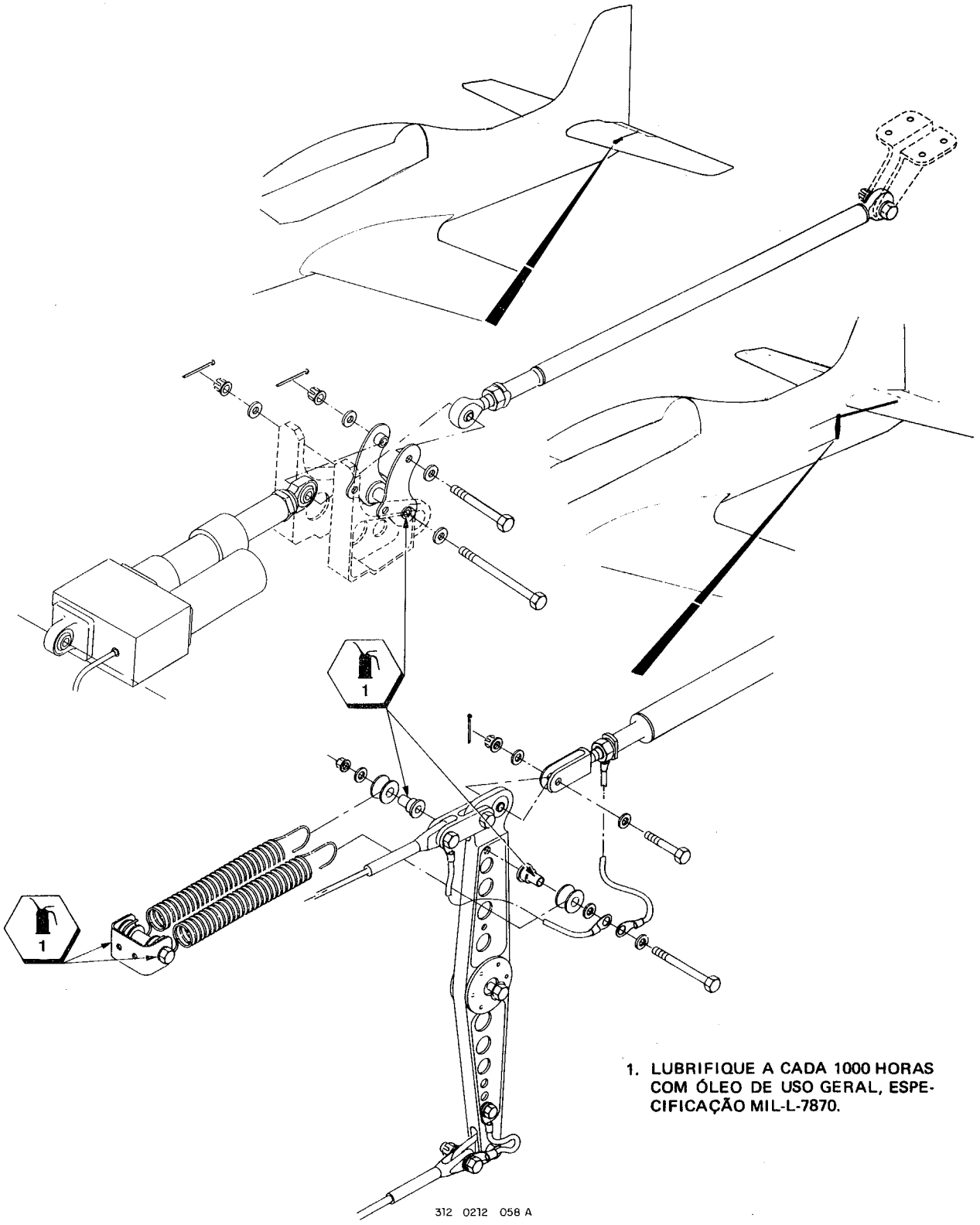
1. LUBRIFIQUE A CADA 1.000 HORAS, COM ÓLEO DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

Figura 2-12-24. Lubrificação do Sistema de Ailerons



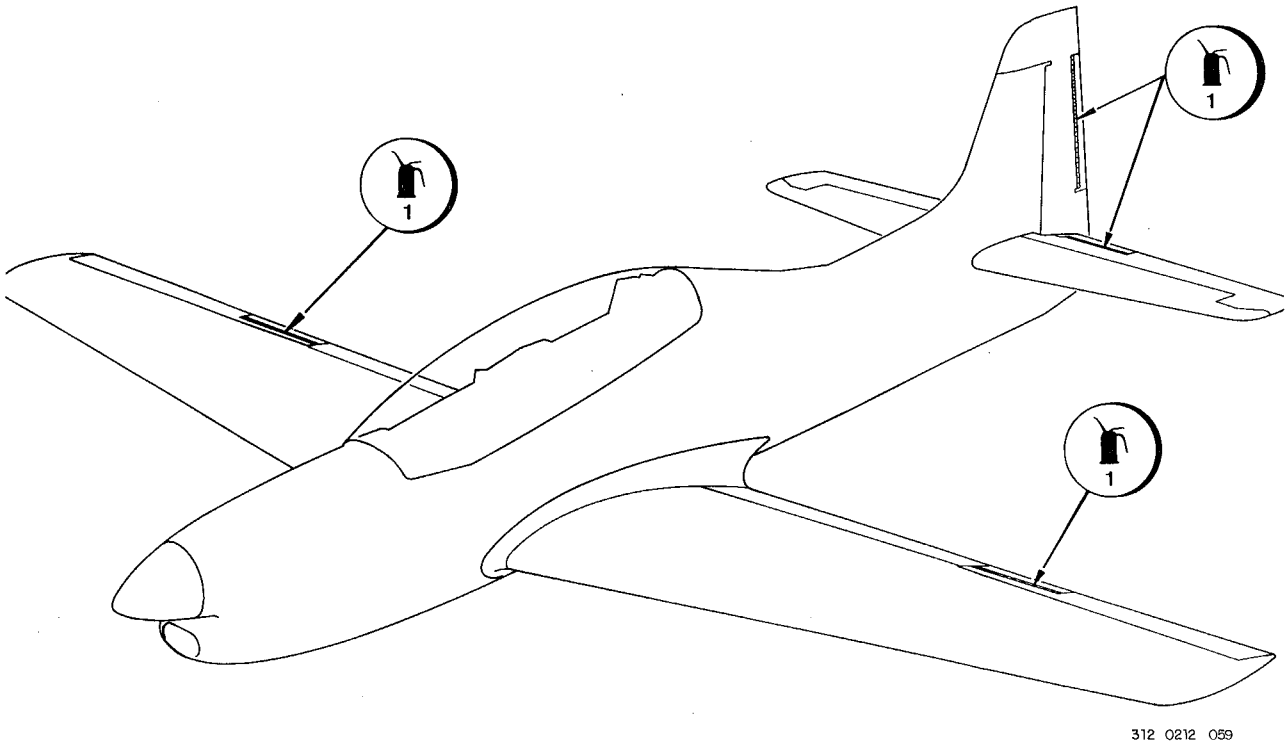
1. LUBRIFIQUE A CADA 1.000 HORAS, COM ÓLEO DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

Figura 2-12-25. Lubrificação do Sistema do Compensador do Leme



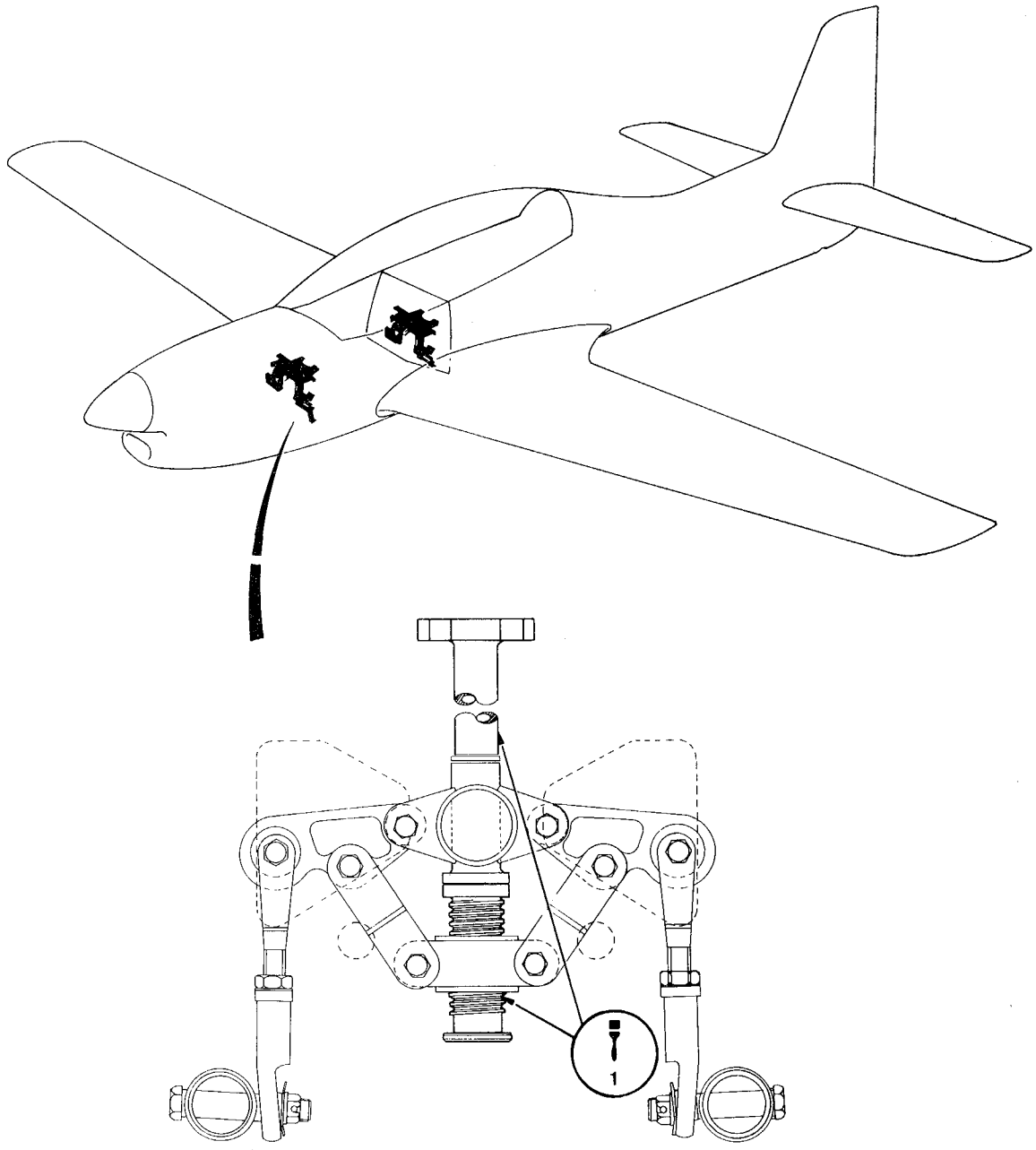
1. LUBRIFIQUE A CADA 1000 HORAS COM ÓLEO DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

Figura 2-12-26. Lubrificação do Sistema do Profundor



1. LUBRIFIQUE COM ÓLEO DE USO GERAL ESPECIFICAÇÃO MIL-L-7870.

Figura 2-12-27. Lubrificação das Dobradiças de Articulação dos Compensadores



1. LUBRIFIQUE COM GRAXA DE USO GERAL, ESPECIFICAÇÃO MIL-G-23827.

312 0212 0628

Figura 2-12-28. Lubrificação dos Pedais

SEÇÃO II
SERVIÇOS NÃO PROGRAMADOS (12 - 30 - 00)

2-12-21. PRESERVAÇÃO DO AVIÃO

A preservação do avião é executada, sempre que possível, em hangar. Caso o avião tenha que permanecer fora do hangar, adicione os procedimentos de estacionamento e amarração descritos no 10GT.
Os períodos de tempo de preservação variam de zero a sete dias, de sete a trinta dias, de trinta a noventa dias e para mais de noventa dias.
Qualquer que seja o período de preservação, é indispensável que a hélice seja bloqueada de forma a não girar em molinete.
Sob nenhuma circunstância use óleo preservativo no interior do motor (compressor e turbina). A deposição de partículas de poeira sobre o óleo provocará perda de eficiência do motor, quando este voltar a ser operado. A preservação divide-se em duas categorias: Preservação do avião em disponibilidade e Preservação do avião por tempo indefinido (acima de noventa dias).
A preservação do avião em disponibilidade é executada no avião que não voará por um período definitivo e que, com um mínimo de preparação, estará pronto para vôo. A preservação do avião por tempo indefinido é executada no avião que irá permanecer inativo por um tempo indeterminado acima de noventa dias. Por este motivo, o seu retorno ao vôo exige um serviço de manutenção mais acurado.
Para a execução destes procedimentos, consulte o 12GT.

2-12-22. DESPRESERVAÇÃO DO AVIÃO

A despreservação do avião fornece os procedimentos para restituir a aeronave à operação.
Para a execução destes procedimentos, consulte o 12GT.

SEÇÃO II

SISTEMA DE AR CONDICIONADO (21 - 00 - 00)

2-21-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-21-1 e figura 2-21-1A)

O sistema de ar condicionado destina-se a manter o interior da cabine de pilotagem em temperaturas que proporcionem conforto aos tripulantes da aeronave. Para tanto, o sistema provê meios para aquecimento, resfriamento e renovação do ar da cabine, em função de componentes eletromecânicos, divididos em quatro subsistemas: distribuição de ar, aquecimento, refrigeração e controle de temperatura.

O subsistema de distribuição de ar (21-20-00) engloba a parte relativa à circulação e renovação do ar da cabine, sendo composto de ventilador, ductos, difusores e uma válvula de ventilação que controla a vazão de ar de impacto.

O subsistema de aquecimento (21-40-00) utiliza ar quente sob pressão, extraído do motor, de onde o fluxo é dirigido, através de uma tubulação, até a caixa de distribuição de ar.

O subsistema de refrigeração (21-50-00) é do tipo ciclo de vapor, que se utiliza do refrigerante R-12 (dicloro difluormetano) (41) ou refrigerante SUVA-134a (tetrafluoroetano) (42) para produzir o efeito de resfriamento do ar, ao retirar calor da cabine através de um evaporador. O ciclo se completa em função dos seguintes componentes: compressor, condensadores, reservatório-filtro secador e válvula de expansão.

O subsistema de controle de temperatura (21-60-00) regula o resfriamento da cabine através de sensores e de um controlador de temperatura.

2-21-2. OPERAÇÃO DO SISTEMA

O painel de controle do sistema de ar condicionado está situado no console lateral direito do posto dianteiro e possui quatro comandos, que desempenham as seguintes funções:

- Chave de comando do Sistema – Possui cinco posições: DESL, RECIRCULA –, RECIRCULA + REFRIGERA – e REFRIGERA +.

  Na posição DESL, todos os componentes são desenergizados e o resfriamento e a ventilação do ar-ambiente ficam inoperantes.

  As duas posições RECIRCULA acionam o ventilador com alimentação de 28 V DC da barra principal, através dos relés de ventilação.

  Nessa condição, ocorre somente a circulação do ar da cabine em função das duas velocidades possíveis do ventilador (+ ou -).

  As duas posições REFRIGERA, além de acionarem o ventilador, energizam com 28 V DC a caixa de controle de temperatura que, por sua vez, alimenta o seletor de temperatura e os sensores de ar de retorno e do evaporador. Nessa condição, a vazão do ar também é controlada pelas duas velocidades possíveis do ventilador (+ ou -).

- Seletor de Temperatura – Compreende um potenciômetro que envia sinais ao controlador de temperatura, proporcionais ao nível de temperatura desejado em função dos comandos - e +. Totalmente girado no sentido anti-horário (-), impede a energização da embreagem eletromagnética de acionamento do compressor. Movido no sentido horário (+), e desde que a chave de comando do sistema esteja em uma das posições REFRIGERA, energiza a embreagem eletromagnética com o conseqüente acionamento do ciclo de refrigerante e o resfriamento do ar de circulação.

- Chave de Comando de Ar Externo – Consiste em uma alavanca que atua sobre a válvula de ventilação, com conseqüente dosagem do fluxo de ar de impacto e controle de renovação de ar da cabine.

- Chave de Comando de Aquecimento – Consiste numa alavanca que aciona a válvula de corte de sangria do motor, provendo desse modo ar aquecido para distribuição na cabine.

Nota

A chave de comando de aquecimento deve ser sempre acionada junto com a chave de comando de ar externo, a fim de se obter uma dosagem adequada de ar aquecido.

Sob condições anormais de alta pressão no subsistema de refrigeração, a luz AR COND (em ambos os postos de pilotagem) acende. Nessa condição, para reativação do sistema, é necessário o acionamento da chave de comando para DESL e, em seguida, para a posição pré-selecionada.

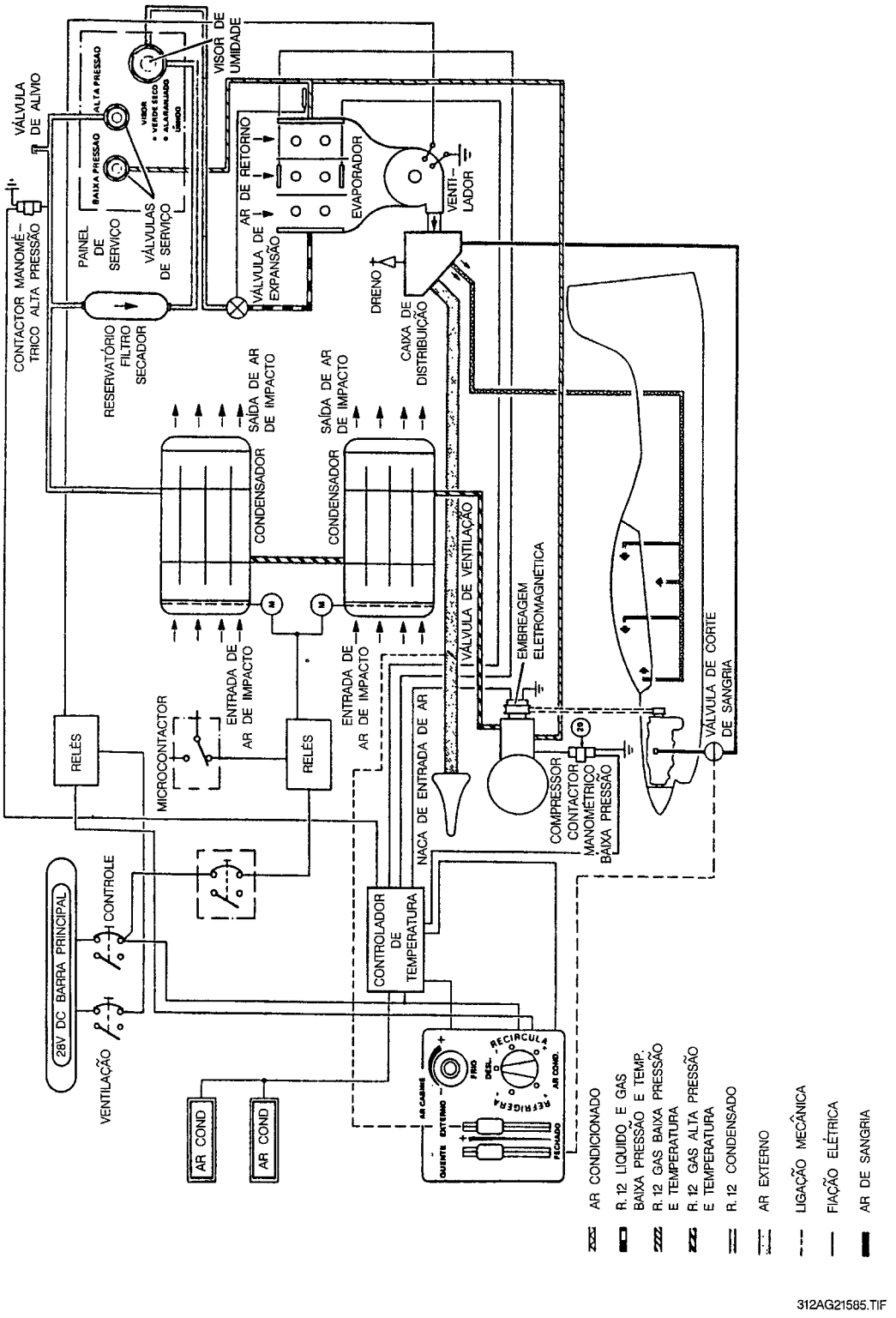
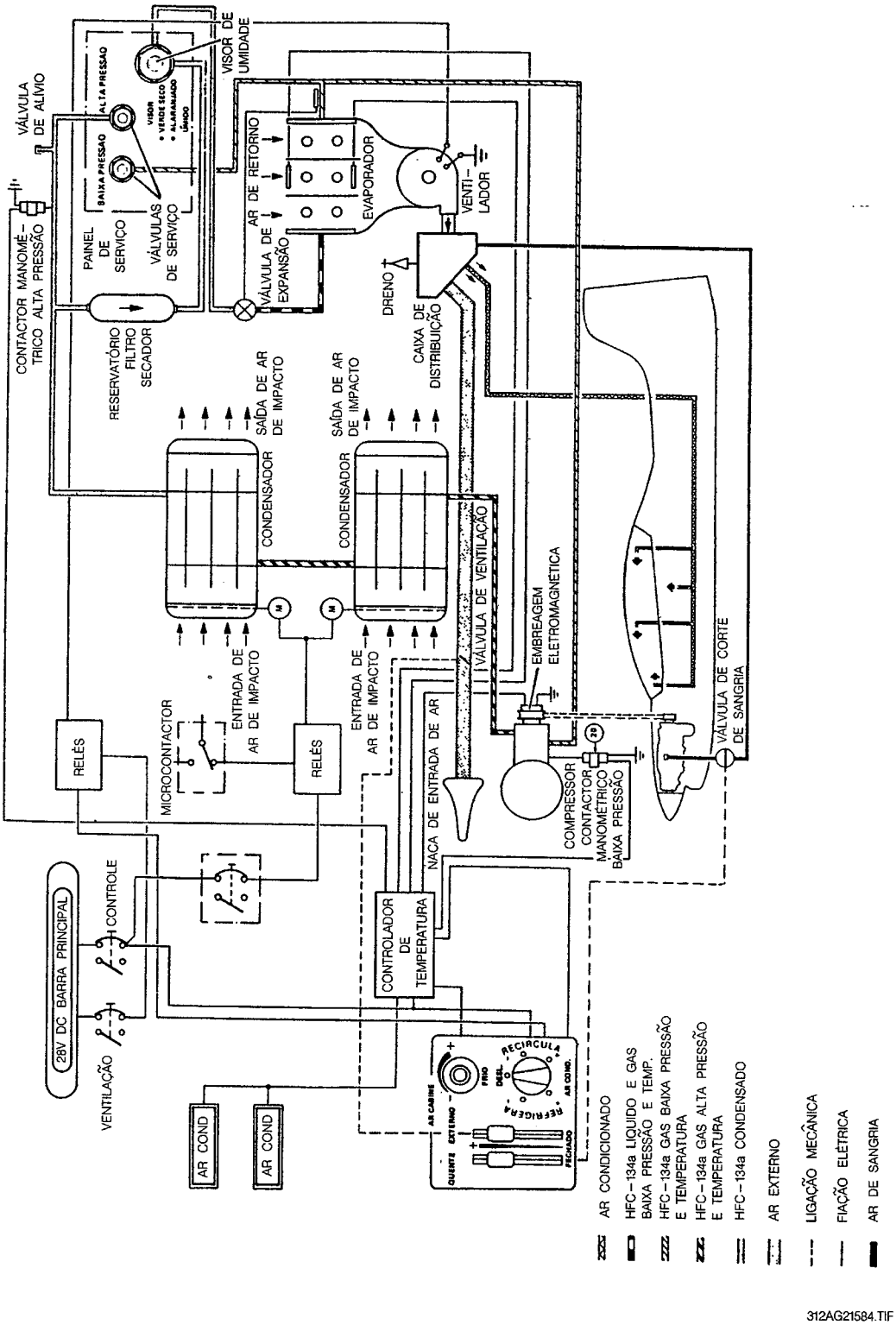


Figura 2-21-1. Diagrama Esquemático do Sistema de Ar Condicionado (41)



312AG21584.TIF

SEÇÃO II
DISTRIBUIÇÃO DE AR (21 - 20 - 00)

2-21-3. DESCRIÇÃO (figura 2-21-2)

O subsistema de distribuição de ar tem por finalidade suprir a cabine com ar condicionado e/ou ar externo.
A base do subsistema é a caixa de distribuição, localizada sob o assento do posto de pilotagem traseiro e que direciona o fluxo de ar para os ductos de distribuição.
Esses ductos, localizados ao longo de cada lateral inferior de ambos os postos de pilotagem, possuem derivações para os difusores distribuídos de forma a ventilar a cabine conforme requerido. Atrás e acima de cada assento, existem saídas de ar fixas, destinadas a manter um fluxo constante de ar na cabine e a impedir o embaçamento da capota, junto com as saídas de ar localizadas sobre o painel de instrumentos dianteiro.

2-21-4. CAIXA DE DISTRIBUIÇÃO

A caixa de distribuição centraliza todas as origens e terminais dos ductos. A caixa é isolada termicamente e possui duas saídas para os ductos de distribuição laterais, uma saída superior para os difusores localizados acima e atrás do assento do posto de pilotagem traseiro, e é alimentada através de uma tomada de ar externo, uma tomada do ventilador e uma tomada de ar de sangria.
A caixa possui ainda uma saída para drenagem e, internamente, contém direcionadores do ar de sangria, que dirigem o fluxo para as saídas dos ductos de distribuição.

2-21-5. VÁLVULA DE VENTILAÇÃO

A válvula de ventilação, do tipo borboleta, é atuada mecanicamente através da chave de comando de ar externo, localizada no painel de ar condicionado.
Quando a chave é acionada para a frente, a válvula abre e permite a passagem de ar externo de impacto para a caixa de distribuição. A ação contrária bloqueia o fluxo de ar.

2-21-6. VENTILADOR

O ventilador é do tipo centrífugo e fica localizado atrás do assento do posto de pilotagem traseiro.
Seu acionamento se dá através da chave de comando do sistema, resultando num fornecimento de ar sob pressão à caixa de distribuição em duas velocidades possíveis, permitindo desse modo uma operação com baixa ou alta vazão.
À saída do ventilador existe uma válvula unidirecional que evita que ocorra um fluxo de ar da caixa de distribuição para o ventilador, quando o mesmo estiver desligado.

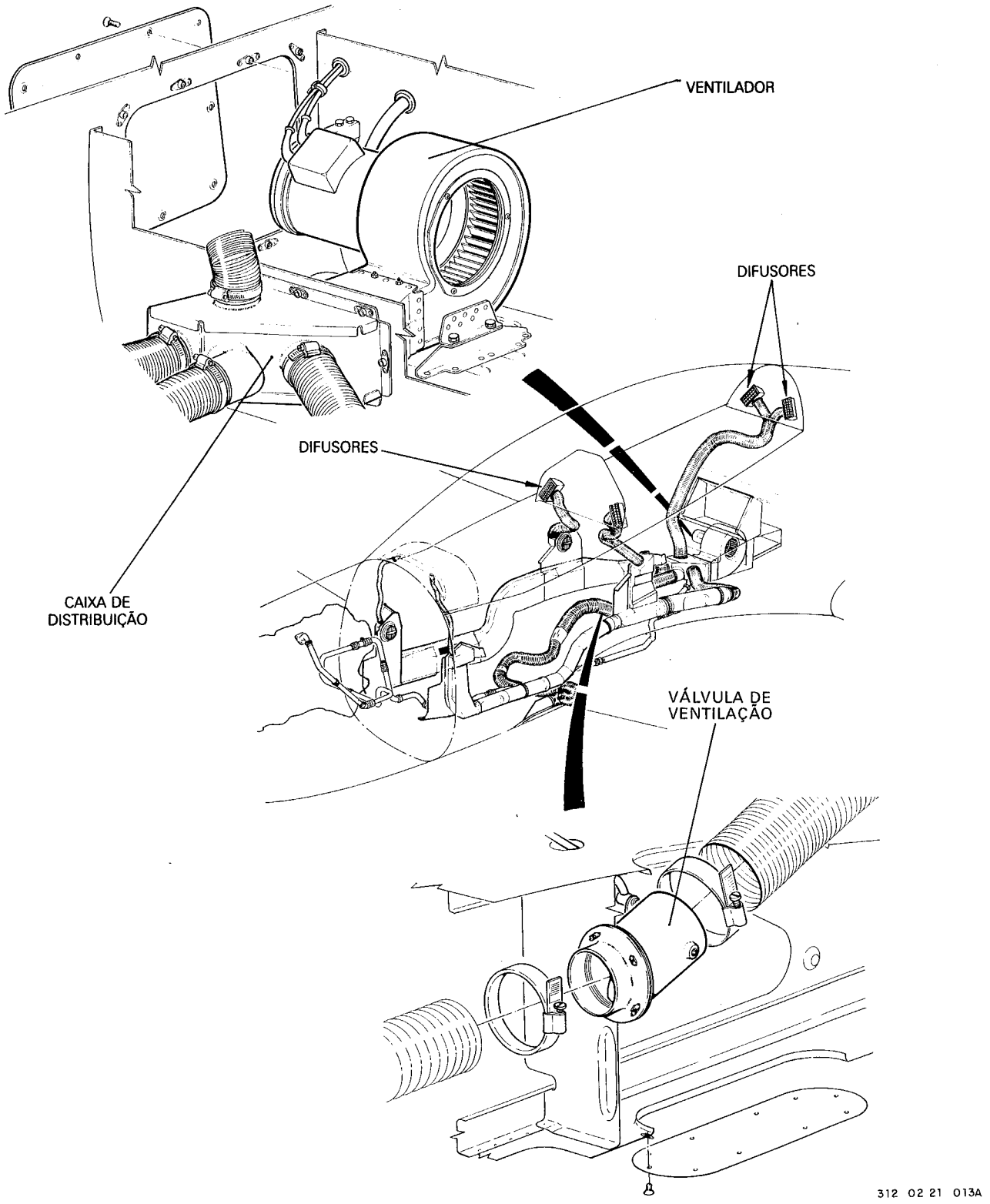


Figura 2-21-2. Distribuição de Ar

SEÇÃO II
AQUECIMENTO (21 - 40 - 00)

2-21-7. DESCRIÇÃO

O subsistema de aquecimento utiliza ar aquecido obtido através de sangria do motor, de onde o fluxo é dirigido para a caixa de distribuição de ar.

Para maiores informações a respeito do subsistema de aquecimento, consulte a Seção II – Energia Pneumática (36-00-00).

SEÇÃO II

REFRIGERAÇÃO (21 - 50 - 00)

2-21-8. DESCRIÇÃO (figura 2-21-3)

O subsistema de refrigeração é do tipo ciclo de refrigerante; o refrigerante utilizado pode ser o R-12 (Freon 12) (41) ou o SUVA-134a (HFC-134a) (42) que produz o efeito de resfriamento do ar, resultante das mudanças de estado do refrigerante de líquido para vapor e retornando para líquido em um ciclo contínuo.
Basicamente, o ciclo pode ser dividido em quatro estágios:

- EVAPORAÇÃO: O calor absorvido do ar-ambiente faz com que o refrigerante se vaporize no evaporador.
- COMPRESSÃO: O compressor comprime o refrigerante no estado gasoso, aumentando sua pressão e temperatura, e descarrega-o nos condensadores.
- CONDENSAÇÃO: O calor absorvido no processo de evaporação é rejeitado, em decorrência do resfriamento do refrigerante nos condensadores.
- EXPANSÃO: A válvula de expansão reduz a pressão do refrigerante proveniente dos condensadores.

2-21-9. REFRIGERANTE R-12 (41) REFRIGERANTE SUVA 134a (HFC-134a) (42)

R-12 (Freon)

O R-12 (diclorodifluormetano) é um fluido estável, quimicamente inerte, inodoro, não-inflamável e não tóxico.
Quando exposto à pressão-ambiente, evapora-se e qualquer contato com a pele e com os olhos deve ser evitado, já que pode causar queimaduras por congelamento.

SUVA 134a (HFC-134a)

O HFC-134a (Tetrafluroetano) é um fluido estável, incolor, com suave odor de éter, não inflamável à temperatura ambiente e à pressão atmosférica, porém inflamável a baixas pressões e temperaturas elevadas quando misturado com ar (5,5 psig a 177ºC).
Esse refrigerante evapora-se quando submetido à pressão-ambiente e é tóxico se inalado em alta concentração. Qualquer contato com a pele e com os olhos deve ser evitado porque pode causar queimaduras por congelamento.

Na tabela 2-21-1 é apresentado o relacionamento temperatura x pressão de vaporização para o R-12 e para o HFC-134a.

TEMPERATURA (ºC)	PRESSÃO (psig)	
	R-12	HFC-134a
15	57,1	57,9
20	67,5	67,0
25	79,2	83,4
30	93,2	94,2
35	108,1	108,6

Tabela 2-21-1

2-21-10. COMPRESSOR (figura 2-21-4)

O compressor é do tipo alternativo, com 5 cilindros e deslocamento volumétrico de 161 cc. Sua carcaça é de alumínio e possui duas tomadas para conexão das mangueiras do sistema e duas tomadas de serviço, onde são instalados os contactores manométricos de alta e baixa pressão.
O acionamento do compressor se dá através de uma embreagem eletromagnética que é acoplada a seu eixo-rotor.
A embreagem eletromagnética possui uma polia em "V" que é acionada por uma polia motora conectada à caixa de acessórios do motor.
Sua alimentação elétrica é feita através do controlador de temperatura, que fornece 24 V DC quando a chave de comando do sistema estiver em uma das posições REFRIGERA.
A atuação da embreagem é ditada pelas necessidades operacionais do subsistema de refrigeração, fazendo com que ela acople ou desacople a polia no eixo do compressor, em função da carga térmica da cabine.
A rotação do compressor varia de 2600 RPM com 65% Ng a 4000 RPM com 100% Ng e, em caso de falha dos rolamentos do compressor, o eixo da polia motora cisalha, de forma a evitar danos maiores ao componente.

2-21-11. CONTROLE DE PRESSÃO

O subsistema de refrigeração incorpora dois contactores manométricos (20) ou um contactor manométrico (21) sendo instalados na válvula de serviço de AP (21) e na tomada de serviço de BP do compressor (20). Os contactores

manométricos desacoplam a embreagem eletromagnética nos casos de sobrepressão e baixa pressão na linha de refrigerante.
O contactor manométrico de alta pressão atua com 285 ± 25 psig, desacoplando a embreagem do compressor caso ocorram pressões de descargas muito altas.
O aumento de pressão na linha, com conseqüente acionamento do contactor, geralmente é causado por obstrução ou insuficiência de ar para resfriamento dos condensadores ou, ainda, um possível excesso de carga de refrigerante.
O contactor manométrico de alta pressão não é desativado automaticamente e sua reativação é feita acionando-se a chave de comando do sistema para DESL e retornando-a para a posição pré-selecionada.
O contactor manométrico de baixa pressão é desativado com 10 ± 5 psig, desacoplando a embreagem do compressor na eventualidade de ocorrerem perdas de refrigerante ou caso o bulbo da válvula de expansão perca sua carga.
O contactor manométrico de baixa pressão é atuado em 40 ± 10 psi, acoplando automaticamente a embreagem magnética do compressor de refrigerante.

2-21-12. CONDENSADORES

O calor absorvido pelo refrigerante no evaporador é rejeitado por dois condensadores localizados junto à raiz da asa, em ambos os lados da fuselagem.
Os condensadores têm suas serpentinas constituídas por tubos de cobre aletados com alumínio e utilizam ar de impacto como meio de resfriamento.
As tomadas de ar de impacto são providas de tela e possuem abertura variável, a fim de controlar a vazão de ar necessária ao resfriamento dos condensadores.
Como no solo o fluxo de ar de impacto é menor, as tomadas abrem e permitem uma captação maior de ar.
Essa abertura se dá em função da atuação do microinterruptor do amortecedor do trem de pouso esquerdo, que energiza os réles dos motores atuadores das tomadas.
Em vôo, os réles são desenergizados e os motores atuadores recebem alimentação para a atuação no sentido oposto, fechando as tomadas de ar.
As tomadas de ar possuem ainda microinterruptores limitadores de curso, que bloqueiam a alimentação elétrica para os atuadores quando as tomadas atingirem as suas posições-limites (totalmente abertas ou totalmente fechadas).

2-21-13. RESERVATÓRIO/FILTRO SECADOR (figura 2-21-5)

O reservatório/filtro secador é acessível através da janela número 2209, compreende basicamente um tanque que armazena a quantidade de refrigerante requerida para a capacidade de modulação da vazão de refrigerante, devido à variação da carga térmica junto ao evaporador.
O reservatório possui elementos de filtragem que retêm as impurezas e um agente desidratador à base de sílica, que absorve a umidade contida no refrigerante.
O reservatório é uma unidade selada de fábrica, não permitindo troca dos filtros nem do agente desidratador; quando requerida, essa troca implica a substituição da unidade inteira.

2-21-14. VISOR INDICADOR DE UMIDADE (figura 2-21-6).

O visor indicador de umidade localiza-se após o filtro secador, no painel de serviço do sistema; seu acesso é feito através da porta número 2601. Sua função é permitir a verificação da existência da umidade na linha de refrigeração, através de leitura direta.
Internamente, o visor possui um indicador que altera sua coloração, devido a modificações em sua composição química, decorrentes de aumentos de umidade no refrigerante.
Quando o indicador apresentar uma cor amarela, é evidenciada a existência de excesso de umidade no sistema, sendo requerida a substituição do reservatório/filtro secador.
Em condições normais (sistema operando a pelo menos 1 (uma) hora), o indicador apresenta uma cor esverdeada, mostrando que as linhas estão secas e dentro dos limites aceitáveis de operação.

2-21-15. VÁLVULAS DE SERVIÇO

As válvulas de serviço estão localizadas em um painel dentro do compartimento de bagagem e basicamente compreendem as conexões para teste, limpeza e abastecimento do circuito refrigerante.
A válvula de serviço de alta pressão está ligada à linha de descarga do compressor, através de uma conexão localizada antes do reservatório/filtro secador, e a válvula de serviço de baixa pressão está ligada à linha de sucção através de uma conexão localizada à saída do evaporador.

2-21-16. VÁLVULA DE ALÍVIO

Na mesma direção em que vai a válvula de serviço de alta pressão, uma conexão une a linha de alta pressão com a válvula de alívio que se localiza na parte inferior da fuselagem.
A válvula de alívio é regulada para atuar com 440 psig e sua função é proteger o sistema, descarregando o refrigerante caso ocorra falha do contactor manométrico de alta pressão.

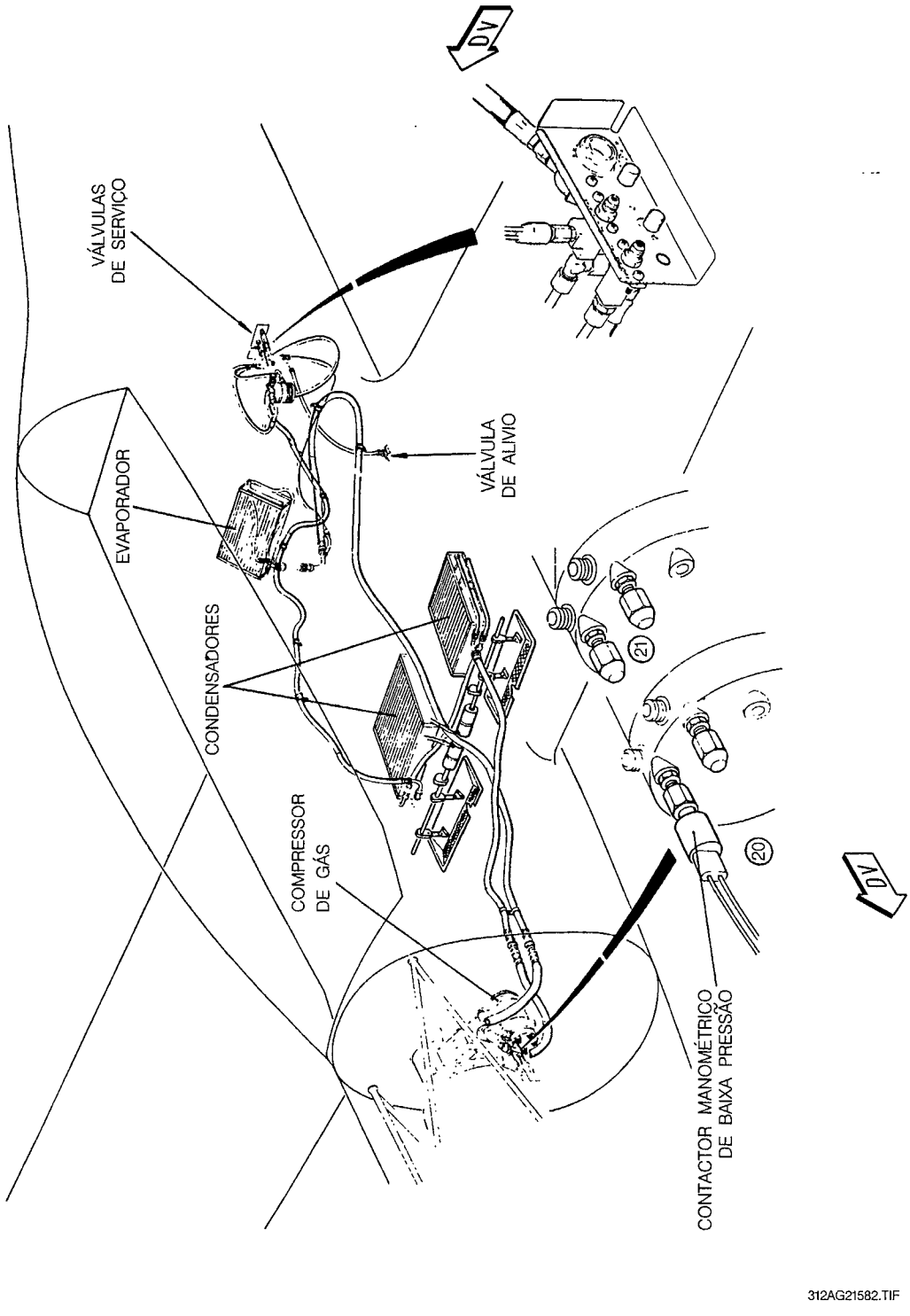


Figura 2-21-3. Localização dos Componentes do Subsistema de Refrigeração

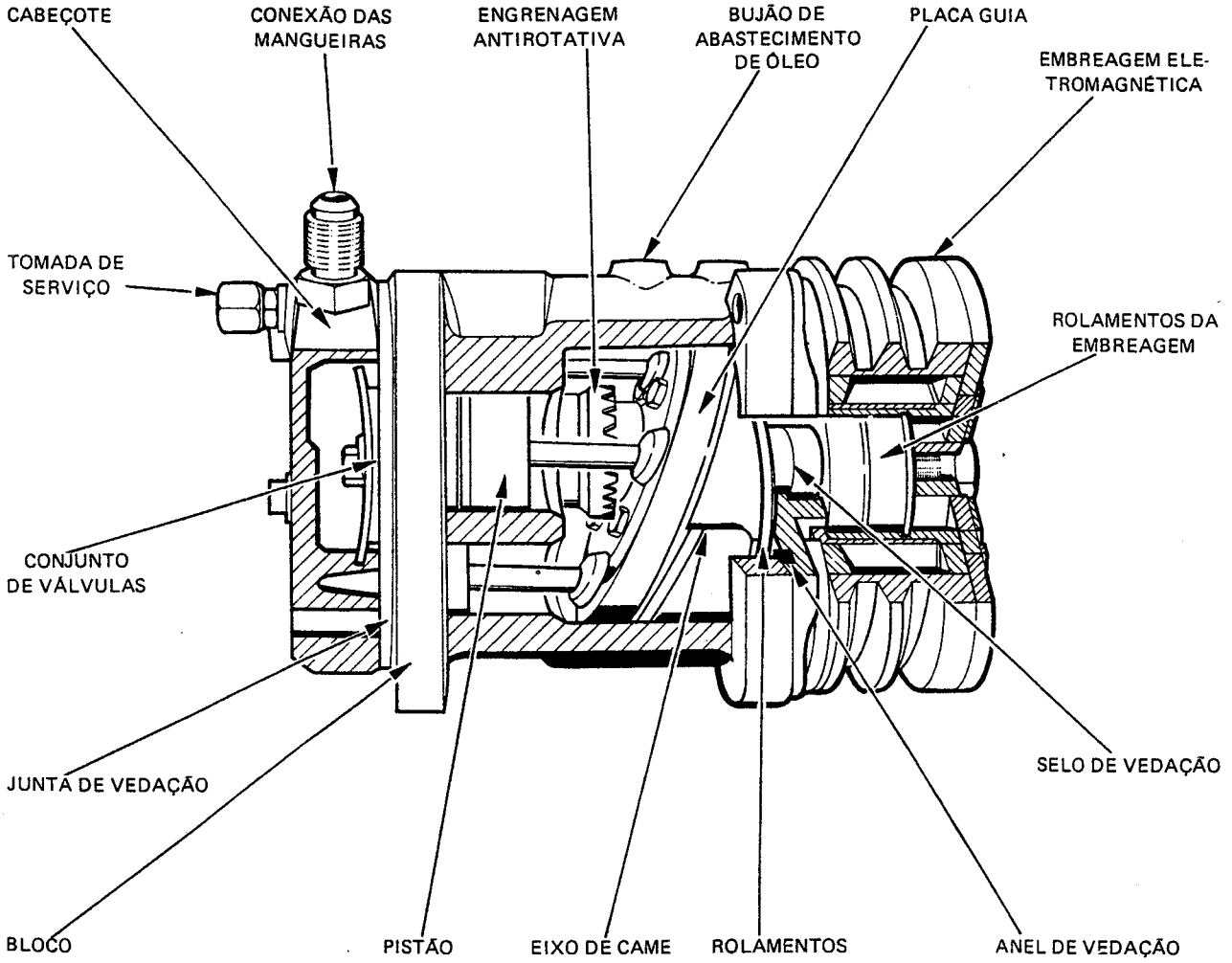


Figura 2-21-4. Compressor

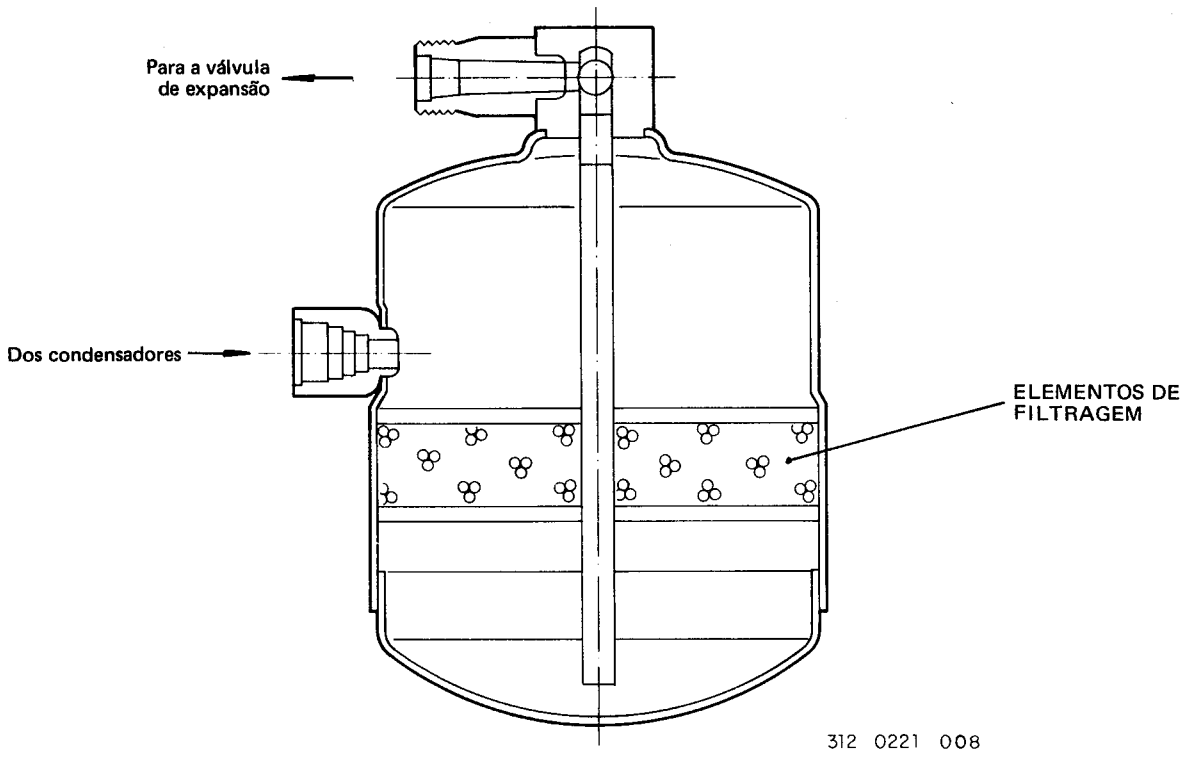


Figura 2-21-5. Reservatório Filtro Secador

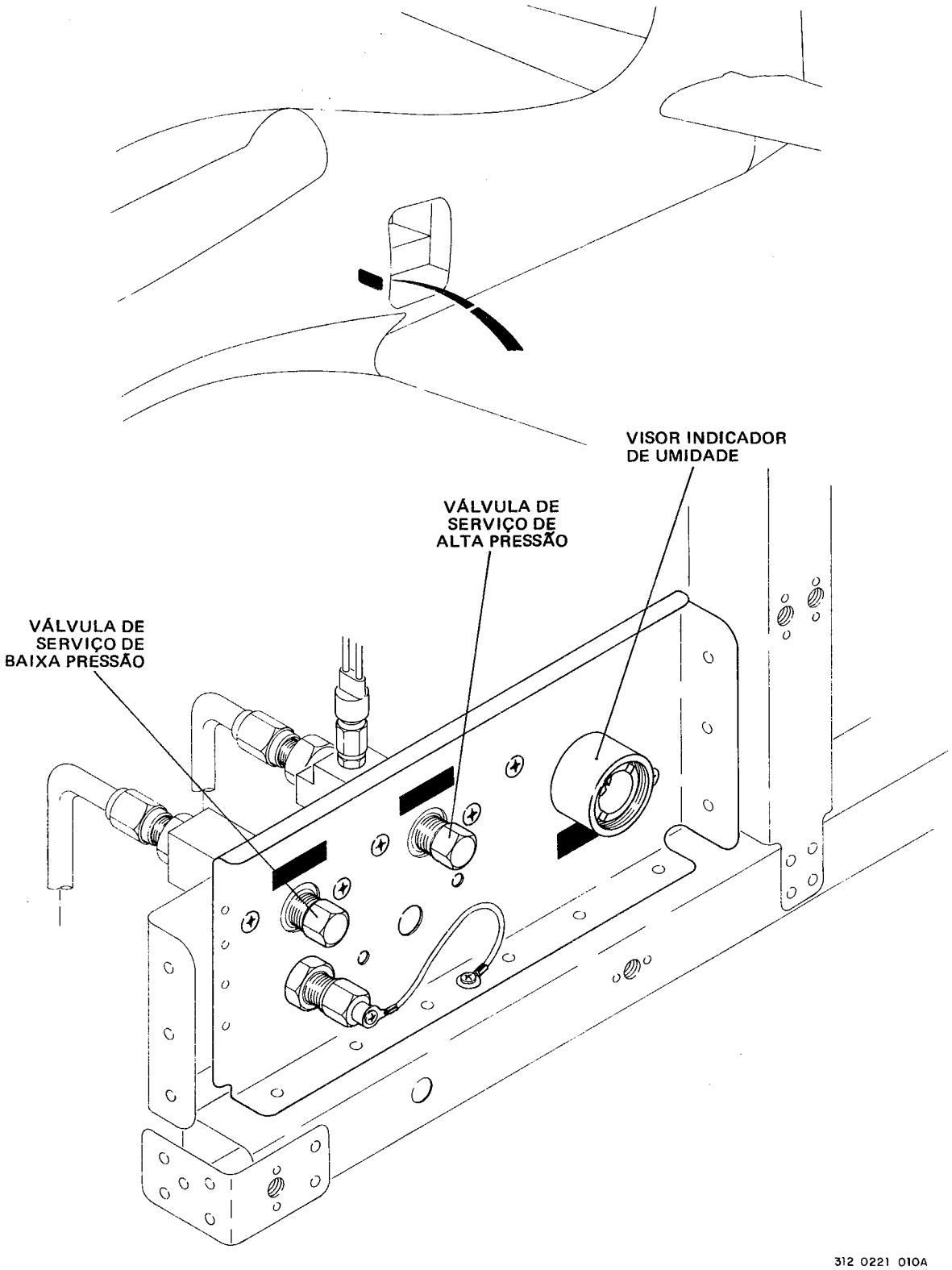


Figura 2-21-6. Painel de Serviço do Sistema

2-21-17. VÁLVULA DE EXPANSÃO (figura 2-21-7)

A válvula de expansão é do tipo termostática e está localizada junto ao evaporador; seu acesso é feito através da janela de acesso número 2204.

Além de reduzir a pressão, a válvula regula o fluxo de refrigerante de modo a fazer com que o refrigerante se vaporize totalmente no evaporador, evitando que o refrigerante flua para o compressor no estado líquido.

A dosagem do fluxo é feita em função da variação de temperatura do refrigerante armazenado em um bulbo localizado junto ao evaporador, o qual é ligado à válvula de expansão através de um tubo capilar.

O fluido armazenado no bulbo exerce uma pressão sobre um diafragma, que por sua vez atua em função da pressão de refrigerante no evaporador e da pressão de uma válvula dosadora atuada por mola.

A válvula dosadora é que efetivamente regula o fluxo de refrigerante. Sua ação é controlada pela pressão do fluido armazenado no bulbo sobre o diafragma, que por sua vez atua diretamente no pino de acionamento da válvula dosadora, fazendo com que ela module em razão dessa pressão e da pressão proveniente do reservatório/filtro secador, contrapondo-se às pressões da mola e do refrigerante no evaporador.

2-21-18. EVAPORADOR

O evaporador está localizado atrás do assento do segundo piloto e o acesso a ele é obtido através da janela número 2204.

O evaporador possui uma capacidade de 9576 kcal/hr (38.000 BTU/h), e perfaz a troca de calor entre o ar da cabine e o refrigerante, através de serpentinas constituídas de tubos de cobre aletados com alumínio.

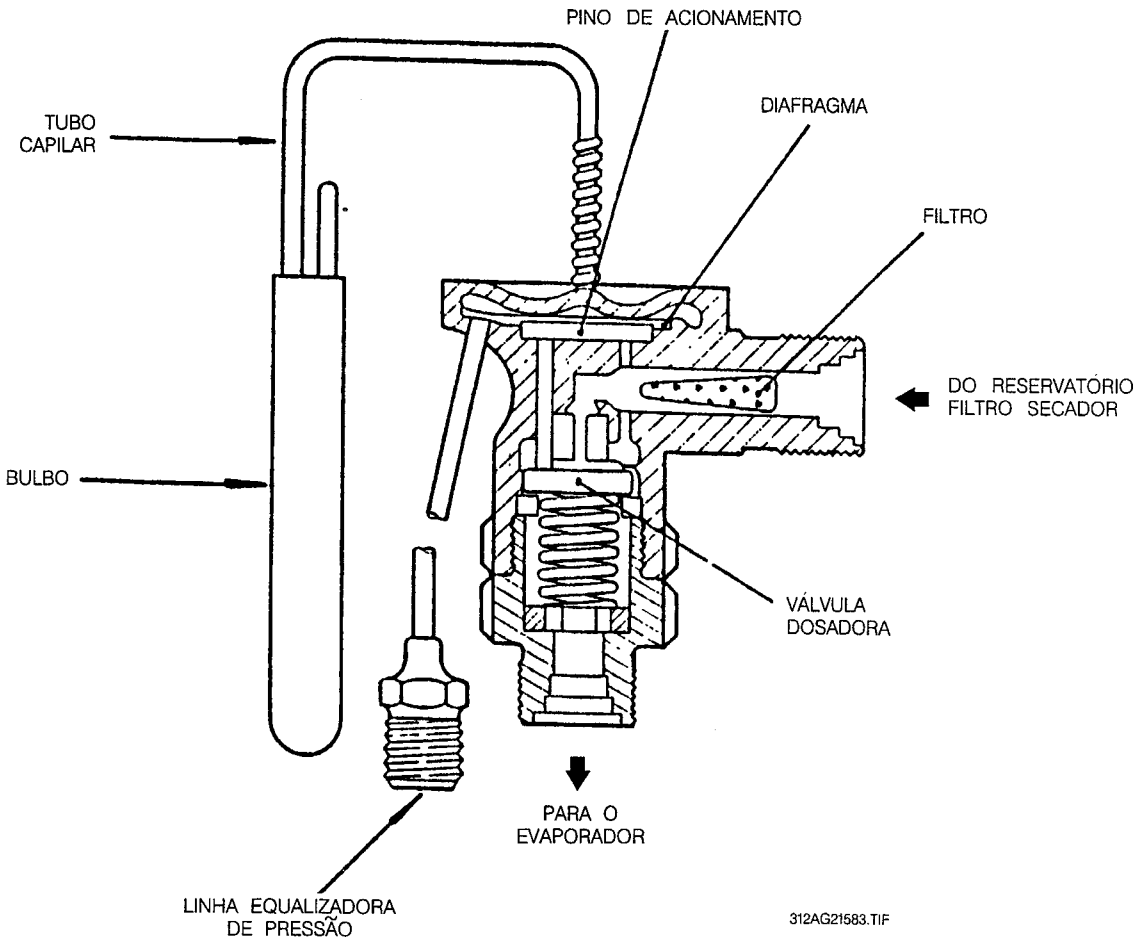


Figura 2-21-7. Válvula de Expansão

SEÇÃO II
CONTROLE DE TEMPERATURA (21 - 60 - 00)

2-21-19. DESCRIÇÃO (figura 2-21-8)

O resfriamento da cabine é mantido automaticamente, desde que a chave de comando do sistema esteja em uma das posições REFRIGERA. Nesta condição, a caixa de controle de temperatura é energizada e o sensor de temperatura do ar de retorno transmite as variações de temperatura da cabine à caixa de controle, que por sua vez acopla ou desacopla a embreagem eletromagnética do compressor, em função da posição do seletor de temperatura.

Quando a temperatura pré-selecionada é atingida, o sensor de temperatura do ar de retorno, através da caixa de controle, desenergiza a embreagem até que a temperatura da cabine volte a aumentar e, em conseqüência, seja requerido um novo resfriamento do ar da cabine.

O sensor de congelamento do evaporador atua como uma proteção do subsistema de refrigeração, visto que desacopla a embreagem (via caixa de controle), quando ocorre formação de gelo junto à superfície do evaporador.

A caixa de controle incorpora ainda um dispositivo de proteção da lubrificação do compressor, desacoplando a embreagem no caso de a aeronave permanecer mais de 10 segundos em vôo invertido.

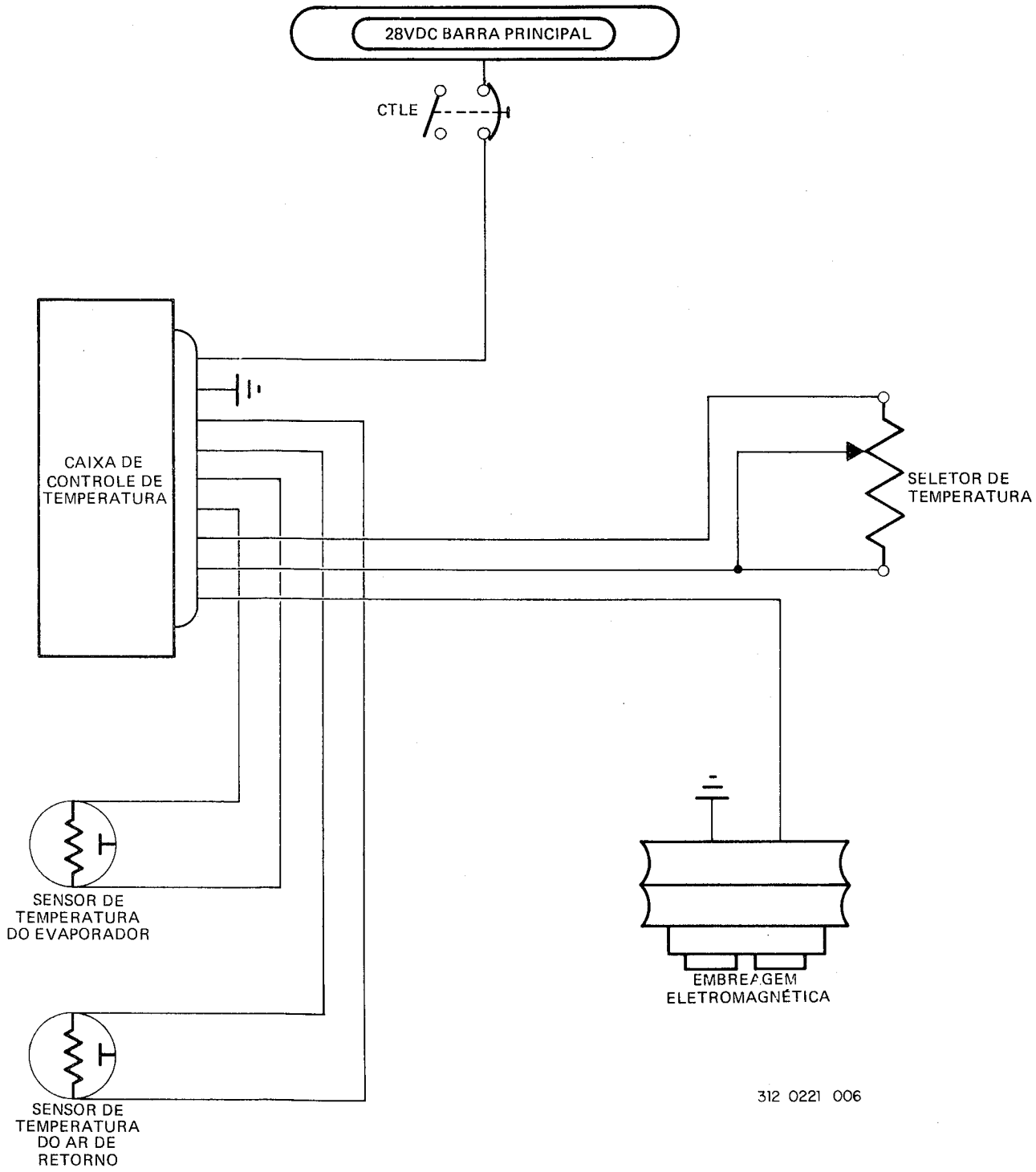


Figura 2-21-8. Diagrama Esquemático do Subsistema de Controle de Temperatura

SEÇÃO II

SISTEMAS DE COMUNICAÇÃO (23 - 00 - 00)

2-23-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-23-1)

Os sistemas de comunicação do EMB-312 fornecem os recursos de bordo necessários para intercomunicação interna, comunicações entre a aeronave e outros aviões e comunicações entre a aeronave e estações de terra.

Nota

Neste capítulo são utilizados os seguintes símbolos para indicar efetividade:

① Aeronaves 312-0001 312-0044 312-0053

② Aeronaves 312-0045 312-0052

Os sistemas de comunicação instalados na aeronave são:

– Sistema de VHF1
– Sistema de VHF ②
– Sistema de VHF2 ①
– Sistema de Integração de Áudio
– Sistema de Transferência de Rádio

Este Capítulo cobre ainda o Sistema de Descarga Estática, composto pelos descarregadores de estática, instalado na aeronave com o fim de dissipar a eletricidade estática, para reduzir ao mínimo a radiointerferência.

2-23-1A. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAS DE CONSUMO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção e testes operacionais dos equipamentos de comunicação.

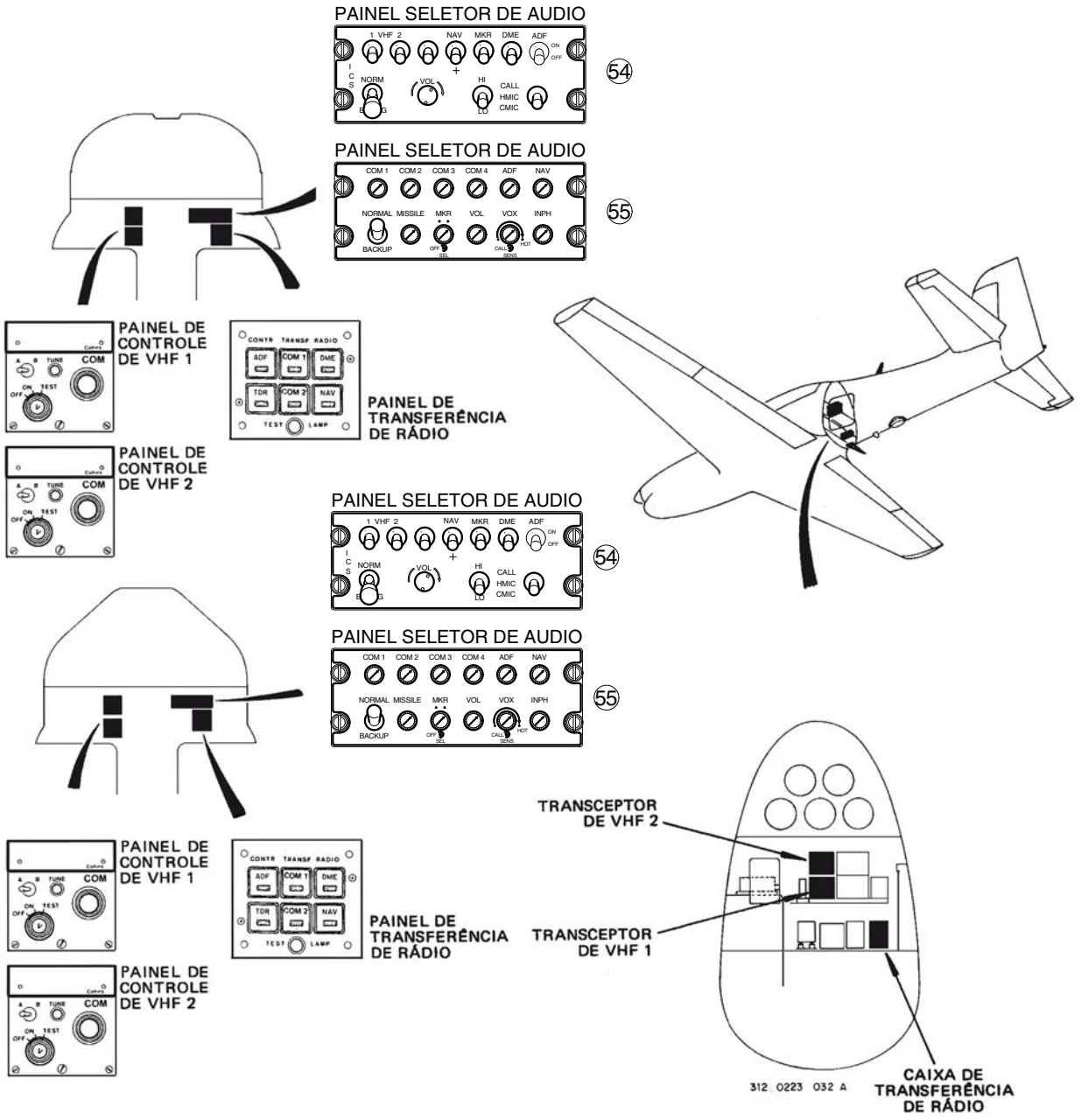
Veja as tabelas 2-23-1 e 2-23-2.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269B	Fonte externa de energia elétrica - FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica
Model 43	Wattimetro	Equivalente	Verificação de potencia direta e refletida do transmissor VHF
53 & 2A	Frequencimetro	Equivalente	Verificação de frequência do transmissor VHF
574-GAL	Atenuador - ajustável tipo "T"	Equivalente	Possibilitar acoplamento do frequencimetro
NAV 401L	MKR/NAV/COM Ramp and Bench Test Set	Equivalente	Gerar sinais para testes de MKR/ NAV/COM
ATC 600A	Transponder/DME Ramp Test Set	Equivalente	Gerar sinais para testes de TDR/ DME
312T06818-401 (55)	Caixa - Comunicação Solo e Tripulação	Equivalente	Possibilitar a comunicação do interfone de rampa

Tabela 2-23-1. Equipamento de apoio

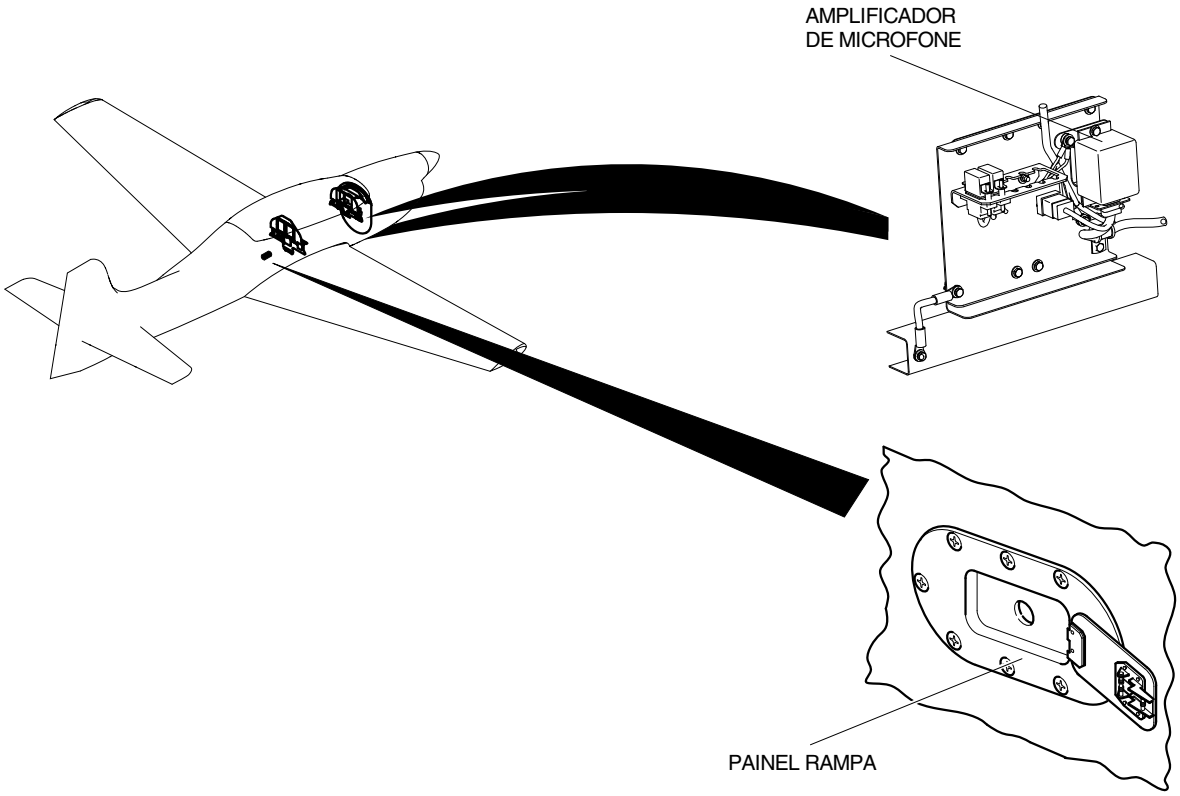
NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Composto para vedação	PR-340	–

Tabela 2-23-2. Material de Consumo



EM312AG230001A.IDR

Figura 2-23-1. Localização dos Componentes do Sistema de Comunicação (Folha 1 de 2)



EM312AG230002A.IDR

Figura 2-23-1. Localização dos Componentes do Sistema de Comunicação (Folha 2 de 2) (55)

SEÇÃO II
SISTEMA DE VHF (23 - 20 - 00)

2-23-2. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE VHF
(figura 2-23-3)

O sistema de VHF permite a comunicação em fonia com a estação de terra ou com outro avião em vôo.
O avião está equipado com dois sistemas: o VHF1 e o VHF2 ①.
O sistema de VHF1 é alimentado com 28 V DC da barra de emergência e é constituído por uma antena, instalada na fuselagem, um transceptor instalado no compartimento eletrônico e dois painéis de controle, um instalado no posto dianteiro e outro no posto traseiro.
① O sistema de VHF2 é alimentado com 28 V DC da barra principal e possui os mesmos componentes do VHF1.
① Os transceptores VHF-20A operam na faixa de freqüência de 117.000 a 135.975 MHz, espaçados de 25 kHz.
② Os transceptores VHF-20B operam na faixa de freqüência de 116.000 a 151.975 MHz, espaçados de 25 kHz.
Os painéis de controle operam numa faixa de freqüência compatível com a dos transceptores.
Na manete de potência, em cada posto, existe um interruptor PTT de transmissão, que permite selecionar o sistema de (VHF1 ou VHF2) ①, e (COM1 ou COM2) ②.
Para operar um dos sistemas de VHF, é necessário que a tecla do respectivo sistema no painel de transferência de rádio esteja pressionada naquele posto.
Os indicadores e controles estão situados na parte frontal dos painéis de VHF, com as seguintes funções:

- Mostrador Digital – Mostra a freqüência ativa ou a freqüência pré-selecionada: a freqüência ativa aparece de modo contínuo e a pré-selecionada de modo intermitente.
- Chave A/B – Esta chave permite apresentar, no mostrador, a freqüência ativa ou a freqüência pré-selecionada.
- Chave ON-OFF-TEST – Esta chave permite ligar ou desligar o sistema, ajustar o nível de áudio e ainda ajustar manualmente o SQUELCH.
- Chaves Seletoras de Freqüência – São duas chaves concêntricas: a externa seleciona unidades e dezenas de MHz e a interna décimos e centésimos de MHz.

Nota

Somente a freqüência indicada no mostrador é trocada pelo seletor.

- Interruptor de Pressão/Lâmpada – (TUNE) – Quando iluminado, indica que o sistema está no modo transmissão e, quando pressionado, faz com que o transceptor fique sintonizado na freqüência indicada no mostrador.

2-23-3. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE VHF
(Figuras 2-23-4 e 2-23-5)

Para operar o sistema de VHF, selecione a freqüência através do botão seletor de freqüência e coloque os interruptores seletores de áudio (VHF1 e 2) ① ou COM1 ②, no painel seletor de áudio, para a posição ON.
As teclas (VHF1 e VHF2) ① ou (COM1 e COM2) ② no painel de transferência de rádio devem estar pressionadas, no posto onde se deseja o comando. Para transmissão em qualquer um dos sistemas de VHF, utilize o interruptor PTT de transmissão, instalado na manete de potência.
O controle de volume do áudio recebido pode ser feito no painel de controle de VHF e no painel seletor de áudio, através dos respectivos botões de controle de volume.
No painel de controle, é possível ter duas freqüências, a ativa e a pré-selecionada, e podemos intercambiá-las através da chave A/B.
A transmissão só é feita com a freqüência ativa.
Para usar a freqüência pré-selecionada como freqüência ativa, coloque a freqüência pré-selecionada no mostrador, através da chave A/B e pressione o interruptor de pressão/lâmpada TUNE.
Durante a transmissão, o interruptor de pressão/lâmpada TUNE permanece aceso, indicando que o transceptor está operando no modo transmissão.

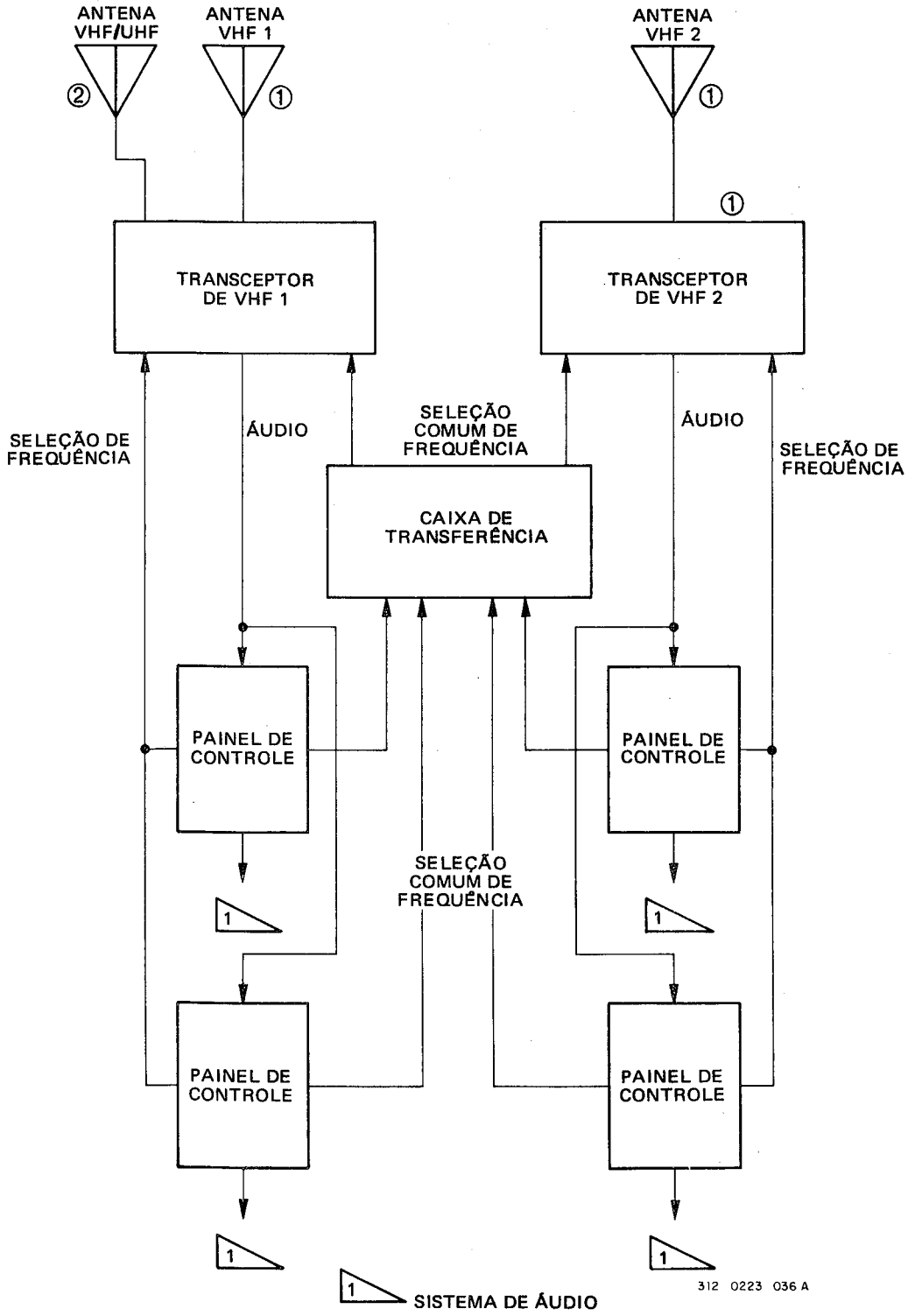


Figura 2-23-3. Diagrama de Bloco do Sistema de VHF

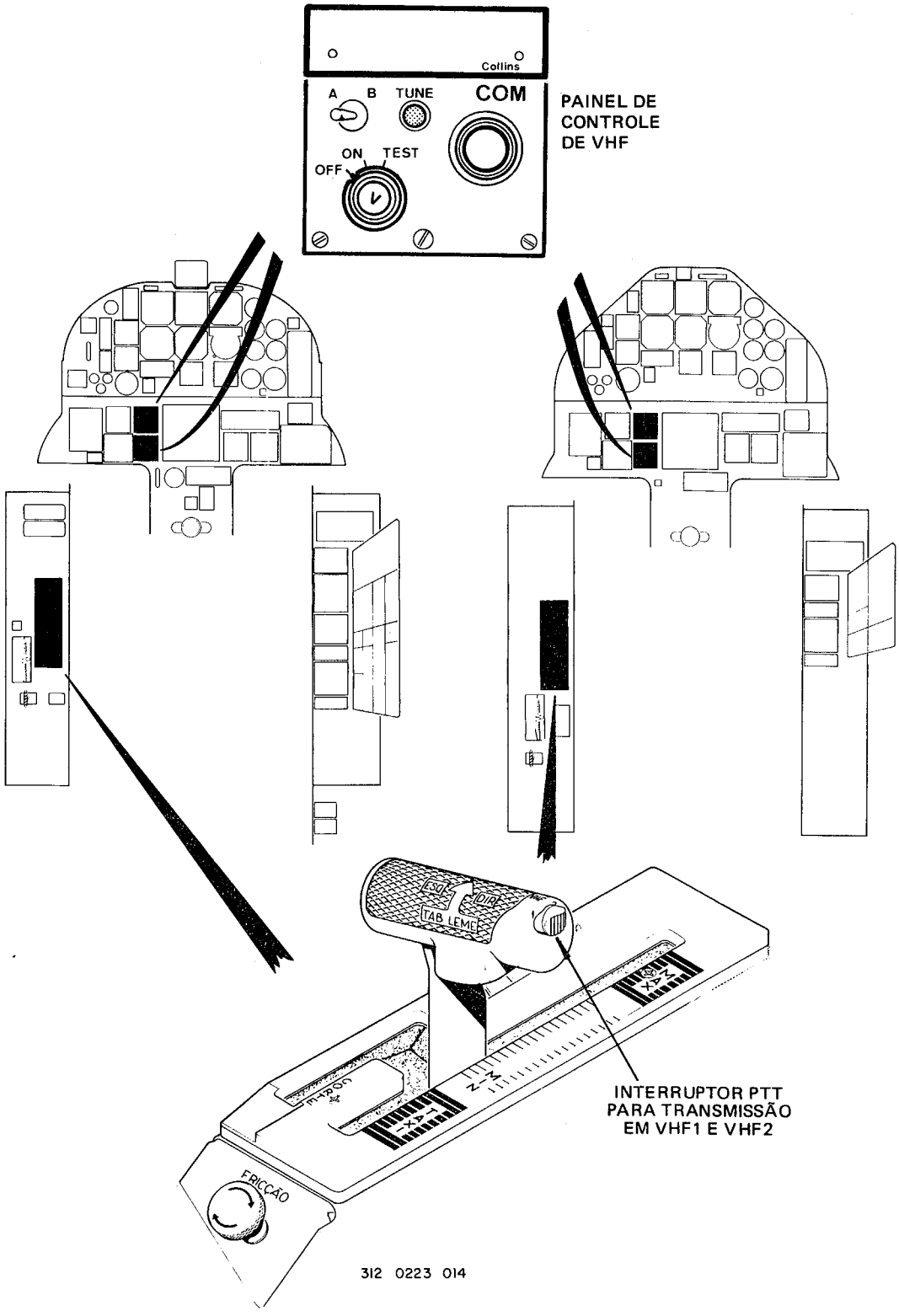


Figura 2-23-4. Comandos do Sistema de VHF ①

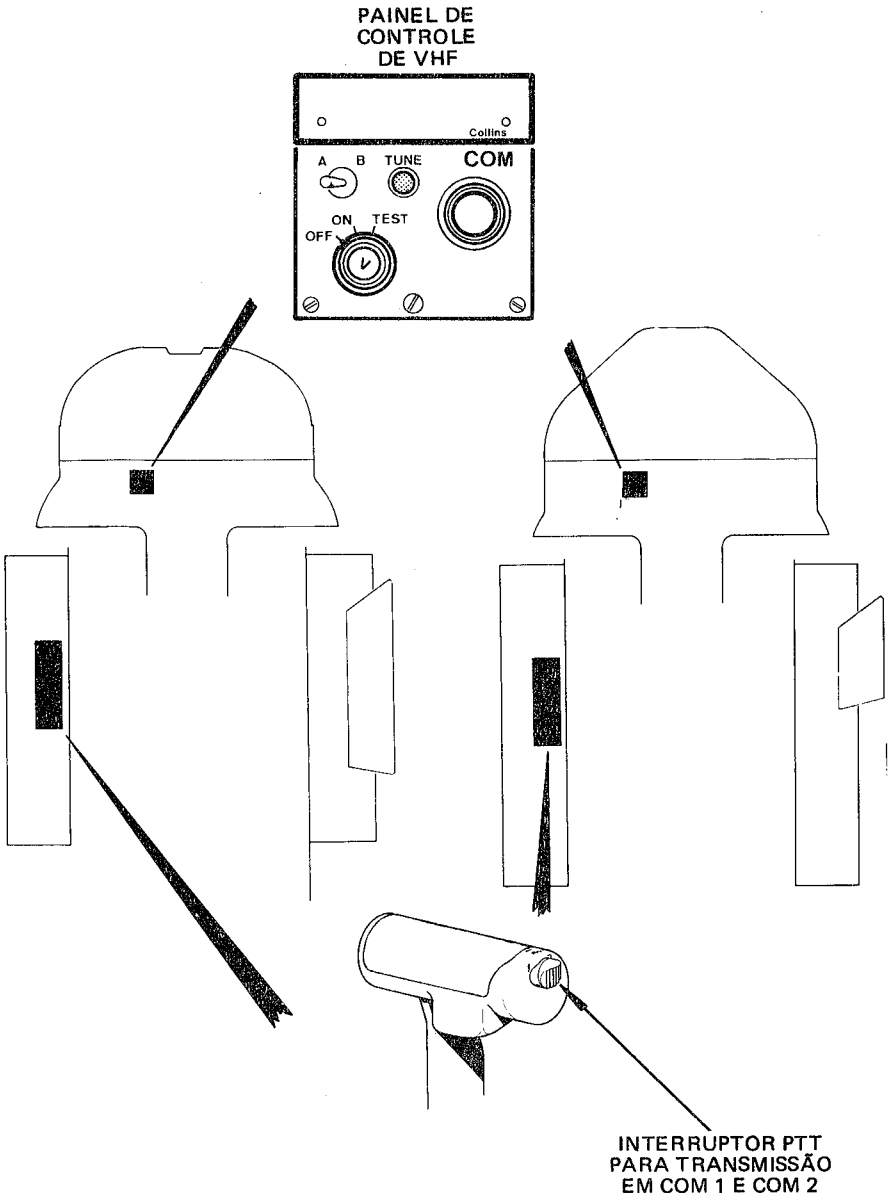


Figura 2-23-5. Comandos do Sistema de VHF ②

SEÇÃO II

② SISTEMA DE UHF (23 - 21 - 00)

2-23-4. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE UHF
(figura 2-23-6)

O sistema de UHF permite uma comunicação em fonia com uma estação de terra ou com outro avião em vôo.
O sistema é alimentado pela barra principal de 28 V DC e é constituído de uma antena dupla de VHF/UHF, instalada na fuselagem, de um transceptor de UHF RT-1150 instalado abaixo do piso do compartimento de bagagem e de dois painéis de controle C-9818, um instalado no posto dianteiro e outro no posto traseiro.
O transceptor de UHF RT-1150 possibilita comunicação de rádio com freqüência modulada em amplitude, com potência de 10W em qualquer dos 7.000 canais espaçados de 25 Hz, na faixa de freqüência de 225.000 a 399.975 MHz.
Na manete de potência, em cada posto, está instalado um interruptor de PTT, que possibilita a transmissão nos sistemas de VHF e UHF (COM1 e COM2).
Para operar o sistema de UHF, é necessário que a tecla COM2 no painel de transferência de rádio esteja pressionada e conseqüentemente acesa, no posto dianteiro ou no traseiro.
As indicações e os controles estão situados na parte frontal dos painéis de controle C-9818, com as seguintes funções:

Botão TEST – Testa o funcionamento do mostrador.

Botão BRT – Ajusta a intensidade luminosa dos dígitos do mostrador.

Botão VOL – Ajusta o nível de saída de áudio.

Interruptor SQ – Ativa ou desativa o circuito abafador de ruídos.

Seletores Manuais de Freqüência – Num total de quatro, selecionam manualmente no mostrador 7.000 freqüências disponíveis. Da esquerda para a direita, o primeiro seleciona as dezenas e centenas de MHz (1° e 2° dígitos), o segundo seleciona as unidades de MHz (3° dígito), o terceiro seleciona as centenas de kHz (4° dígito) e o quarto seleciona as dezenas e unidades de kHz (5° e 6° dígitos).

Seletor de Função – É uma chave de quatro posições com as seguintes funções:

Posição GD – Nesta posição o transceptor sintoniza a freqüência de guarda 243 MHz, exibindo-a no mostrador. As funções MNL e PRESET ficam inoperantes.

Posição MNL – Permite a seleção de qualquer uma das 7.000 freqüências através dos seletores manuais de freqüência. A função PRESET permanece inoperante.

Posição PRESET – Nesta posição o mostrador indica, através do 4° e/ou 5° dígitos, um dos vinte canais selecionados pelo Seletor de Canal (CHAN SEL). Os seletores manuais de freqüência ficam inoperantes.

Posição RD – Permite ao operador ler no mostrador a freqüência pré-sintonizada e armazenada, através do interruptor LOAD, referente ao canal selecionado pelo seletor de canais (CHAN SEL).

Seletor de Canais (CHAN SEL) – É um botão concêntrico à chave do Seletor de Função que possibilita selecionar no mostrador um dos vinte canais, relacionado com uma freqüência pré-sintonizada, desde que o seletor de função esteja na posição PRESET.

Interruptor LOAD – Tem a finalidade de armazenar, uma de cada vez, vinte freqüências pré-sintonizadas no mostrador, com o seletor de função na posição MNL. Cada uma dessas freqüências está relacionada com um dos vinte canais selecionados através do Seletor de Canal (CHAN SEL).

Seletor de Modos: É uma chave de quatro posições, com as seguintes funções:

MODO OFF – Desenergiza o transceptor de UHF.

MODO MAIN – Energiza o transceptor de UHF, tornando-o apto à transmissão e à recepção.

MODO BOTH – Neste modo o sistema opera da mesma forma descrita no modo MAIN, apenas incluindo a recepção na freqüência de guarda.

MODO ADF – Neste modo, quando aplicável, o sistema de UHF passa a operar com o sistema DF em ambos os receptores, principal e de guarda.

2-23-5. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE UHF
(figura 2-23-7)

Para operar o sistema de UHF, selecione uma freqüência no painel de controle de UHF e posicione o interruptor COM2, no painel seletor de áudio, em ON.
A tecla COM2 no painel de transferência de rádio, no posto onde se deseja a comunicação, deve estar pressionada e conseqüentemente acesa.
Para a transmissão utilize o interruptor de PTT instalado na manete de potência, acionando-o para a posição COM2.
O controle de volume do áudio recebido pode ser feito no painel de controle de UHF e no painel seletor de áudio.

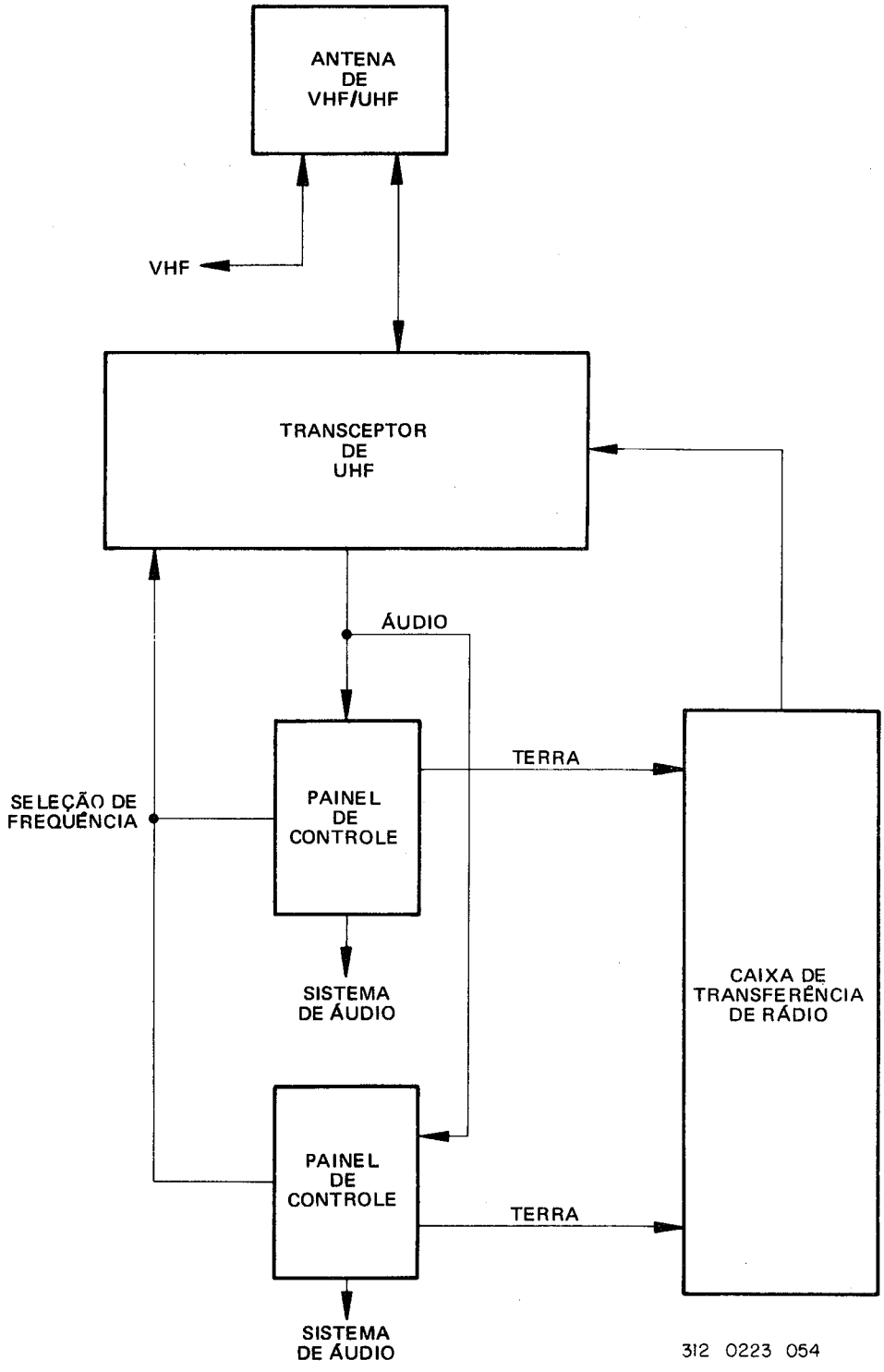
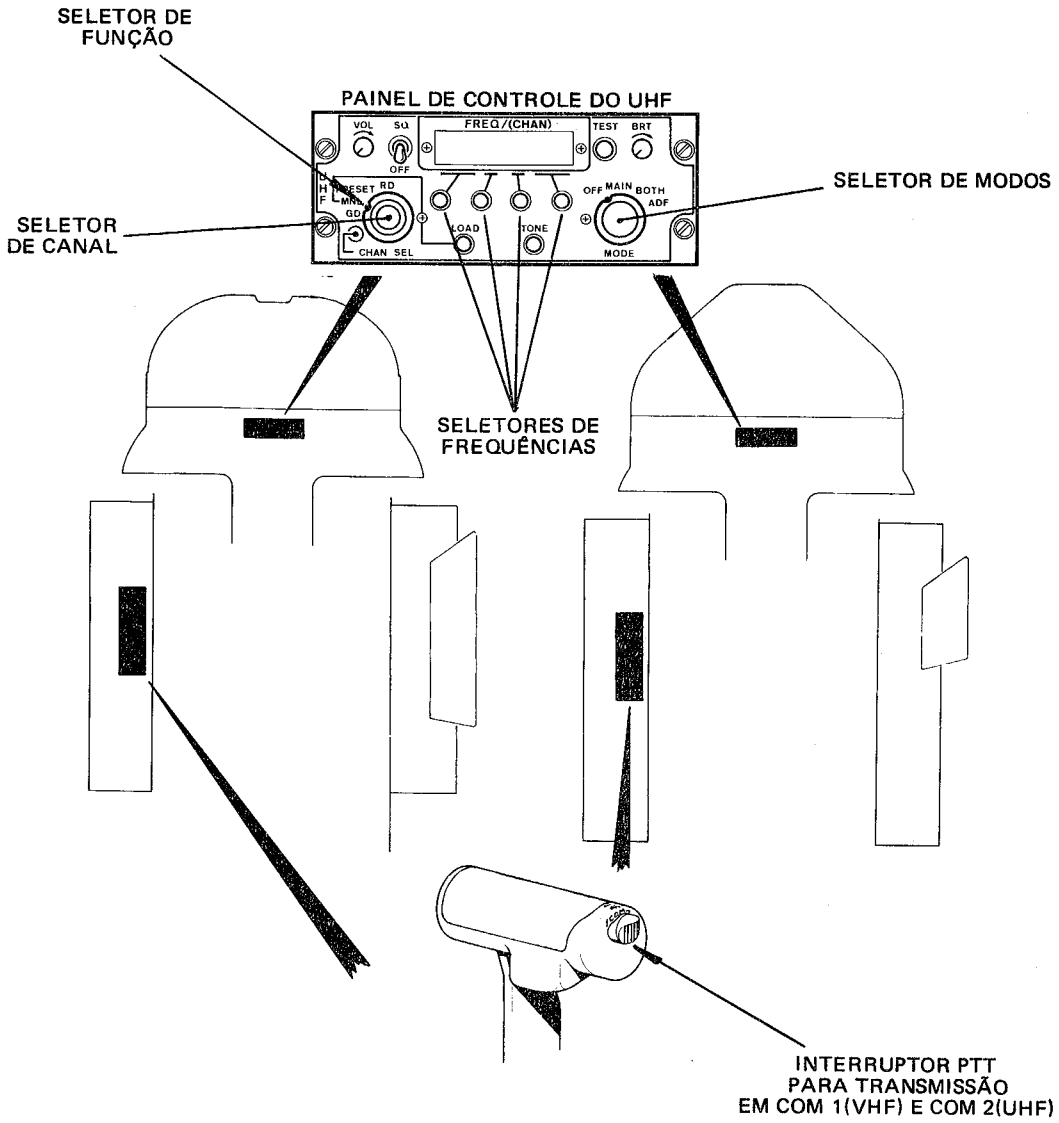


Figura 2-23-6. Diagrama de Bloco do Sistema de UHF ②



312 0223 055

Figura 2-23-7. Comandos do Sistema de UHF ②

SEÇÃO II

SISTEMA DE INTEGRAÇÃO DE AUDIO (23 - 50 - 00)

2-23-6. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE INTEGRAÇÃO DE AUDIO (figura 2-23-8 folha 1) (54)

O sistema de integração de áudio tem por finalidade:

– A seleção do áudio dos receptores para os fones. Há uma chave independente para a seleção de cada receptor, sendo possível a seleção simultânea de todos os receptores.

– A injeção dos sinais de microfone para os transceptores, a comunicação entre os tripulantes e o controle de volume.

O sistema de integração de áudio é alimentado por 28 V DC da barra principal e 28 V da barra de emergência e é constituído de dois painéis seletores de áudio, dois cabos fone-microfone e ainda o conjunto labiofone.

O áudio recebido nos fones é proveniente da estação sintonizada no posto que tem o controle iluminado no sistema de transferência de rádio.

O botão PTT de interfone, situado no manche de cada posto é utilizado na comunicação entre os tripulantes.

O botão CALL, situado no manche, faz a mesma função que a posição CALL do interruptor seletor de modos de interfone no painel seletor de áudio.

O interruptor seletor de modos permite a seleção do microfone quente/frio e a operação de interfone.

A chave NORM/EMERG, quando colocada na posição EMERG, faz com que o sistema opere com o canal de emergência, isto é, sem o controle automático de ganho. Na parte frontal dos painéis seletores de áudio estão todos os controles, com as seguintes funções:

– INTERRUPTORES SELETORES DE ÁUDIO DOS RECEPTORES

  Estes interruptores ocupam a parte superior do painel, tomando toda a sua extensão e são identificados como l VHF2 ①, 1 COM2 ②, NAV, MKR, DME, ADF.

  Cada um destes interruptores possui duas posições:

  – OFF: O áudio do respectivo sistema fica desligado.

  – ON: O áudio do respectivo sistema é fornecido através dos fones.

– INTERRUPTOR NORM/EMERG

  Este interruptor está situado à esquerda do painel e é do tipo trava, possuindo as seguintes posições:

  – NORM: O sistema de áudio opera com o canal normal.

  – EMERG: O sistema de áudio opera com o canal emergência.

– BOTÃO VOLUME

  Permite o controle do volume de áudio nos fones.

– INTERRUPTOR DE SENSIBILIDADE DE MARKER BEACON

  Este interruptor está situado na parte inferior do painel, abaixo do interruptor MKR, e possui as seguintes posições:

  – HI – Aumenta a sensibilidade do receptor MARKER BEACON.

  – LO – Diminui a sensibilidade do receptor MARKER BEACON.

– INTERRUPTOR SELETOR DE MODOS DE INTERFONE

  Este interruptor está situado na parte inferior direita do painel e tem as seguintes posições:

  – CALL: É utilizado para uma comunicação importante e com a máxima clareza; o interruptor deve ser mantido nesta posição somente em um posto, pois é uma posição momentânea e neste modo elimina-se o áudio de todos os receptores, menos o sinal de alarme sonoro.

  – H-MIC – Posição utilizada para a comunicação entre os tripulantes, sem a necessidade de pressionar o interruptor de comando PTT de interfone.

  – C-MIC – Posição utilizada para a comunicação entre os tripulantes; porém, é preciso pressionar o interruptor PTT do sistema de interfone, em cada posto, durante a transmissão.

2-23-6A. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE INTEGRAÇÃO DE AUDIO (figura 2-23-8 folha 2) (55)

O sistema de integração de áudio tem por finalidade:

- A seleção e amplificação dos sinais de COMM (Comunicações) e NAV (Navegação).
- Interconexão de áudio entre os postos dianteiro e traseiro.
- Interconexão de áudio com o Interfone de Rampa.
- Controle de volume.
- Encaminhamento dos alarmes sonoros gerados pela função de alarmes sonoros.

O sistema de integração de áudio é alimentado por 28 V DC da barra principal e 28 V da barra de emergência e é constituído de dois painéis seletores de áudio, dois cabos fone-microfone, conjunto labiofone, um painel de rampa, dois botões de seleção PTT e dois amplificadores de microfone.

O sistema de áudio tem uma função reserva de emergência para o caso de falha do canal de áudio normal.

O áudio recebido nos fones é proveniente da estação sintonizada no posto que tem o controle iluminado no sistema de transferência de rádio.

Os painéis seletores de áudio estão instalados em cada posto de pilotagem. Os painéis são idênticos e possuem chaves e botões giratórios que permitem o controle do áudio de bordo, através dos canais normal e reserva.

Dois amplificadores de microfone, uma para o microfone do piloto e outro para o microfone do co-piloto estão instalados na estrutura localizada atras dos respectivos assentos ejetáveis.

O amplificador instalado atras do assento do piloto recebe o sinal de áudio proveniente somente do microfone do piloto e o amplificador instalado atras do assento do co-piloto recebe o sinal de áudio proveniente somente do microfone do co-piloto.

Os amplificadores são idênticos e possuem uma impedância de 5-Ω e um ganho de 60 dB cada um. Cada amplificador recebe alimentação do painel instalado no respectivo posto de pilotagem.

Dois botões PTTs, um em cada manete, permitem a seleção do sistema que transmitirá o áudio proveniente dos microfones dos pilotos.

Dois botões CALL, um em cada manche, permitem comunicação entre os postos de pilotagem simultaneamente com recepção de rádio.

O painel rampa, localizado na fuselagem externa, possui uma tomada de fone de rampa para conexão do labiofone do mecânico para permitir a comunicação com a cabine de pilotagem.

O controle do sistema de áudio de bordo é feito por meio do painel seletor de áudio, e possui as seguinte funções:

- COM1, COM2, COM3, COM4, ADF, NAV e MISSILE.

  Estes controles individuais de volume, quando puxados, habilitam o áudio associado, ficando iluminados.

  Quando rotacionados, controlam o volume do áudio associado.

  Quando pressionados, desabilitam o áudio associado, ficando apagados.

- INPH.

  Quando rotacionado, controla o volume do áudio associado ao interfone.

- VOX.

  Habilita o modo VOX, quando está na posição neutra (não pressionado), e habilita a função CALL quando pressionado momentaneamente. Quando rotacionado no sentido horário, na posição HOT, habilita a comunicação de interfone entre P1 e P2 com baixo nível de voz considerado modo conexão direta (sem necessidade de PTT).

- VOL.

  Quando rotacionado, controla o volume de todos os sinais de áudio habilitados destinados ao fone, tanto no modo NORMAL ou BACKUP.

- MKR.

  Quando puxado, habilita o MKR (marker beacon), ficando iluminado.

  Quando rotacionado, varia a sensibilidade do MKR em HI ou LO.

- NORMAL/BACKUP.

  Na posição NORMAL, o sistema de áudio é alimentado pela barra principal.

  Na posição BACKUP, o sistema de áudio é alimentado pela barra de emergência.

2-23-7. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE INTEGRAÇÃO DE AUDIO (figuras 2-23-9 e figura 2-23-10) (54)

Para a recepção do áudio dos sistemas de radiocomunicação e navegação, deve-se colocar o interruptor seletor de áudio dos receptores na posição ON, uma vez ligado o sistema e sintonizado numa estação. Desta forma, o áudio chega aos fone nos dois pontos.

A tecla no painel de transferência, referente ao sistema requerido, tem que estar iluminada no posto onde se deseja a sintonização da estação.

A intercomunicação entre os tripulantes pode ser processada da seguinte maneira:

- Selecionando a posição CALL, no painel seletor de áudio, ou ainda pelo botão CALL, situado no manche. Esta posição terá de ser mantida pressionada em somente um posto.
- Para a utilização do modo C-MIC, deve ser mantido pressionado, em cada posto, o botão PTT de interfone, durante a transmissão.
- Na posição H-MIC, não é necessário pressionar o botão PTT de interfone para haver comunicação entre os tripulantes.
- A transmissão em VHF1 ou VHF2 é feita através do interruptor de transmissão PTT na manete de potência.

2-23-7A. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE INTEGRAÇÃO DE AUDIO (figuras 2-23-9 folha 1) (55)

Um controle de volume geral (botão giratório VOL) em cada painel seletor de áudio ajusta o volume dos sinais do canal de áudio normal e do canal reserva do respectivo posto.

Esses controles não atuam sobre o áudio proveniente do sistema de alarme sonoro.

Controles de volumes individuais em cada painel seletor de áudio permitem a seleção dos sinais de áudio provenientes dos sistemas COM 1, COM 2, COM 3, COM 4, ADF, NAV, INPH e MISSILE.

O sinal de áudio recebido do sistema DME utiliza o mesmo canal utilizado pelo receptor VOR/ILS.

Um botão CALL instalado em cada manche diminui em -6 dB todos os áudios de rádios em relação ao nível atual de áudio dos fones ajustado pelo botão giratório VOL e incrementa em +6 dB o áudio em relação ao nível atual ajustado pelo botão giratório INPH.

O sistema também possui um modo VOX (botão giratório VOX) que permite a comunicação por interfone ativado por voz entre o piloto e o co-piloto.

A função de alarme sonoro processa os sinais que chegam dos sensores dos diversos sistemas da aeronave e envia os alarmes sonoros para os fones do piloto por meio do painel seletor de áudio, para alertar sobre condições de anormalidade da aeronave.

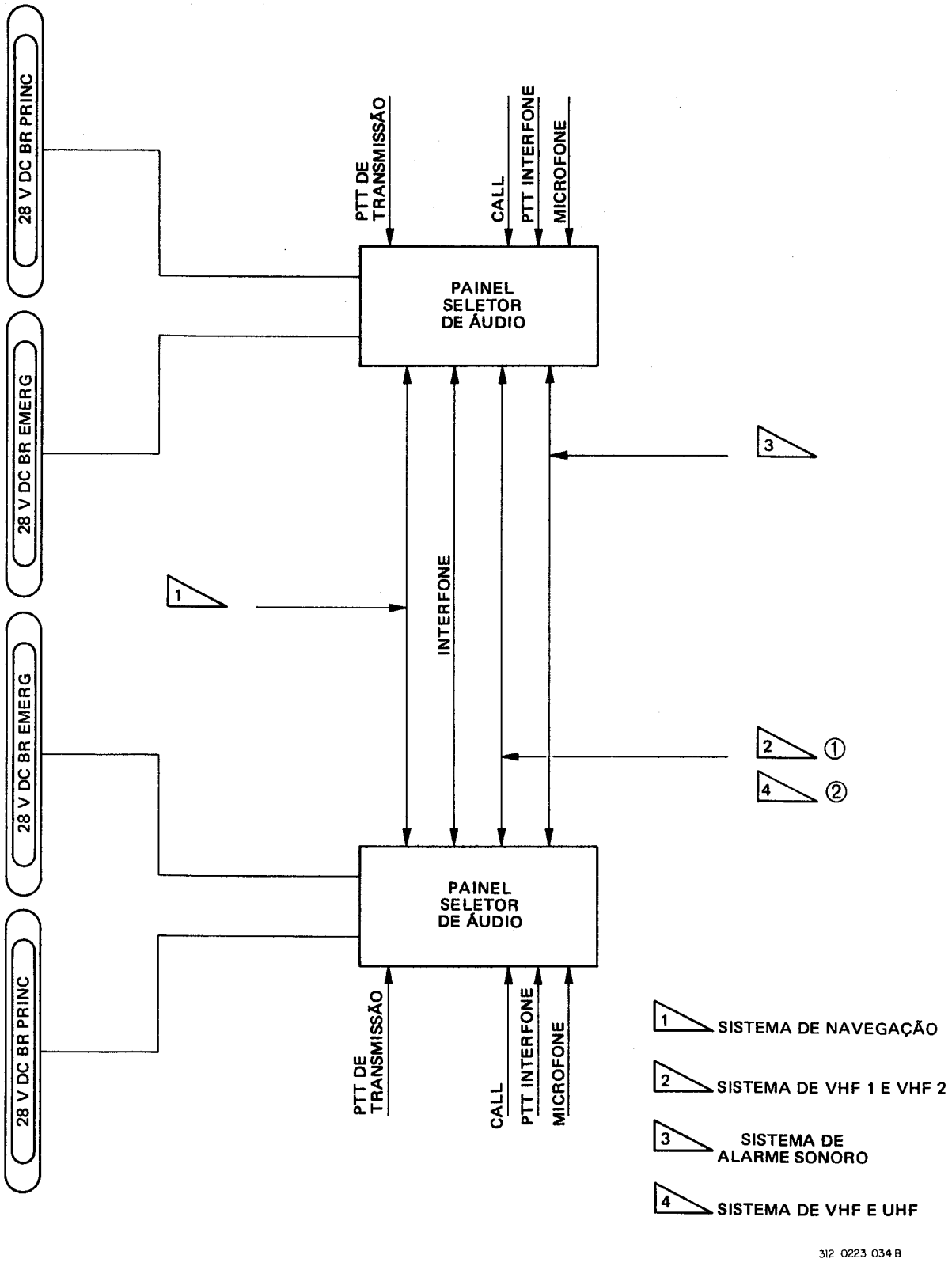


Figura 2-23-8. Diagrama de Bloco do Sistema de Integração de Áudio (Folha 1 de 2) (54)

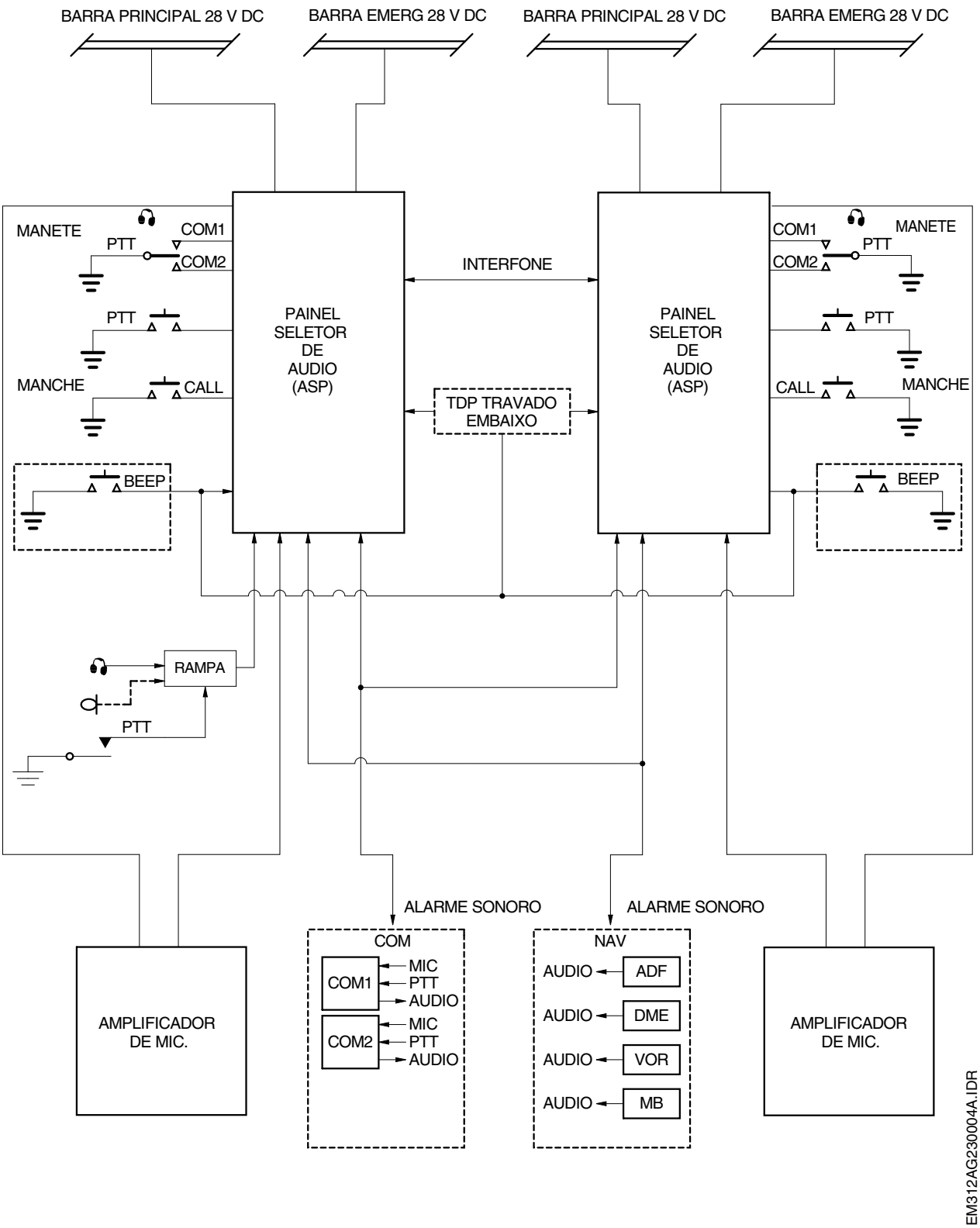


Figura 2-23-8. Diagrama de Bloco do Sistema de Integração de áudio (Folha 2 de 2) (55)

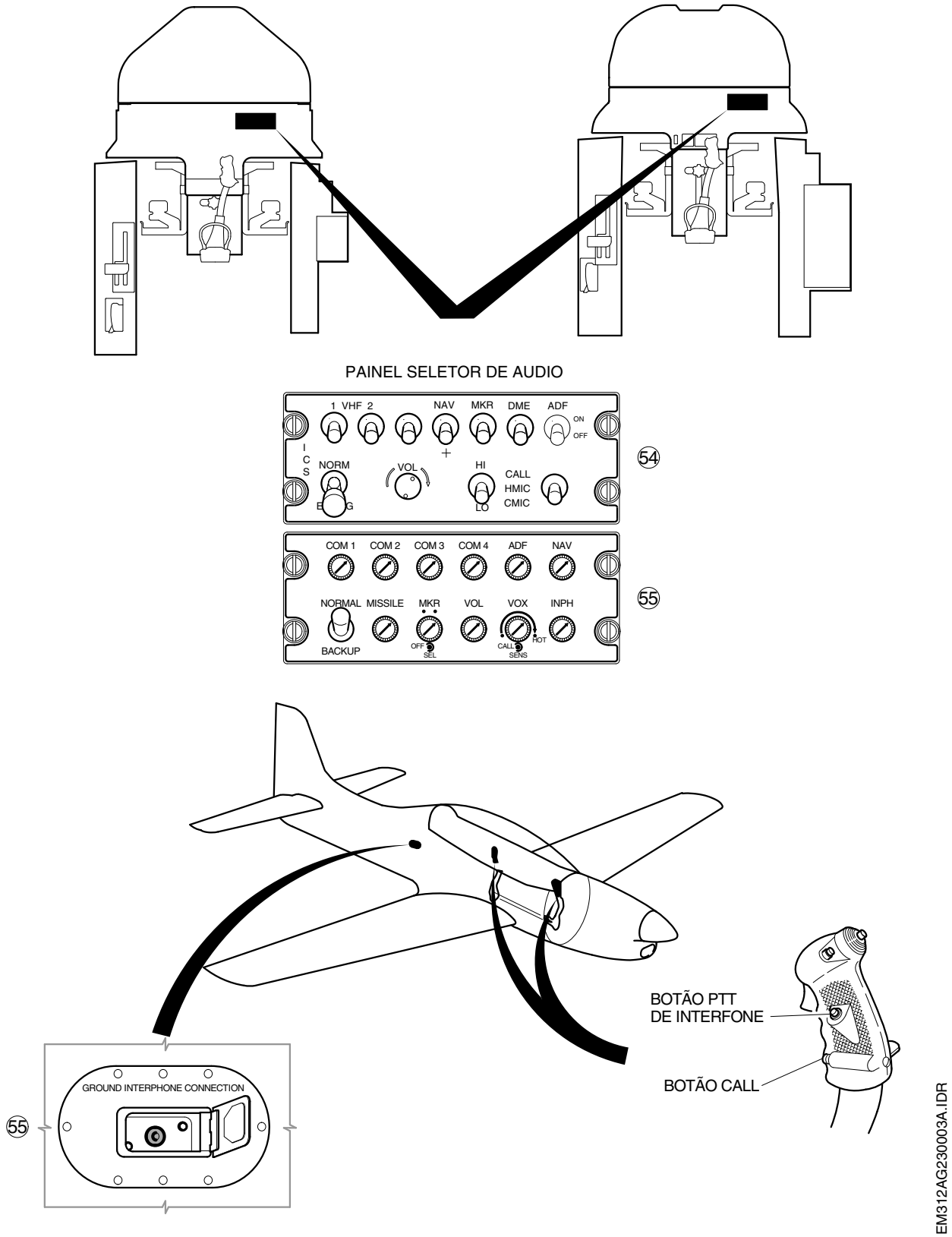


Figura 2-23-9. Comandos do Sistema de Integração de Áudio

SEÇÃO II
SISTEMA DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO (23 - 51 - 00)

2-23-8. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO (figura 2-23-10)

O sistema de transferência de rádio tem a finalidade de fazer a transferência de controles dos sistemas de comunicação e navegação, de modo a permitir rápido e fácil acesso aos tripulantes. Os sistemas que estão sob o controle deste sistema são ADF, VHF1, VHF2 ①, UHF ②, DME, TDR e NAV.

O sistema de transferência de rádio é alimentado com 28 V DC da barra de emergência e é constituído por uma caixa de transferência de rádio instalada no compartimento eletrônico e por dois painéis de transferência, um instalado no posto dianteiro e outro instalado no posto traseiro.

A caixa de transferência de rádio, contém os circuitos necessários para efetuar a transferência dos controles de cada sistema de rádio e os circuitos de atenuação de brilho dos painéis.

Na parte frontal dos painéis estão localizados todos os interruptores iluminados, com a finalidade de:

- Permitir aos tripulantes solicitar transferência, pressionando a tecla do sistema de modo que ela fique iluminada.
- Informar aos tripulantes, quem exerce o controle através dos indicadores iluminados.

A parte superior de cada interruptor contém a inscrição designativa de cada sistema; a inscrição é iluminada em branco-azulado, quando a iluminação do painel estiver ligada.

O botão TEST LAMP, na parte inferior do painel, é o que permite testar todas as lâmpadas indicadoras.

2-23-9. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO (figuras 2-23-11 e 2-23-12)

A operação do sistema está centralizada nos painéis de transferência de rádio dianteiro e traseiro. O conjunto de interruptores iluminados dos painéis de transferência permite ao operador executar transferências e proporcionam uma rápida visualização de quem exerce o controle de cada um dos sistemas de rádio.

Uma operação de transferência de controles de rádio do painel traseiro para o painel dianteiro, ou vice-versa, ocorre sempre que a tecla relativa ao sistema for pressionada em qualquer um dos painéis, independente de quem pressionou a tecla pela última vez.

Subseqüentemente a qualquer transferência, os indicadores fornecem indicações em coloração verde para o tripulante, que tiver com o comando dos controles de rádio e apagado (com o fundo preto), para o outro.

O estado inicial do sistema, em seguida ao seu energizamento, deve ser o mesmo estado no qual foi deixado anteriormente, isto é, se o sistema foi selecionado total ou parcialmente em qualquer um dos postos, ele continuará nesta posição até nova seleção.

Quando houver perda parcial de alimentação no interior da caixa de transferência, ou em caso de perda total da alimentação, o sistema fica parcial ou totalmente impossibilitado de executar a operação de transferência.

Nesta situação, entretanto, o controle dos sistemas afetados ficará com o painel dianteiro.

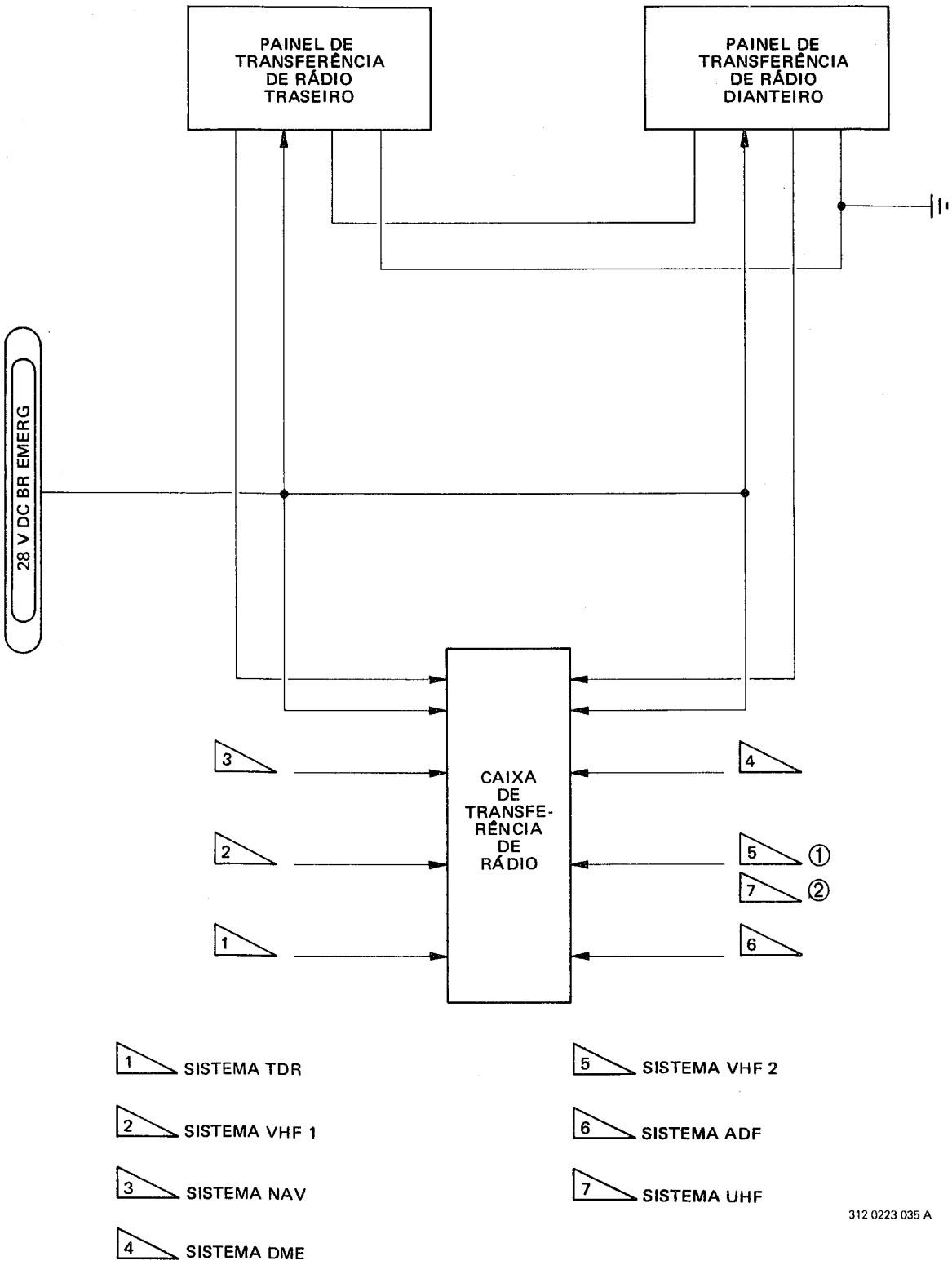


Figura 2-23-10. Diagrama de Bloco do Sistema de Transferência de Rádio

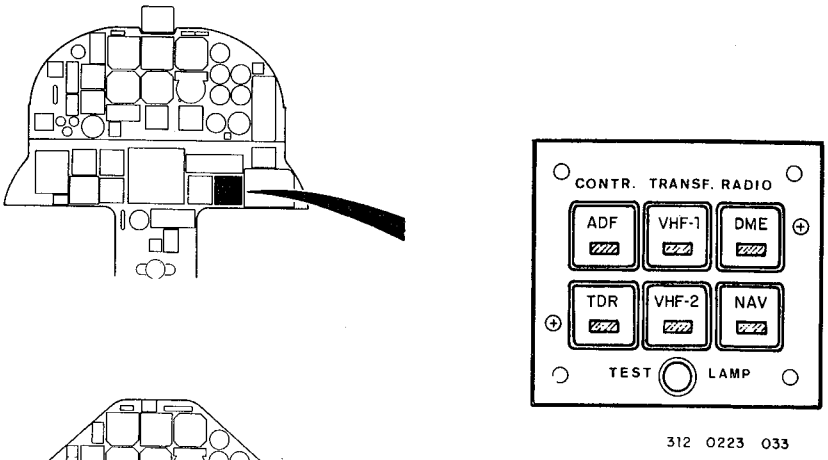


Figura 2-23-11. Comandos do Sistema de Transferência de Rádios ①

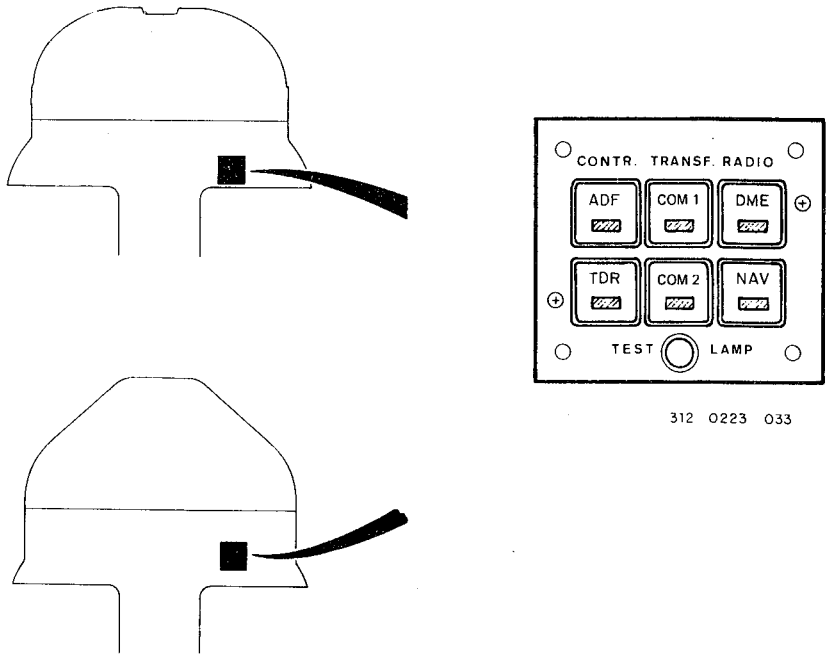


Figura 2-23-12. Comandos do Sistema de Transferência de Rádios ②

SEÇÃO II
SISTEMA DE DESCARGA ESTÁTICA (23 - 60 - 00)

2-23-10. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE DESCARGA ESTÁTICA (figura 2-23-13)

Os descarregadores de estática de bordo de fuga estão instalados nas extremidades da aeronave, para dissipar a eletricidade estática com um mínimo de radiointerferência.

Há quinze cabos de descarga estática, colocados nas extremidades da aeronave, e um tipo de cabo de descarga estática, tipo ponta de metal, colocado no trem de pouso de nariz.

2-23-11. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE DESCARGA ESTÁTICA

Os cabos de descarga estática têm por finalidade descarregar a carga elétrica acumulada ao longo da aeronave, uma vez que as suas partes são interligadas eletricamente com os rabichos de descarga estática.

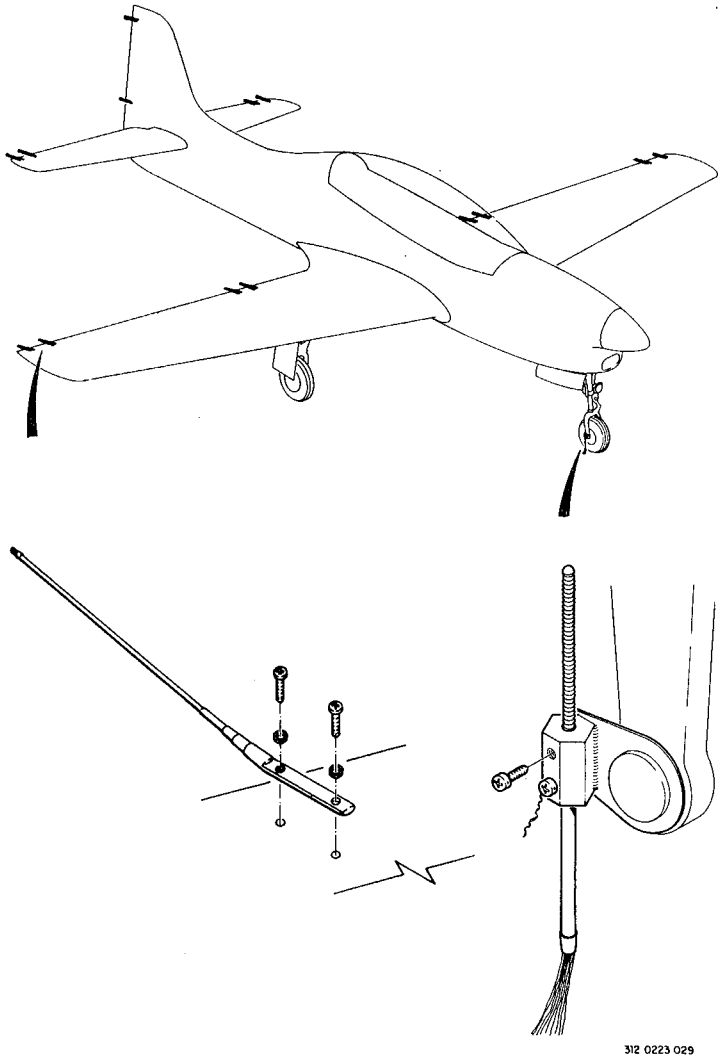


Figura 2-23-13. Localização dos Rabichos de Descarga Estática

SEÇÃO II
SISTEMA DE ENERGIA ELÉTRICA (24 - 00 - 00)

2-24-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-24-1)

A energia elétrica DC da aeronave é fornecida através de um gerador, acoplado ao eixo da turbina, ou por uma bateria de níquel-cádmio, instalada no alojamento do trem de pouso de nariz.
A energia elétrica DC é comandada pelos interruptores SEL BAT, GERADOR e EMERG, localizados no console lateral direito do posto de pilotagem dianteiro.
O interruptor SEL BAT possui três posições: BAT INT, DESL e FONTE EXT; o interruptor GERADOR possui três posições: REARMA, LIGA e DESL e o interruptor EMERG possui as posições NORMAL e EMERG.
Uma fonte externa de corrente DC pode ser conectada à aeronave através do receptáculo de fonte externa, localizado na fuselagem, próximo ao bordo de fuga da asa direita.
A energia elétrica AC da aeronave é fornecida por dois conversores estáticos, transistorizados, um principal e um reserva, instalados sob o piso da cabine de pilotagem, entre as cavernas 5 e 6.
A energia elétrica AC é comandada pelos interruptores CONVERSOR AC PRINC e RESERVA, localizados no console lateral direito do posto de pilotagem dianteiro. Ambos os interruptores possuem as posições LIGA-DESL.
As luzes de alarme e de aviso de funcionamento do sistema de energia elétrica da aeronave encontram-se localizadas nos painéis múltiplos de alarmes e nos painéis de aviso, respectivamente.
A aeronave possui dois voltamperímetros localizados um em cada console lateral direito de cada posto de pilotagem, que permitem fazer a leitura da tensão e da corrente do sistema elétrico DC da aeronave. O botão TENSÃO BAT, localizado ao lado de cada voltamperímetro, permite, quando pressionado, fazer a leitura da tensão da bateria principal.

2-24-1A. EQUIPAMENTOS DE APOIO E MATERIAIS DE CONSUMO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção e testes operacionais de energia elétrica. Veja as tabelas 2-24-1 e 2-24-2.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269B	Fonte Externa de Energia Elétrica – FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica
–	Torquímetro 0-100 lb.pol	–	Aplicar torque na braçadeira do arranque-gerador
Modelo 462	Multímetro	Equivalente	Verificar tensão dos elementos da bateria

Tabela 2-24-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Graxa	VV-G-632	–
Arame de freno	MS90995	–
Amarrilho para cablagem (TYRAP)	MS3367-4-9	–

Tabela 2-24-2. Material de Consumo

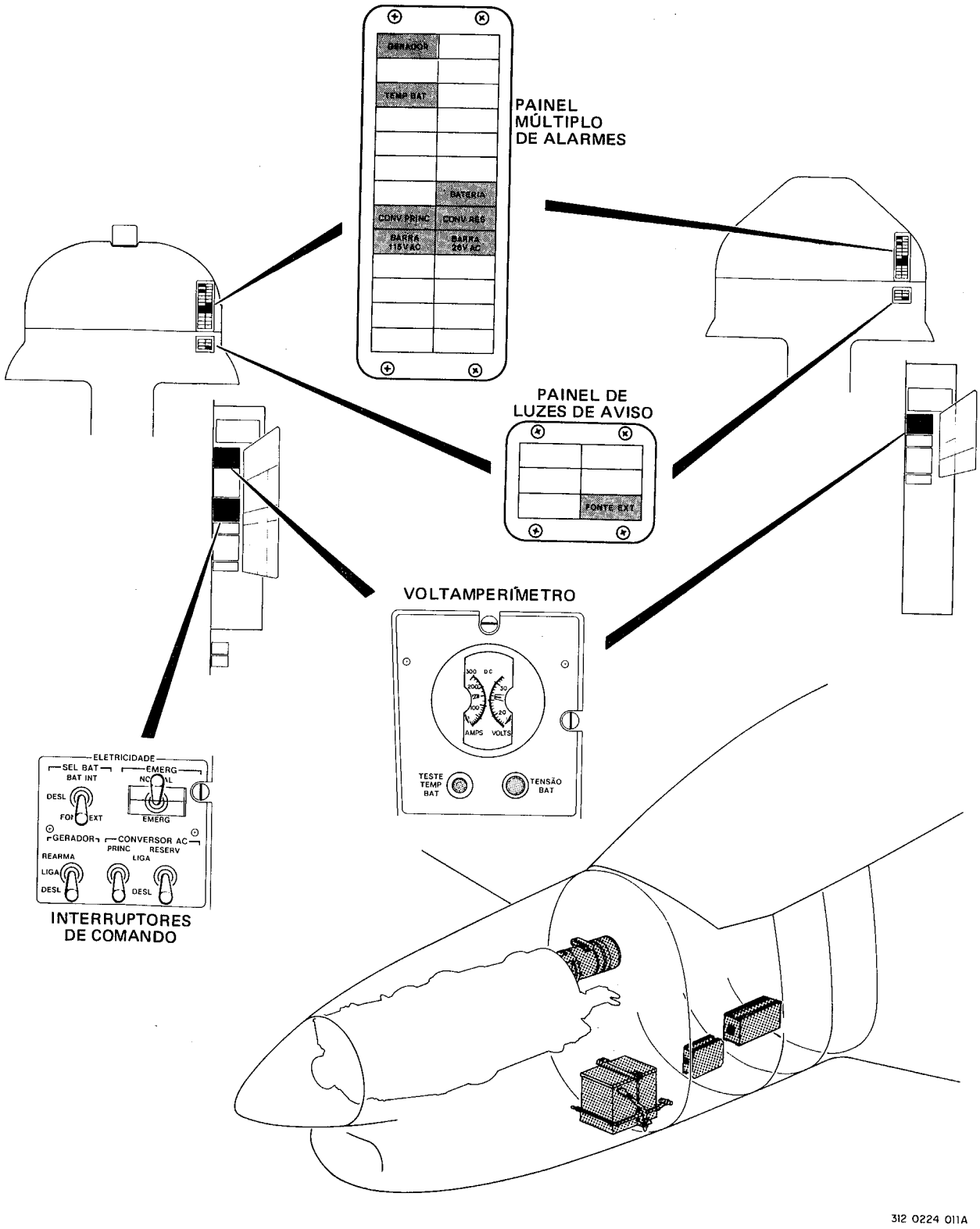


Figura 2-24-1. Localização dos Componentes do Sistema de Energia Elétrica

SEÇÃO II
SISTEMA DE GERAÇÃO AC (24 - 20 - 00)

2-24-2. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-24-2)

O sistema de geração AC consiste de dois conversores estáticos transistorizados (PS4 e PS7), de um relé de transferência (K24), de um relé sensor da barra de 115 V AC (K23), de um relé sensor de 115 V AC do conversor principal (K21), de um relé sensor de 26 V AC (K26), de um relé seletor de barra AC (K25), de um relé sensor de 115 V AC do conversor-reserva (K22), de interruptores de comando e de indicadores luminosos.

2-24-3. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE GERAÇÃO AC (figura 2-24-2)

Estando ambos os conversores ligados, todos os componentes que funcionam com corrente alternada são alimentados pelo conversor principal.
O conversor-reserva, mesmo funcionando corretamente, não alimenta carga alguma, pois fica desligado das barras AC através do relé de transferência (K24).
Estando todos os relés desenergizados, os interruptores desligados e os disjuntores armados, com o interruptor SEL BAT posicionado em BAT INT ou FONTE EXT (neste caso, com a fonte externa conectada ao avião), haverá energia de 28 V DC disponível nas barras DC.
Comandando-se os interruptores CONVERSOR AC PRINC e CONVERSOR AC RES para a posição LIGA, ambos os conversores são energizados, fazendo com que os mesmos passem a fornecer saídas de 115 V AC e 26 V AC.
Estando os conversores ligados e funcionando normalmente, as luzes de alarme CONV PRINC e CONV RES, nos painéis múltiplos de alarmes, permanecerão apagadas.
Se houver falha em um dos conversores, o relé sensor de 115 V AC (K21 ou K22) não detectará saída de 115 V AC do conversor principal (PS7) ou do conversor-reserva (PS4) e, nesta condição, a luz de alarme correspondente ao conversor defeituoso acende.
Quando a barra de emergência de 115 V AC e/ou a barra de 26 V AC não estiver(em) sendo alimentada(s) corretamente, o relé sensor de 115 V AC (K23) e/ou o relé sensor de 26 V AC (K26) provoca(m) o acendimento da(s) luz(es) de alarme BARRA 115 V AC e/ou BARRA 26 V AC nos painéis múltiplos de alarmes.
Estando os conversores funcionando normalmente, o relé de transferência (K24) conecta o conversor principal à barra de emergência de 115 V AC e à de 26 V AC, enquanto que o conversor-reserva fica desconectado dessas barras. O conversor-reserva é automaticamente conectado às barras de 115 V AC e 26 V AC se, por algum motivo, o conversor principal parar de fornecer 115 V AC ou se o relé sensor de 115 V AC (K21) for desenergizado.
Com o interruptor CONV PRINC em LIGA, o conversor principal (PS7) entra em funcionamento e a bobina do relé sensor de 115 V AC do conversor principal (K21) é alimentada com 115 V AC.
Este relé é, então, atuado, desenergizando os relés K24 e K25; com isso evita-se que os mesmos sejam atuados, o que faria com que as saídas de 115 V AC e 26 V AC do conversor-reserva fossem conectadas às barras de emergência de 115 V AC e 26 V AC.
Com o interruptor CONV RES em LIGA, o relé de transferência (K24), o relé seletor de barra (K25) e o conversor-reserva são energizados pela barra de emergência; nesta condição, o conversor-reserva entra em funcionamento e fornece 115 V AC e 26 V AC. A tensão de 115 V AC energiza o relé sensor (K22) que, então, inverte a posição de seus contactos, possibilitando que um negativo apareça na bobina dos relés K24 e K25.
Esses relés serão atuados, se o interruptor CONV PRINC for posicionado em DESL ou se o relé K21 for desativado.
Estando o conversor-reserva ligado, o mesmo fornece tensões de 115 V AC e 26 V AC, que ficam isoladas das barras de 115 V AC e 26 V AC, devido a estar desenergizado o relé de transferência (K24).
No caso de falha do conversor principal, o relé sensor (K21) é desenergizado e, neste caso, inverte a posição de seus contactos, permitindo a energização dos relés K24 e K25.
O relé sensor (K21) permite que a luz de alarme CONV PRINC acenda.
Os relés K24 e K25 irão conectar, portanto, o conversor-reserva às barras de emergência de 115 V AC e 26 V AC; nesta condição, essas barras serão isoladas através do relé K25, fazendo com que diminua a carga AC, para que não seja ultrapassada a capacidade do conversor-reserva.

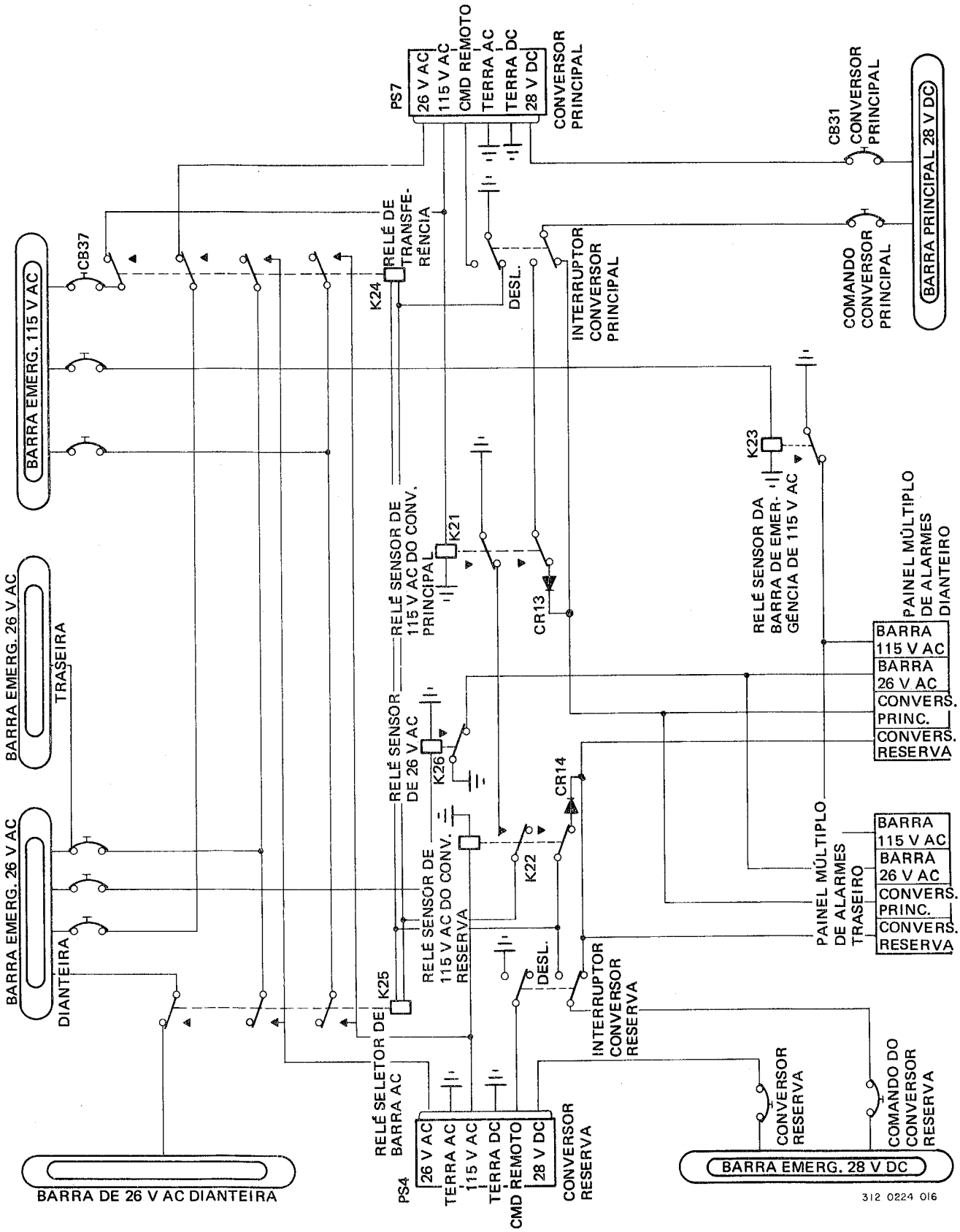


Figura 2-24-2. Sistema de Geração AC (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE GERAÇÃO DC (24 - 30 - 00)

2-24-4. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-24-3)

O sistema de geração DC é a fonte primária de energia elétrica de 28 V DC da aeronave e está dividida em barras de ligação.

A energia elétrica primária é obtida de um gerador de 28 V DC, 200 A, instalado na seção de acessórios do motor, e exerce também a função de arranque durante a partida, até uma rotação de 45% de N_g do motor. A mudança da função de arranque para a de gerador é feita automaticamente pela unidade de controle do gerador.

A fonte secundária de energia elétrica DC é constituída de uma bateria (principal) de níquel-cádmio de 25,2 V DC, 26 A/h.

Uma segunda bateria (emergência) só fornece alimentação ao indicador de atitude de emergência, em caso de falha total do sistema elétrico DC da aeronave.

Os componentes principais do sistema são os seguintes: um arranque-gerador, uma unidade de controle do gerador, uma bateria (principal), um relé de corrente reversa, um limitador de corrente, dois voltamperímetros e um interruptor de controle.

O arranque-gerador é capaz de fornecer 29 V DC, 200 A em condições normais de operação ou fornecer 250 A contínuos por um período de 5 minutos. As faixas de velocidade do gerador em relação à rotação do gerador de gases (N_g) do motor são as seguintes: 52% N_g = 5710 RPM (mínimo), 65% N_g = 7140 RPM (mínimo para plena carga) e 101,5% N_g = 11150 RPM (máximo).

A unidade de controle do gerador possui as seguintes funções: manter a tensão de saída do gerador regulada para $^{29\ +\ 0,00}_{-\ 0,20}$ V DC, manter um limite de sobrecorrente de 250 ± 20 A e prover a proteção dos sistemas, mantendo a tensão dentro do limite, com uma proteção de 32 ± 1 VOLT.

O relé de proteção de linha tem a função de desarmar a unidade de controle do gerador no caso de ser detectado entre os cabos do gerador um desbalanceamento superior a 120 A, devido a curto-circuito ou circuito aberto.

O relé de corrente reversa, localizado na caixa de relés, possui uma capacidade nominal de 400 A, podendo suportar uma corrente de 500 A por um período de 10 minutos. A diferença de potencial para fechamento de seus contactos é de 0,35 a 0,65 VOLT e a corrente reversa para abertura dos mesmos é de 11 a 35 A.

Os voltamperímetros, localizados um em cada posto de pilotagem, indicam a tensão e a corrente fornecidas pelo gerador do avião. Pressionando-se o botão existente ao lado de cada voltamperímetro, estes indicarão a tensão da bateria principal.

2-24-5. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE GERAÇÃO DC (figura 2-24-3)

Logo após o término do ciclo de partida, a unidade de controle do gerador utiliza o magnetismo residual do gerador para alimentar o seu campo e assim aumentar rapidamente a sua tensão. Ao atingir o nível de 29 V DC, o circuito regulador de tensão da U.C.G. passa a limitar a corrente de campo, de modo a manter a tensão num nível constante. Se o interruptor INTER GERADOR for acionado para a posição LIGA, o relé de corrente reversa (K15) é energizado e fecha os contactos principais, desde que a tensão do gerador seja de 0,35 a 0,65 VOLT superior à tensão da barra principal. O gerador passa então a alimentar a barra principal. O circuito regulador de tensão da U.C.G. mantém a tensão constante, independente da variação de corrente. As luzes vermelhas GERADOR, nos painéis múltiplos de alarmes, apagam logo que o gerador é conectado à barra principal e os voltamperímetros indicam a corrente fornecida pelo gerador. Quando o consumo de corrente aumenta, a U.C.G. aumenta a corrente de campo do gerador, para manter constante a tensão. Caso o consumo de corrente exceda 250 ± 20 A, o circuito limitador de corrente da U.C.G. atua sobre o regulador da tensão de saída do gerador, para limitar a corrente em 250 ± 20 A e evita danos no gerador.

No caso de queda na tensão de saída do gerador, o RCR abrirá seus contactos, quando a corrente barra/gerador exceder 11 A.

No caso de curto-circuito ou circuito aberto, os relés de proteção de linha (K13 e K14) detectam um desbalanceamento entre os cabos do gerador e desarmam a U.C.G., quando este desbalanceamento é superior a 120 A.

Em qualquer das falhas descritas acima, as luzes de

alarme GERADOR, dos painéis múltiplos de alarmes, acendem e os voltamperímetros indicam 0 Volt e 0 A. Posicionando-se o interruptor INTER GERADOR em REARMA,a U.C.G.é rearmada e o gerador é conectado novamente à barra principal. Se a falha persistir, o relé de anticiclagem, interno à U.C.G., evita que a mesma seja rearmada e consequentemente, que o RCR fique ciclando (liga/desliga).

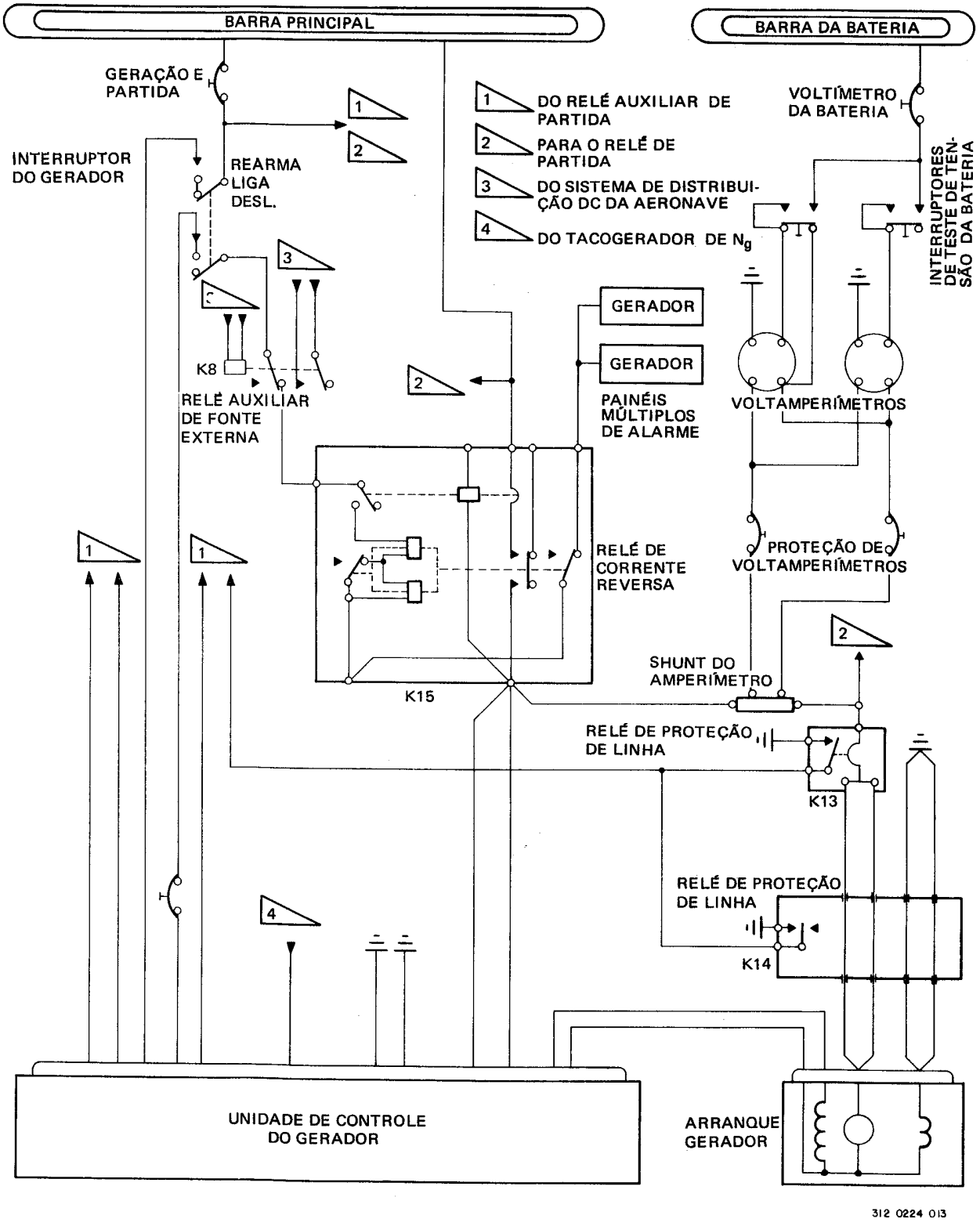


Figura 2-24-3. Sistema de Geração DC (Esquemático) (51)

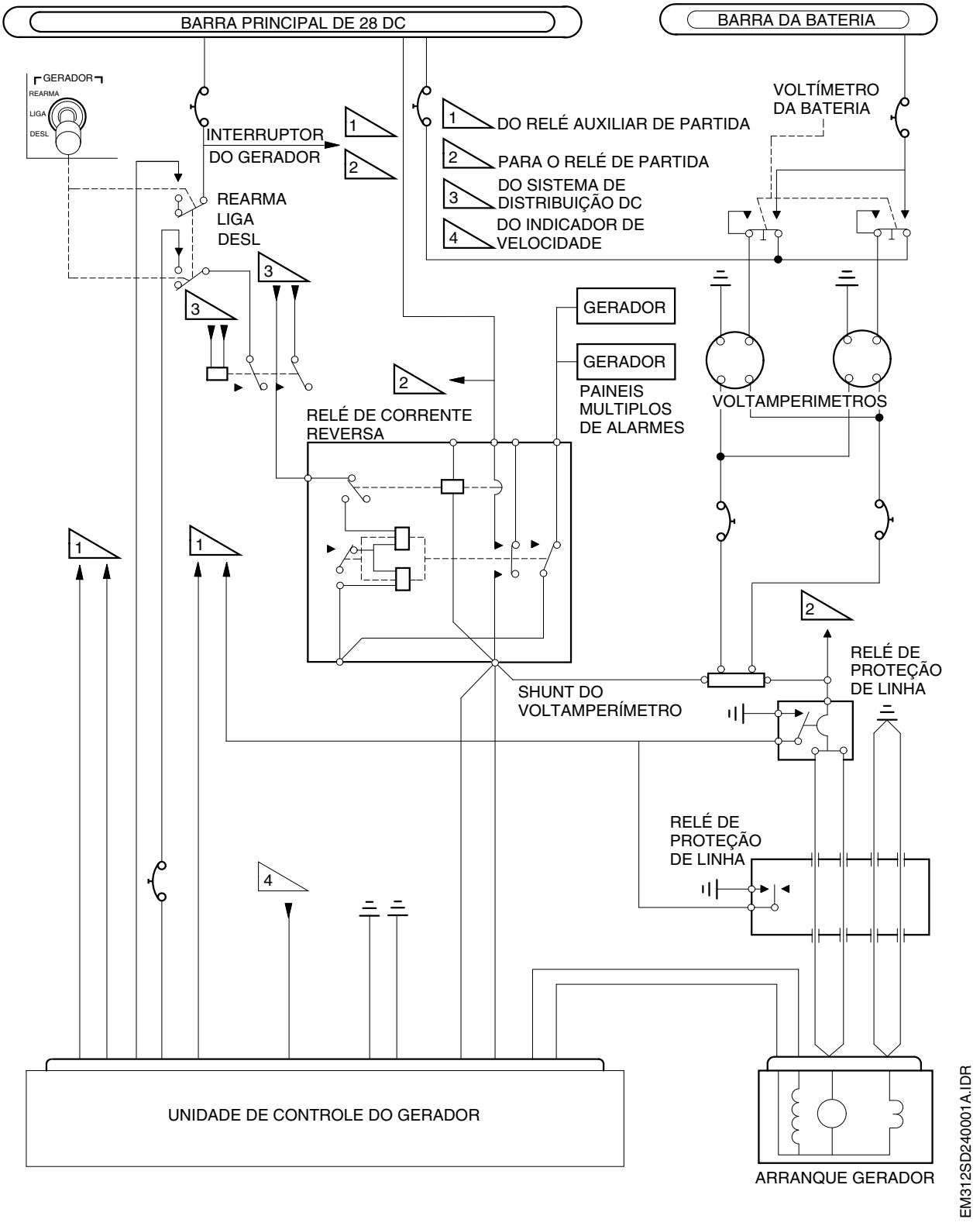


Figura 2-24-3A. Sistema de Geração DC (Esquemático) (52)

SEÇÃO II
SISTEMA DE FONTE EXTERNA (24 - 40 - 00)

2-24-6. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-24-4)

O sistema de fonte externa é constituído por um receptáculo para a tomada de fonte externa, por um relé auxiliar de fonte externa (K8) e por um relé de fonte externa (K9). A tomada de fonte externa está localizada na fuselagem próxima ao bordo de fuga da asa direita e os relés K8 e K9 estão localizados na caixa de relés DC.

2-24-7. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE FONTE EXTERNA (figura 2-24-5)

Com a fonte externa conectada ao avião e o interruptor SEL BAT na posição FONTE EXT, o relé auxiliar de fonte externa e o relé de fonte externa são energizados. O relé de fonte externa, ao ser energizado, conecta a fonte externa à barra principal.

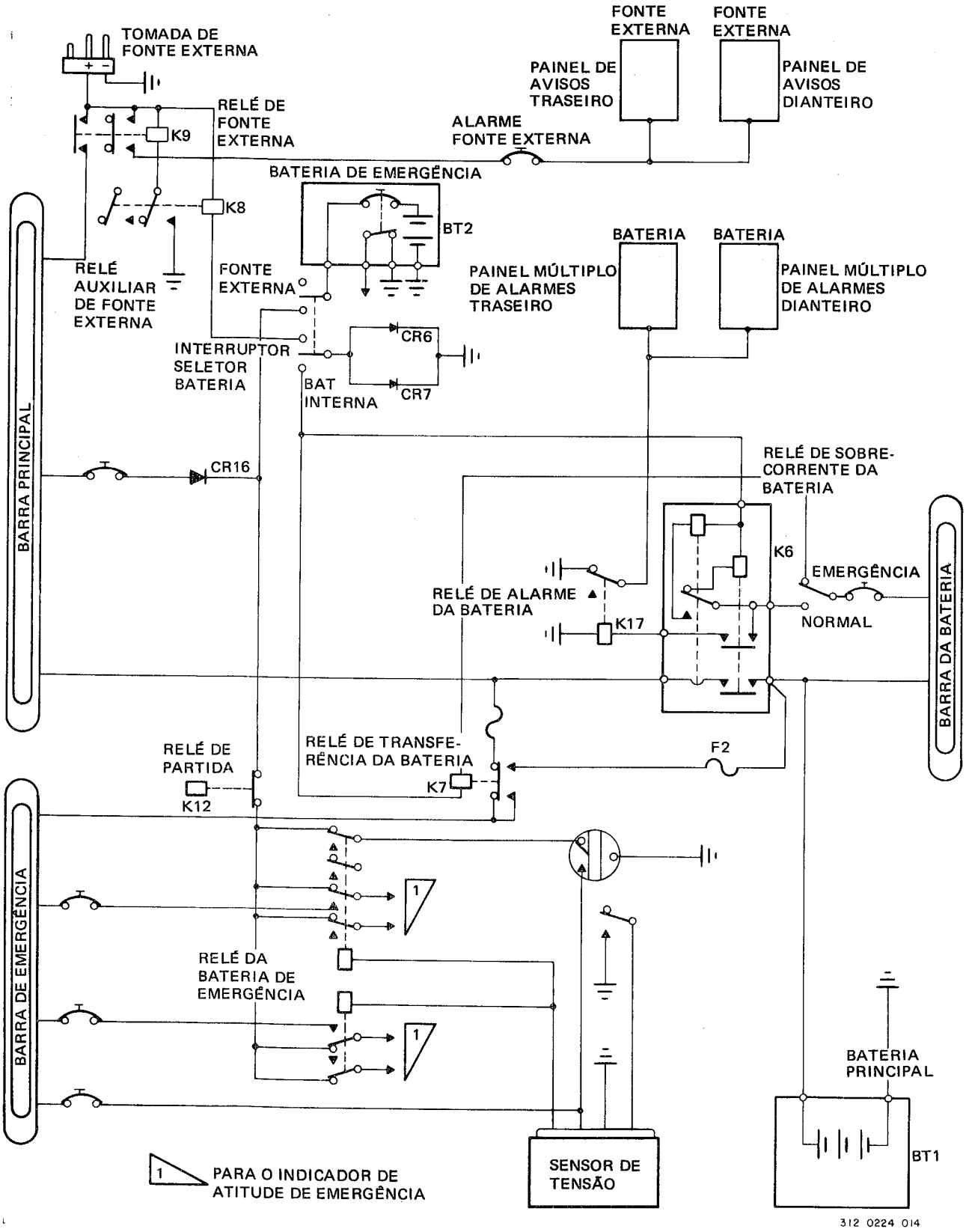


Figura 2-24-4. Sistema de Bateria e Fonte Externa (Esquemático)

SEÇÃO II

SISTEMA DE DISTRIBUIÇÃO DE ENERGIA ELÉTRICA (24 - 50 - 00)

2-24-8. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-24-5)

A energia elétrica DC e AC do avião é distribuída por barras de ligação através de disjuntores aos diversos circuitos.

A barra principal pode ser alimentada, dependendo da condição, pelo gerador, pela bateria principal ou pela fonte externa.

A barra de emergência é alimentada pela barra principal, em condições normais, ou pela bateria principal em condições de emergência.

A barra da bateria é alimentada pela barra principal, em condições normais, ou pela bateria principal, em condições de emergência.

As barras AC do avião são alimentadas pelos conversores estáticos PS7 e PS4.

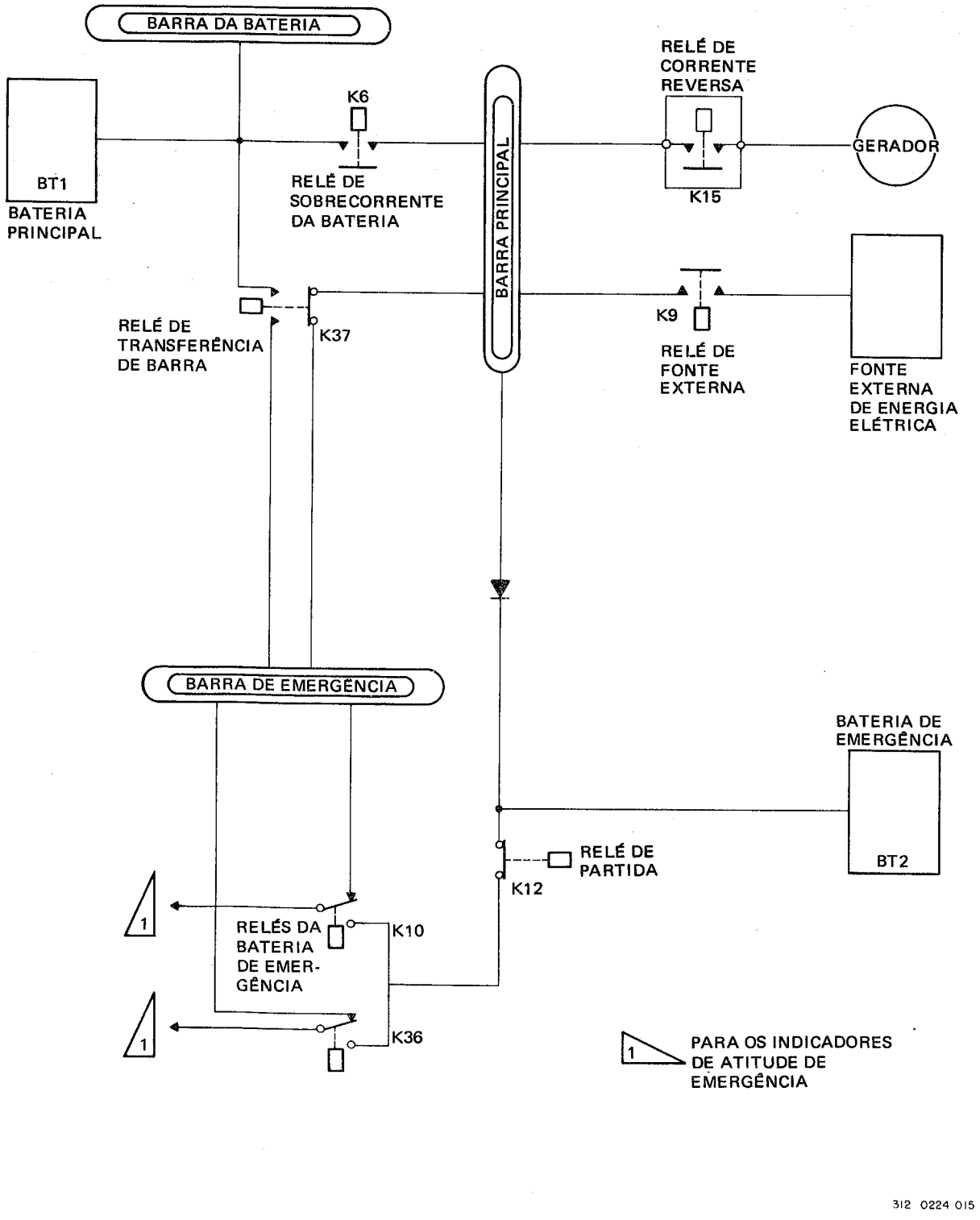


Figura 2-24-5. Sistema de Distribuição de Energia Elétrica (Esquemático)

SEÇÃO II

SISTEMA TRANSMISSOR-LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA (25-60-00)

2-25-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-25-1)

O transmissor-localizador de emergência (DMELT-8 ou DMELT-14-1) destina-se a emitir sinais de RF nas freqüencias de 121,5 e 243 MHz, destinados a facilitar a localização da aeronave nas operações de busca e salvamento.

O transmissor-localizador de emergência compõe-se dos seguintes elementos: um tramissor localizado no cone de cauda, entre as cavernas 19 e 20; uma antena localizada no cone de cauda, entre as cavernas 20 e 21; um interruptor para controle remoto localizado no painel inferior dianteiro.

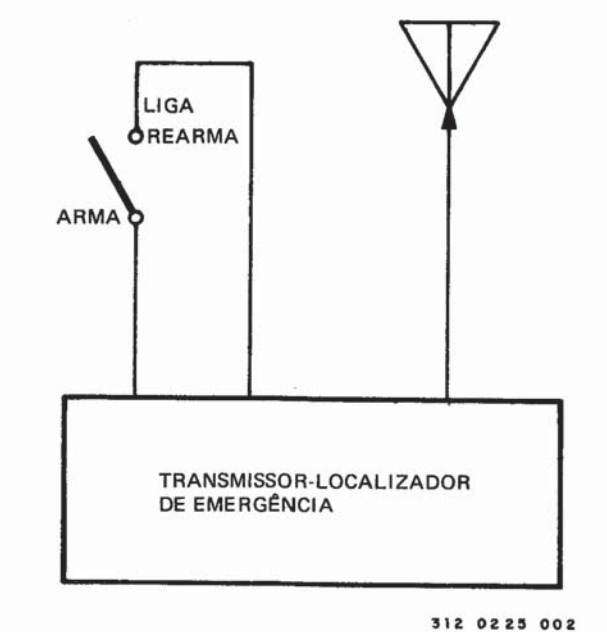


Figura 2-25-1. Diagrama Esquemático do Transmissor-Localizador de Emergência.

2-25-2. OPERAÇÃO DO TRAMISSOR-LOCALIZADOR DE EMERGÊNCIA (figuras 2-25-1 e 2-25-2)

O transmissor-localizador de emergência (DMELT-8 ou DMELT-14-1) opera manualmente ou automaticamente.

Com o interruptor do transmissor na posição AUTO e o interruptor do painel inferior dianteiro na posição ARMA, o transmissor entra automaticamente em operação, quando a aeronave é submetida a um impacto no eixo longitudinal de 5 a 7G.

A operação manual do transmissor é feita posicionando-se o interruptor do transmissor em ON ou posicionando-se o interruptor do transmissor em AUTO e o interruptor do painel inferior dianteiro em LIGA-REARMA.

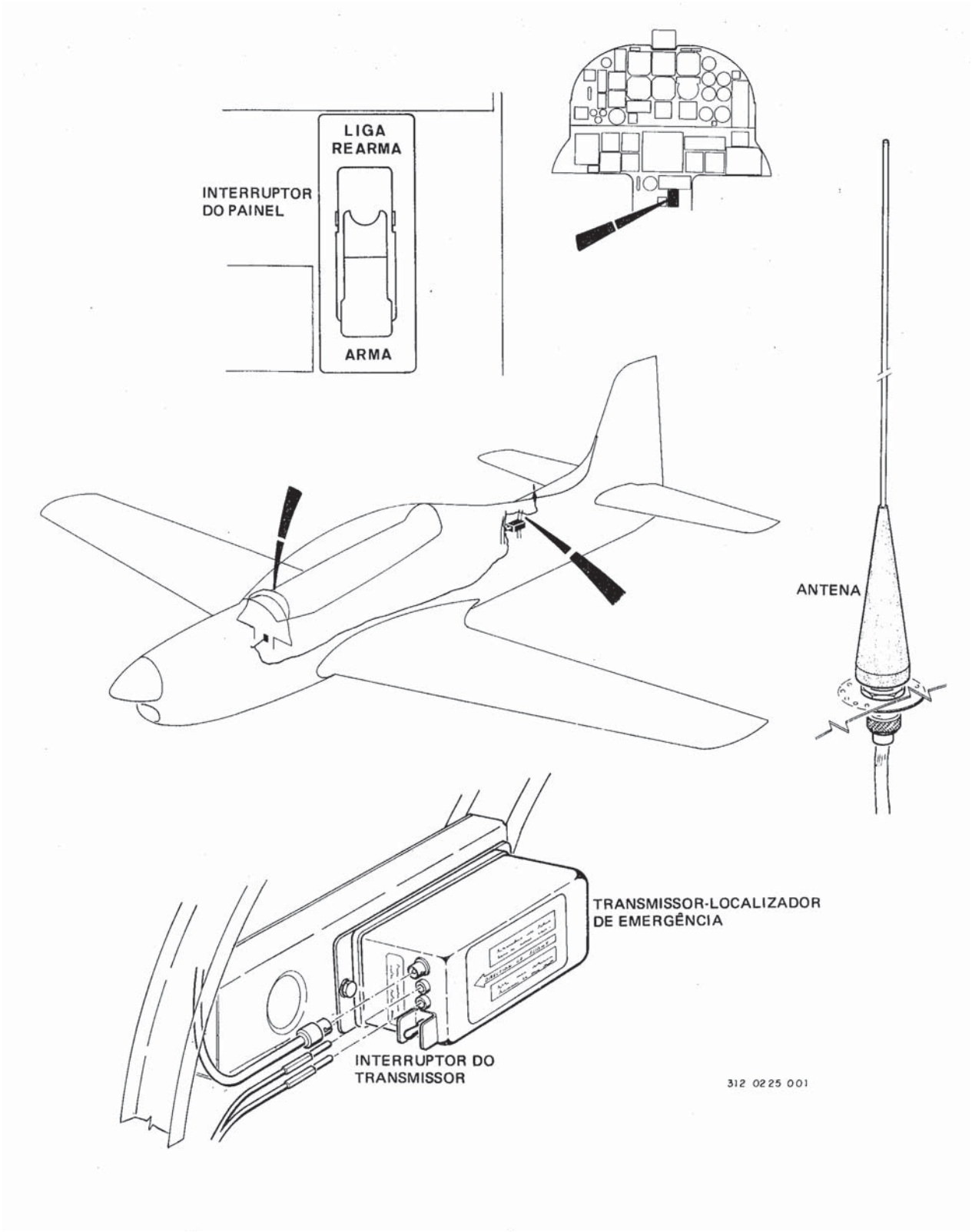


Figura 2-25-2. Componentes do Sistema Transmissor - Localizador de Emergência (DMELT-8) (Folha 1 de 2)

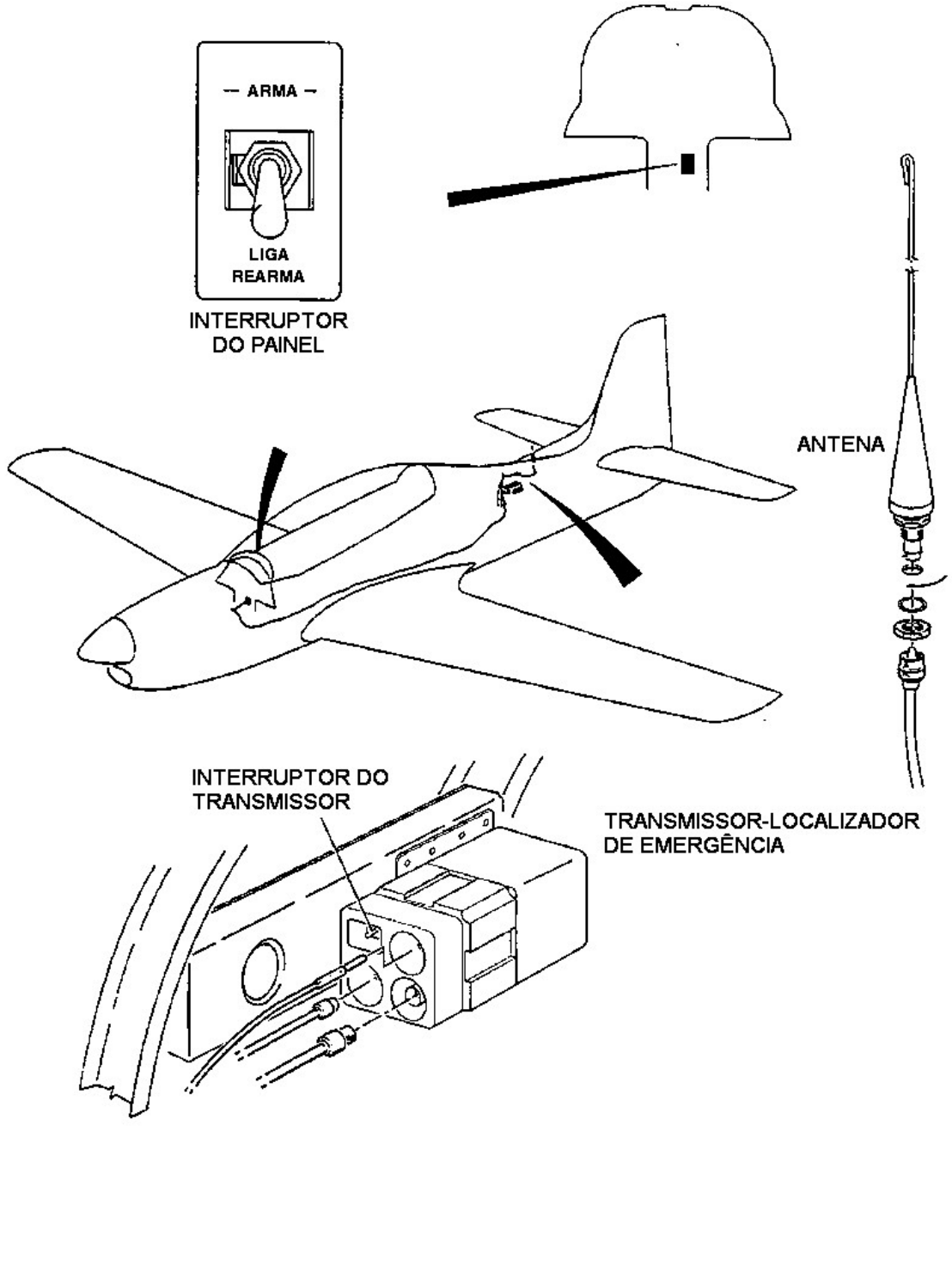


Figura 2-25-2. Componentes do Sistema Transmissor - Localizador de Emergência (DMELT-14-1) (Folha 2 de 2)

SEÇÃO II
SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO (26 - 00 - 00)

2-26-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-26-1)

O sistema é constituído basicamente de um detector de fogo, tipo contínuo, posicionado estrategicamente através das regiões do motor, onde existe maior probabilidade de ocorrência de fogo.
A indicação da existência de fogo no motor é feita por meio de luzes com as inscrições ALARME e FOGO, localizadas nos painéis dianteiro e traseiro, além de um alarme sonoro para ambos os postos de pilotagem.
O sistema é alimentado pela barra de emergência de 28 V DC.

2-26-2. DETECTOR DE FOGO

O detector de fogo consiste de um tubo, contendo gás inerte, selado em uma das extremidades e, na outra, acoplado a uma membrana com dois contactos elétricos. Um dos contactos (NF) estará sempre fechado, enquanto houver gás no tubo, e será usado para testar a integridade do sistema. O outro contacto (NA) estará normalmente aberto e passará para a condição fechado, sempre que houver um sobreaquecimento brusco em uma pequena região do detector ou um sobreaquecimento lento ao longo de uma considerável extensão do detector.

2-26-3. OPERAÇÃO DO SISTEMA (figura 2-26-2)

Em caso de fogo ou sobreaquecimento do motor, a pressão do gás contido no detector aumenta, fechando o contacto NA. Isso faz com que seja enviado um sinal de atuação para a luz ALARME, luz FOGO e alarme sonoro (fone) de ambos os postos de pilotagem. A luz ALARME permanece piscando e pode ser cancelada, juntamente com o alarme sonoro, mediante pressão na própria luz ALARME. A luz FOGO permanece acesa, até que seja eliminada a causa do sobreaquecimento e o detector retorne à temperatura normal.
Um botão de teste, localizado próximo à luz FOGO de cada posto de pilotagem, permite testar o sistema, enviando um sinal ao conjunto de luzes e ao alarme sonoro.

2-26-4. EQUIPAMENTOS DE APOIO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio necessários para os procedimentos de manutenção e testes operacionais do sistema de indicação e registro.
Veja a tabela 2-26-1.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269B	Fonte Externa de Energia Elétrica – FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica

Tabela 2-26-1. Equipamento de Apoio

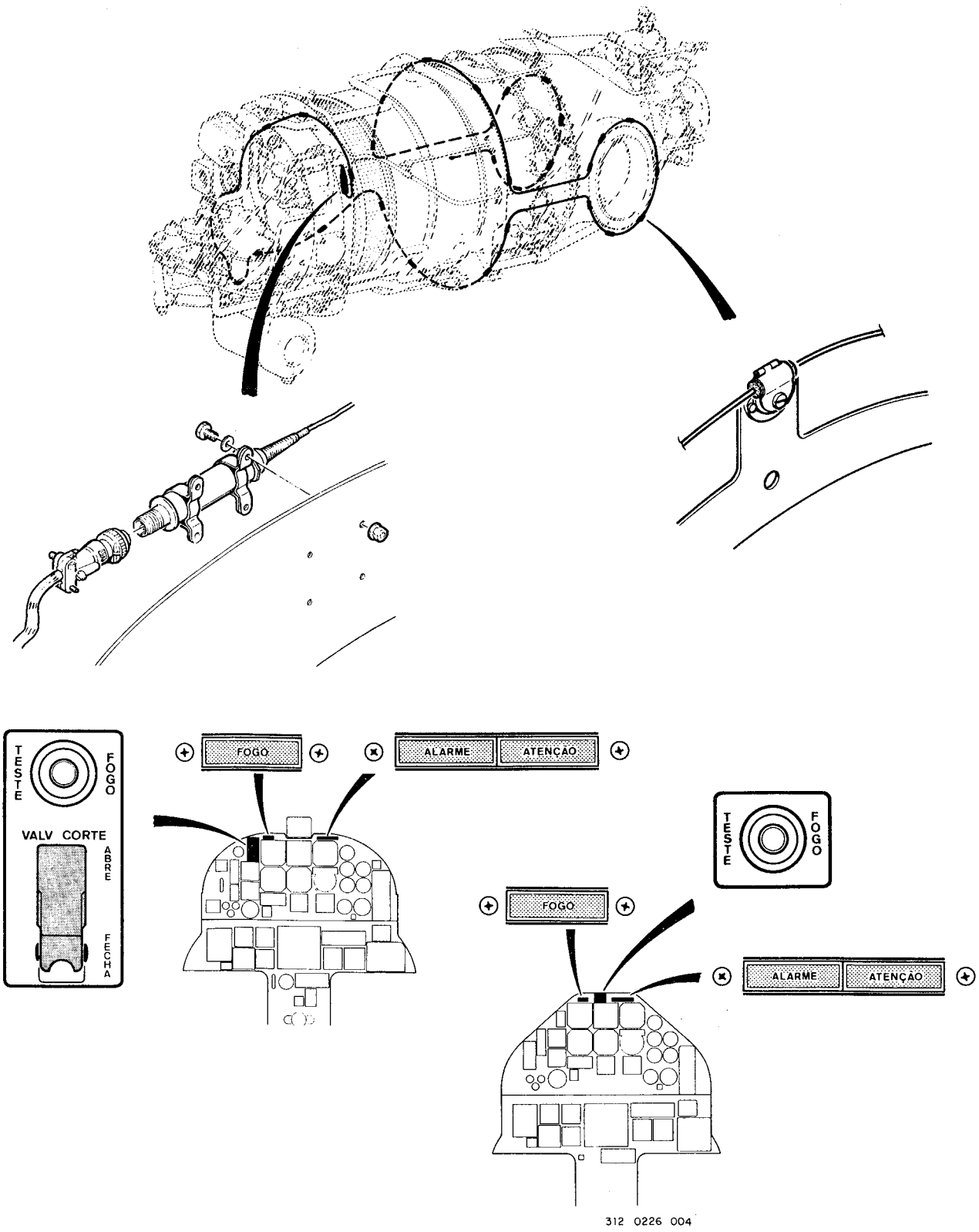


Figura 2-26-1. Componentes do Sistema de Detecção de Fogo

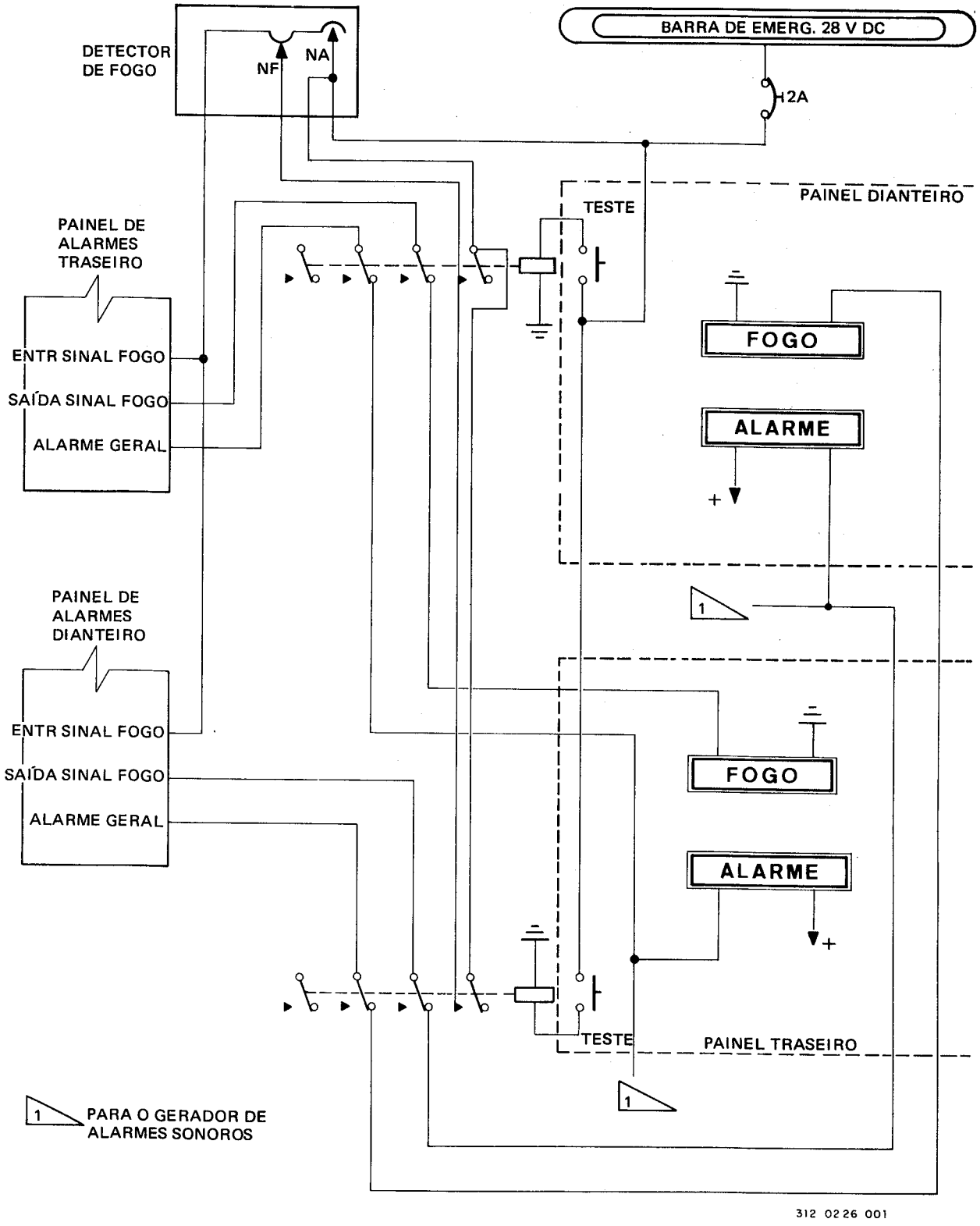


Figura 2-26-2. Sistema de Detecção de Fogo (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE COMANDOS DE VÔO (27 - 00 - 00)

2-27-1. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de comando primário de vôo é constituído pelos sistemas de comando dos ailerons, do leme e do profundor. As superfícies são acionadas, nos postos dianteiro e traseiro da cabine de pilotagem, através dos manches e pedais. A transmissão dos movimentos é feita por meio de hastes, cabos de comando (3/16 pol 7 x 19), guinhóis e roldanas. Os sistemas são dotados de batentes mecânicos reguláveis, para evitar sobredeflexões e sobrecarga e possuem esticadores, que permitem a regulagem da tensão dos cabos de comando. Um dispositivo de trava possibilita o bloqueio dos comandos do aileron e do profundor, no solo.

O sistema de comando secundário de vôo é constituído pelos sistemas de compensação dos ailerons, do leme e do profundor. Os sistemas de compensação são sistemas eletromecânicos controlados por interruptores elétricos momentâneos, nos postos de pilotagem dianteiro e traseiro da cabine de pilotagem. A compensação lateral é exercida por um mecanismo que atua sobre o comando primário de ailerons; o leme e o plano esquerdo do profundor possuem superfícies aerodinâmicas de compensação.

O sistema de compensação lateral age diretamente, através de um atuador linear, de um guinhol e de molas, no guinhol central do comando primário de ailerons, alterando o neutro do sistema. Os ailerons são providos de compensadores de atuação automática, destinados a diminuir os esforços de comando.

A compensação direcional é obtida por acionamento de um atuador linear, que age através de guinhol e haste no compensador do leme.

O compensador do leme tem ainda atuação automática para diminuição de esforços de comando.

A compensação do profundor é obtida por meio do acionamento de um atuador linear que age através do guinhol e da haste no compensador do plano esquerdo do profundor. Os sistemas possuem microcontactores limitadores de curso dos atuadores lineares, para impedir sobredeflexões e sobrecargas. Instrumentos indicam a posição instantânea de compensação dos três eixos.

O sistema de acionamento dos flapes é constituído pelos subsistemas de comando e atuação, controle, interligação mecânica e indicação. O comando, do tipo posição pré-selecionada, é feito por duas chaves seletoras, que energizam um motor elétrico de 28 V DC. Este transmite o movimento, por meio de cabos flexíveis, para dois atuadores lineares, que acionam os flapes. A unidade de controle recebe informações, através de cabos tipo teleflex, sobre as posições comandada e instantânea dos flapes e mantém o sistema energizado, até que haja coincidência entre as duas. O sistema possui microcontactores limitadores de curso dos flapes, reguláveis, que evitam sobredeflexões e sobrecargas. A interligação mecânica, feita por um circuito de cabos de aço, que possui esticadores para regulagem da tensão, atua como proteção contra deflexão assimétrica dos flapes e provoca o acendimento das luzes âmbar, indicadoras de falha. Os cabos de aço, ligados a guinhóis solidários aos flapes, são tensionados por roldanas acopladas a um mecanismo detector de falhas. Instrumentos indicam a posição instantânea dos flapes.

As aeronaves são equipadas com um detector de estol, localizado no bordo de ataque da asa esquerda.

O detector de estol envia um sinal para o sistema de alarme sonoro (Ref. 31-00-00 desta seção), quando a aeronave atinge uma condição de pré-estol.

Em pontos adequados estão localizadas janelas de acesso, para facilitar a inspeção, a remoção, a instalação e a manutenção dos componentes do sistema de comandos de vôo.

SEÇÃO II
SISTEMAS DE COMANDO E COMPENSAÇÃO DOS AILERONS (27 - 10 - 00)

2-27-2. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE COMANDO DOS AILERONS (figura 2-27-1)

O sistema de comando dos ailerons é constituído por dois manches, interconectados por meio de um tubo de torção e ligados, através de cabos de comando (3/16 pol 7 x 19), de guinhóis, de roldanas e de hastes a dois ailerons, estaticamente balanceados. A partir dos manches, o movimento é transmitido por meio da haste ao guinhol central, localizado na seção central da asa. Cabos de comando, montados numa das extremidades deste guinhol, transmitem o movimento para os guinhóis de comando, situados nas asas, que acionam, por meio de hastes, os ailerons. O circuito de cabos de comando é complementado por um cabo de retorno, que interliga os guinhóis de comando. Os cabos de comando passam por roldanas de orientação. O sistema possui batentes mecânicos reguláveis, situados próximos ao manche do posto traseiro da cabine de pilotagem e aos guinhóis dos ailerons, que limitam o curso dos mesmos. A regulagem é feita de modo que os batentes dos guinhóis dos ailerons atuem antes dos batentes dos manches.

2-27-3. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMANDO DOS AILERONS

O comando lateral (rolamento) é obtido por meio de movimento dos manches para os lados. Este é transmitido para os ailerons, que se movem simultaneamente, em sentidos opostos. Quando qualquer um dos manches é comandado para a direita, o bordo de fuga do aileron direito tem movimento ascendente e o bordo de fuga do aileron esquerdo tem movimento descendente. O comando de qualquer um dos manches para a esquerda provoca a movimentação descendente do bordo de fuga do aileron direito e a movimentação ascendente do bordo de fuga do aileron esquerdo.

2-27-4. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE COMPENSAÇÃO DOS AILERONS (figura 2-27-2)

O sistema de compensação automática dos ailerons é constituído por dois compensadores, articulados aos ailerons, que possuem atuação automática conjugada com o movimento dos mesmos. O sistema de compensação comandada possui um atuador linear, localizado na seção central da asa, que incorpora o motor atuador, os microcontactores limitadores de curso e o transmissor de posição. Acionado por interruptores elétricos momentâneos, situados nos punhos dos manches, o atuador linear age através de guinhol de compensação e molas, deslocando o guinhol central do sistema de comando dos ailerons. O movimento é transmitido aos ailerons havendo, também, deslocamento dos manches. O comando é feito nos postos dianteiro e traseiro da cabine de pilotagem, existindo prioridade para acionamento feito no posto traseiro. Os batentes do sistema são microcontactores, que desenergizam o motor do atuador linear, quando este atinge os seus limites de curso, tanto no sentido de extensão como no de retração. Os instrumentos indicadores da posição instantânea de compensação lateral, localizados em ambos os painéis de instrumentos, recebem informação do transmissor incorporado ao atuador linear.

2-27-5. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMPENSAÇÃO DOS AILERONS

A compensação lateral automática é obtida por meio de movimento automático dos compensadores, conjugado com o dos ailerons e em sentido oposto ao destes. Desta maneira, a um movimento ascendente do bordo de fuga do aileron corresponde um movimento descendente do bordo de fuga do compensador e à movimentação descendente do bordo de fuga do aileron corresponde a movimentação ascendente do bordo de fuga do compensador. A compensação lateral comandada é feita por meio do acionamento dos interruptores elétricos momentâneos, que energizam o motor do atuador linear, o qual transmite o movimento aos ailerons. Quando qualquer um dos interruptores é comandado para a direita, o atuador linear é retraído, o bordo de fuga do aileron direito tem movimento ascendente e o bordo de fuga do aileron esquerdo tem movimento descendente. O comando de qualquer um dos interruptores para a esquerda provoca a extensão do atuador linear e a movimentação descendente do bordo de

fuga do aileron direito e a movimentação ascendente do bordo de fuga do aileron esquerdo.

2-27-6. MANCHES (figura 2-27-3)

Cada um dos manches, que aciona os ailerons, é constituído por uma estrutura tubular, fixada a um suporte articulado na estrutura da aeronave.
Os dois manches são interligados por meio de um tubo de torção, que une os dois suportes, e através de uma haste, que liga as suas extremidades inferiores, de modo que seus movimentos são sincronizados. Os punhos dos manches, são dotados de dispositivos de acionamento dos sistemas de comunicação, de armamento e de compensação dos ailerons e do profundor.
Na parte intermediária do manche, do posto dianteiro da cabine de pilotagem, é fixado, por meio de um suporte, o pino onde é posicionada a alavanca de travamento dos comandos dos ailerons e do profundor. Na parte inferior do manche do posto traseiro, estão montadas as hastes de ligação ao guinhol central do sistema de comando dos ailerons e ao guinhol dianteiro do sistema de comando do profundor. Dois batentes mecânicos reguláveis estão instalados em suportes próximos à parte inferior do manche do posto traseiro, para limitação do seu movimento lateral. O curso para a frente e para trás é limitado por dois batentes mecânicos, situados nas extremidades inferiores dos manches, sendo um dos batentes localizado no posto dianteiro e o outro no posto traseiro. As partes inferiores dos manches são cobertas por capas de proteção.

2-27-7. AILERONS (figura 2-27-4)

Os ailerons são de construção metálica e constituído de uma longarina, perfis, nervuras e chapas de revestimento. É articulado à longarina traseira da asa em três pontos, por meio de suportes de liga de alumínio, dotados de rolamentos autocompensadores. Os ailerons são balanceados dinamicamente, por meio de massas de chumbo, e neles estão articulados os compensadores.

2-27-8. COMPENSADORES DOS AILERONS (figura 2-27-5)

Os compensadores dos ailerons são de construção metálica e constituídos de um perfil, nervuras e chapas de revestimento. São articulados aos ailerons através de dobradiça contínua. Os compensadores dos ailerons são estaticamente balanceados por meio de massas de chumbo.

2-27-9. ATUADORES LINEARES DOS SISTEMAS DE COMPENSAÇÃO

Os atuadores lineares, dispositivos eletromecânicos que acionam os sistemas de compensação comandada dos ailerons, do leme e do profundor, são constituídos por um motor elétrico e pelo corpo do atuador, que formam um único conjunto. O movimento rotativo do motor atuador, acionado pelos interruptores elétricos momentâneos, situados nos punhos dos manches e nas manetes do motor, é transformado em movimento linear do parafuso de acionamento, que é articulado, por rótula, ao guinhol de comando.
Os microcontactores limitadores de curso, que interrompem o funcionamento do motor atuador quando são atingidos os finais de curso, estão incorporados ao atuador linear. Este possui um transmissor que fornece informação para o instrumento indicador de posição instantânea de compensação. Os atuadores lineares dos sistemas de compensação dos ailerons, do leme e do profundor são fixados, por meio da rótula, respectivamente, às estruturas da seção central da asa, da deriva e do estabilizador horizontal.

2-27-10. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção dos sistemas de comando e compensação dos ailerons.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLUICAÇÃO
312-00009-001-W26H	Dispositivo para travar o aileron em neutro	—	Regulagens e verificações do sistema do aileron
312-00040-003-W26H	Pino-trava	—	Instalação de cabos de comando Verificação e regulagem da tensão dos cabos de comando Regulagem da cinemática do sistema
EMB 00275-001	Pino-trava do manche (Aileron)	—	Regulagem da cinemática do sistema
T60-100-1C8-1A	Tensiômetro	Equivalente	Verificação e regulagem da tensão dos cabos de comando
EMB-00540-001	Dispositivo para medir deflexões	Equivalente	Teste funcional do sistema do aileron Regulagem das deflexões dos ailerons
CST2820	Clinômetro	Equivalente	Regulagem da cinemática do sistema do aileron Teste funcional do sistema
KS 5549	Clinômetro Digital	Equivalente	Regulagem da cinemática do sistema do aileron Teste funcional do sistema
6456B	FEEE (28 V DC)	Equivalente	Teste funcional do sistema do aileron Instalação de componente

Tabela 2-27-1. Equipamentos de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	FF-P-386	MS24665-132
Contrapino	FF-P-386	MS24665-71
Contrapino	FF-P-386	MS24665-134
Pino	—	NAS427K27
Pino	—	NAS427K13
Arame de freno	MS20995	MS20995C32
Grampo de freno	MIL-T-8878	MS21256-2

Tabela 2-27-2. Material de Consumo

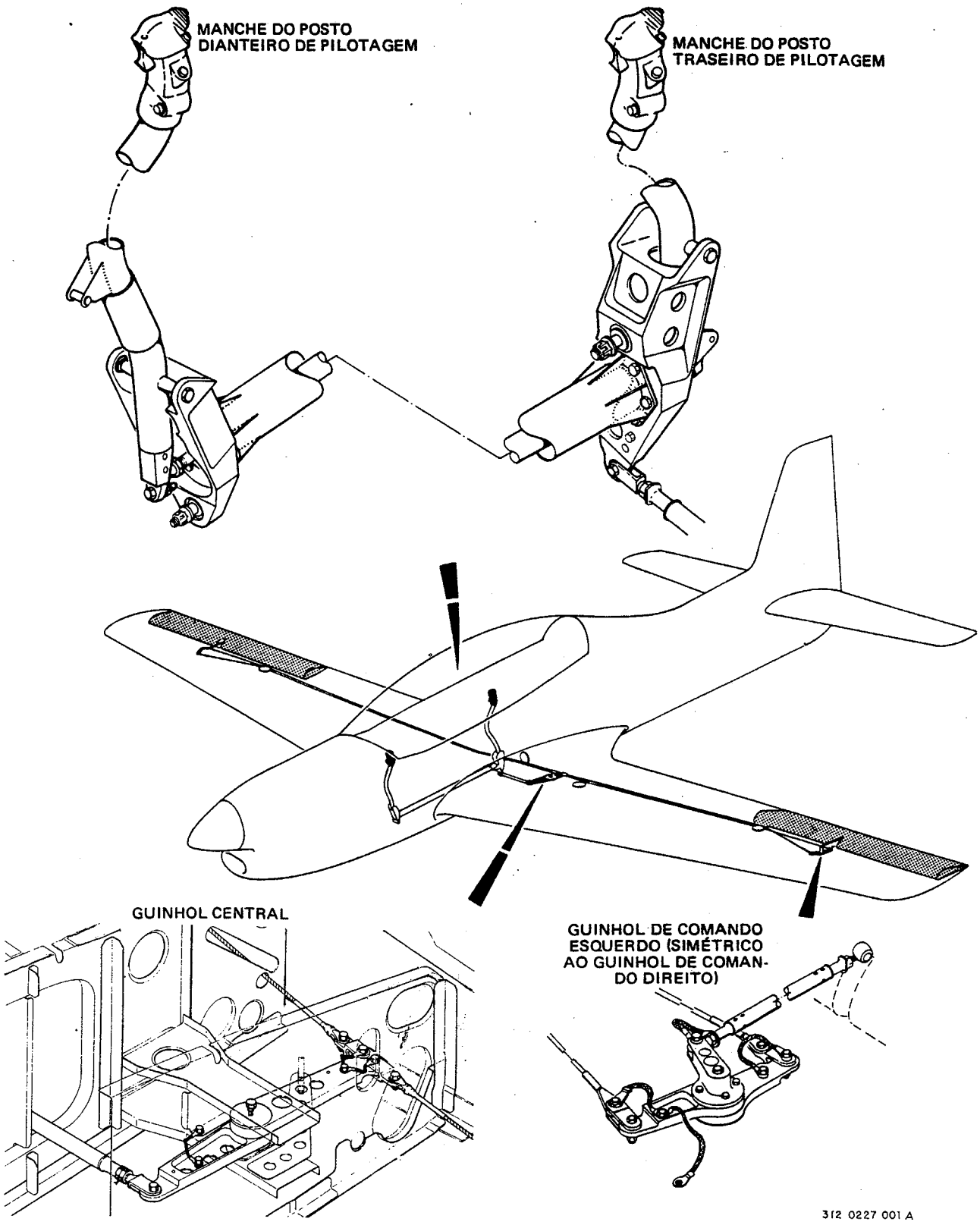


Figura 2-27-1. Sistema de Comando dos Ailerons

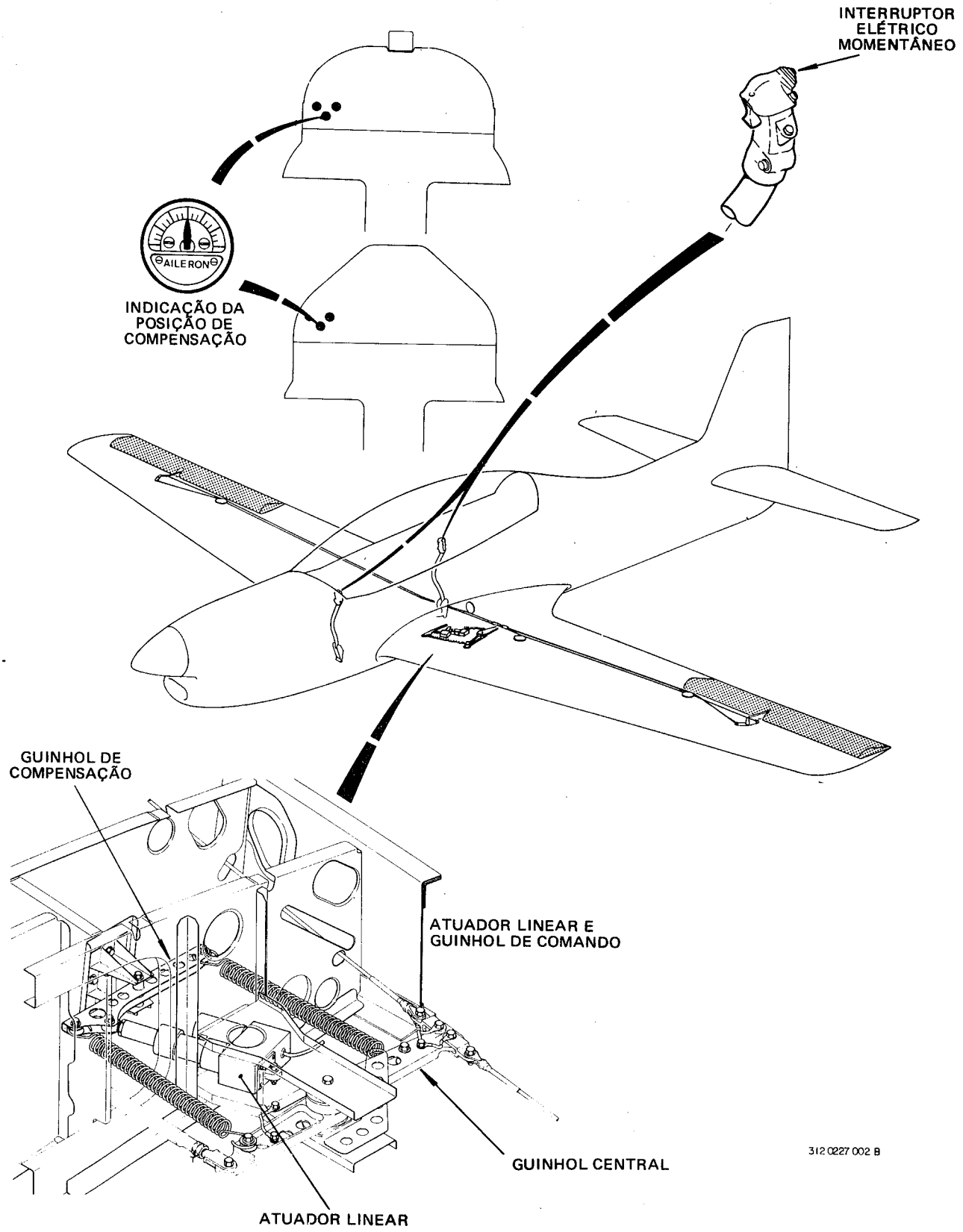


Figura 2-27-2. Sistema de Comando de Compensação dos Ailerons

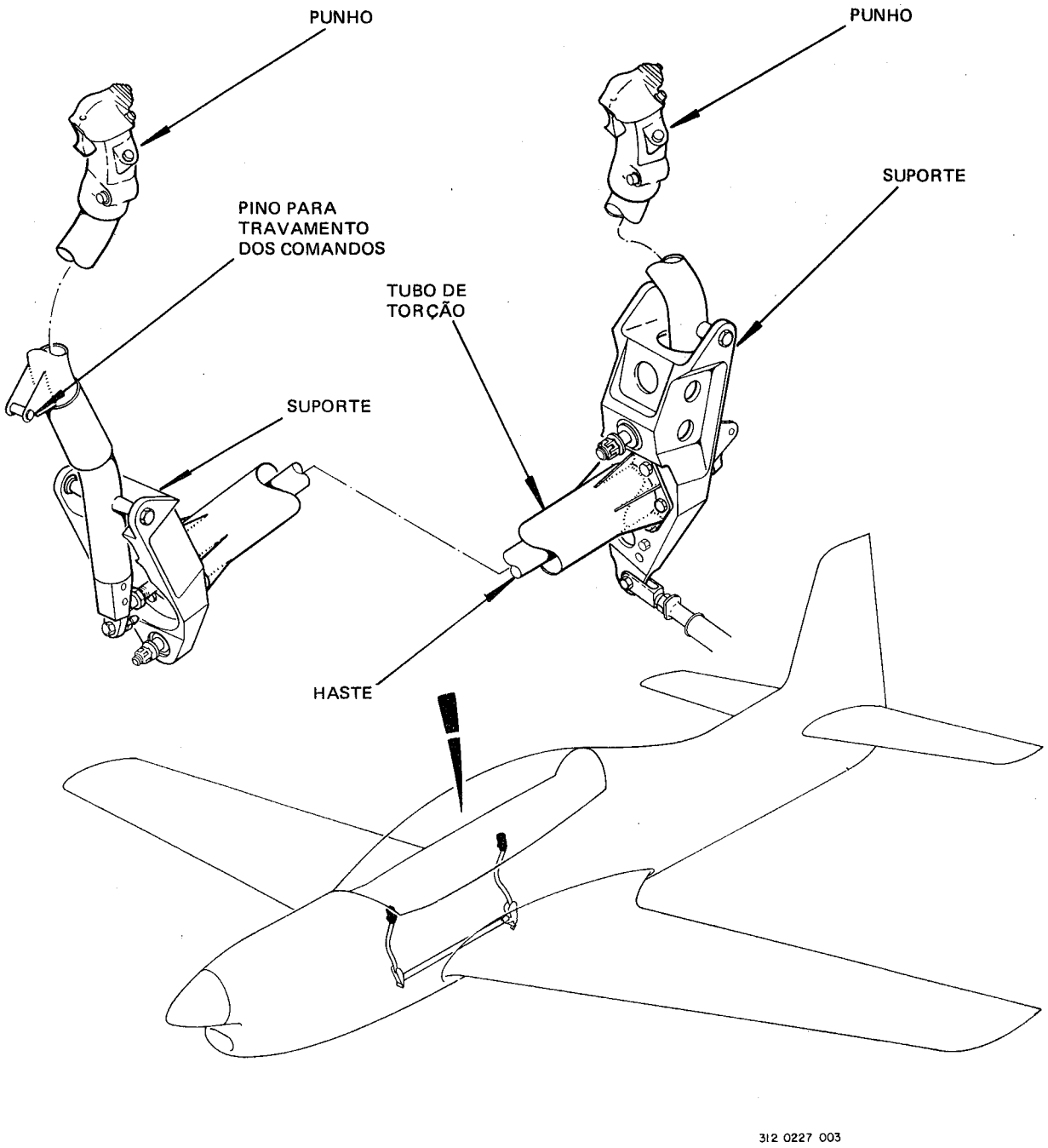


Figura 2-27-3. Manches

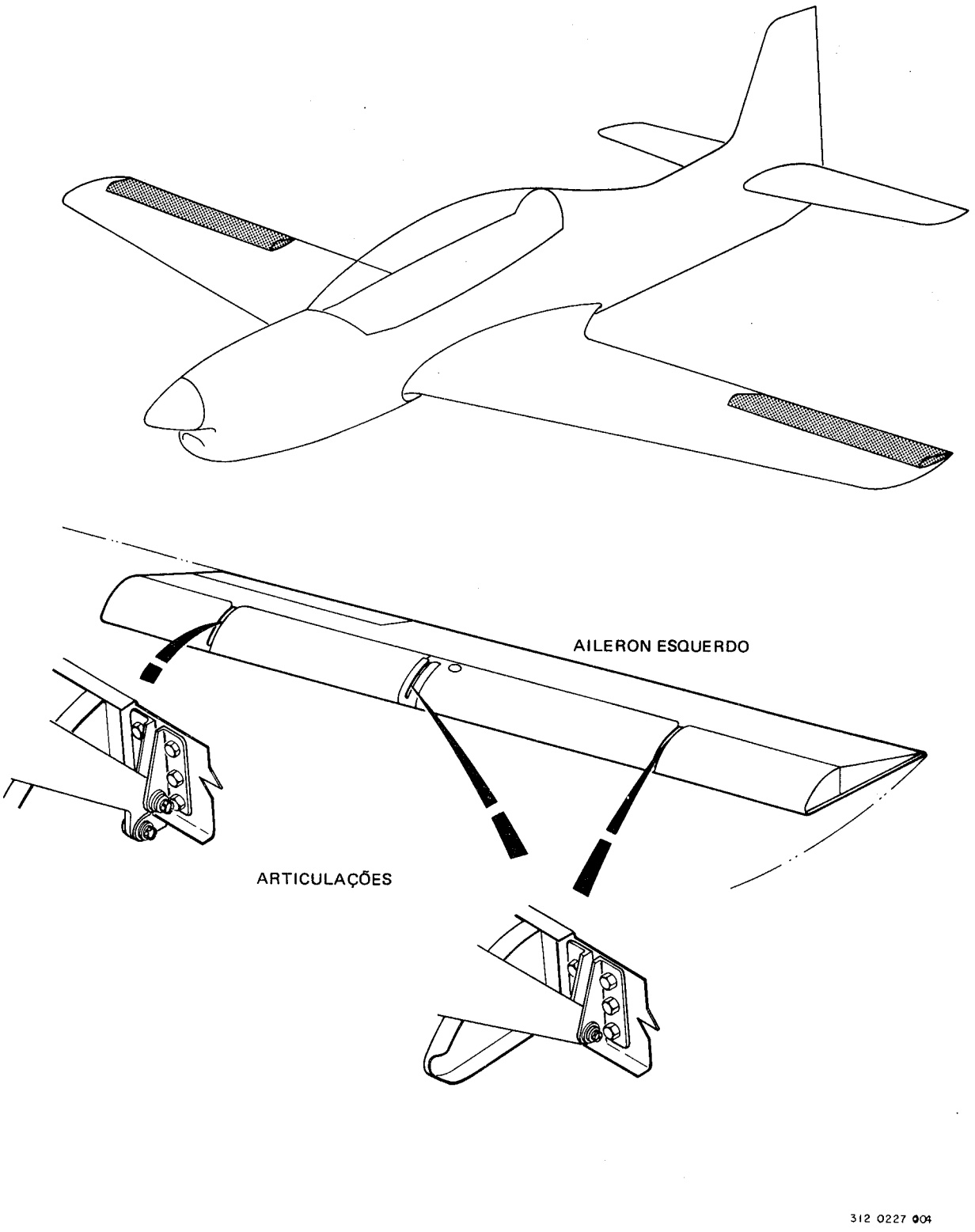


Figura 2-27-4. Ailerons

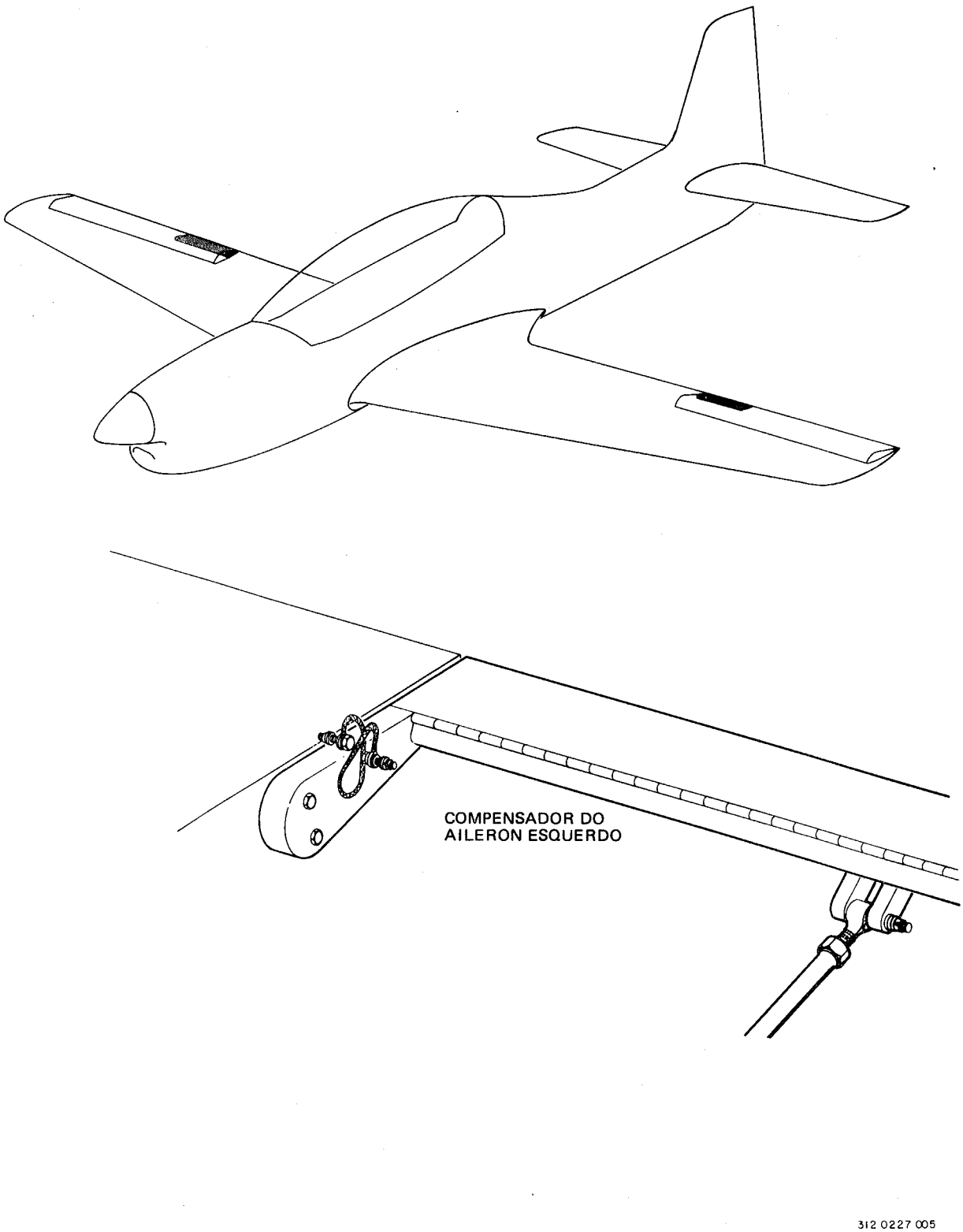


Figura 2-27-5. Compensadores dos Ailerons

SEÇÃO II
SISTEMAS DE COMANDO E COMPENSAÇÃO DO LEME DE DIREÇÃO (27 - 20 - 00)

2-27-11. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE COMANDO DO LEME (figura 2-27-6)

O sistema de comando do leme é constituído por dois conjuntos de pedais interconectados por meio de uma haste e ligados através de cabos de comando (3/16 pol 7x 19), guinhóis, roldanas e hastes ao leme, estaticamente balanceado. A partir dos pedais, o movimento é transmitido, por meio da haste, ao guinhol dianteiro, localizado na seção central da fuselagem. Cabos de comando, montados na extremidade deste guinhol, transmitem o movimento para o guinhol do leme. Este guinhol, solidário à estrutura do leme, aciona-o. Os cabos de comando passam pelas roldanas de orientação. O sistema possui batentes mecânicos reguláveis, situados próximos aos pedais e ao leme, que limitam os cursos dos mesmos. A regulagem é feita de modo que os batentes do leme atuem antes dos batentes dos pedais.

2-27-12. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMANDO DO LEME

O comando direcional (guinada) é obtido por meio de movimento dos pedais para a frente e para trás. Este movimento é transmitido para o leme. Quando qualquer um dos pedais direitos é pressionado para a frente, o bordo de fuga do leme movimenta-se para a direita. A pressão feita em qualquer dos pedais esquerdos provoca a movimentação do bordo de fuga do leme para a esquerda.

2-27-13. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE COMPENSAÇÃO DO LEME (figura 2-27-7)

O sistema de compensação automática do leme é constituído por um compensador, articulado ao leme, que possui atuação automática conjugada com o movimento do mesmo.

O sistema de compensação comandada do leme possui um atuador linear, localizado na deriva, que incorpora motor atuador, microcontactores limitadores de curso e transmissor de posição. Acionado por meio de interruptores elétricos momentâneos, situados nos punhos das manetes do motor, o atuador linear age, através do guinhol de comando e da haste, deslocando o compensador. O comando é feito nos postos dianteiro e traseiro da cabine de pilotagem, existindo prioridade para acionamento feito no posto traseiro. Os batentes do sistema são microcontactores que desenergizam o motor do atuador linear, quando este atinge os seus limites de curso, tanto no sentido de extensão como no de retração. Os instrumentos indicadores da posição instantânea de compensação direcional, localizados em ambos os painéis de instrumentos, recebem informação do transmissor incorporado ao atuador linear.

2-27-14. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMPENSAÇÃO DO LEME

A compensação direcional automática é obtida por meio do movimento automático do compensador, conjugado com o do leme, e em sentido oposto ao movimento do leme. Desta maneira, a um movimento para a direita do bordo de fuga do leme corresponde um movimento para a esquerda do bordo de fuga do compensador e à movimentação para a esquerda do bordo de fuga do leme corresponde a movimentação para a direita do bordo de fuga do compensador. A compensação direcional comandada é feita por meio do acionamento dos interruptores elétricos momentâneos, que energizam o motor do atuador linear, o qual transmite o movimento ao compensador. Quando qualquer um dos interruptores é pressionado no lado direito, o atuador linear é retraído e o bordo de fuga do compensador tem movimento para a esquerda. A pressão feita no lado esquerdo de qualquer um dos interruptores provoca a extensão do atuador linear e a movimentação do bordo de fuga do compensador para a direita.

2-27-15. PEDAIS (figura 2-27-8)

Cada um dos conjuntos de pedais que acionam o leme é constituído por dois pares de pedais, suportados por uma

plataforma móvel, fixada à estrutura da fuselagem. Nesta plataforma está montada a extremidade superior de um tubo de torção, que é articulado em um suporte fixado à estrutura do piso da cabine de pilotagem. Na extremidade inferior do tubo de torção, que tem movimento de rotação quando qualquer dos pedais é pressionado, está montado um guinhol. Os dois conjuntos de pedais são interligados por meio de uma haste que une os dois guinhóis, de modo que seus movimentos são sincronizados. No guinhol do conjunto de pedais traseiro está fixada a haste de ligação ao guinhol dianteiro do sistema de comando do leme. Batentes mecânicos reguláveis são instalados nas plataformas, próximos às extremidades superiores dos tubos de torção, para limitação do curso dos pedais. Dispositivos comandados manualmente e instalados nos consoles centrais permitem a regulagem independente, nos dois postos de pilotagem, da posição dos conjuntos dos pedais. Estes acionam, também, os subsistemas de frenagem e comando direcional.

2-27-16. LEME (figura 2-27-9)

O leme de construção metálica, é constituído de uma longarina, perfis, nervuras e chapas de revestimento. É articulado à longarina traseira da deriva, em três pontos, por suportes de liga de alumínio, dotados de rolamentos autocompensadores. O leme é estaticamente balanceado por meio de massas de chumbo e nele está articulado o compensador.

2-27-17. COMPENSADOR DO LEME (figura 2-27-10)

O compensador do leme de construção metálica, é constituído de um perfil, nervuras e chapas de revestimento. É articulado ao leme por meio de uma dobradiça contínua. O compensador do leme é estaticamente balanceado por meio de massas de chumbo.

2-27-18. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção dos sistemas de comando e compensação do leme de direção.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
312-00060-001-W26H	Dispositivo para travar o leme em neutro	—	Regulagens e teste funcional do sistema do leme
312-00022-001-W16E	Dispositivo para regulagem do leme	—	Regulagem das deflexões do leme
312-00040-003-W26H	Pino-trava	—	Regulagem da tensão dos cabos de comando Regulagem da cinemática do sistema
T60-10-1C8-1A	Tensiômetro	Equivalente	Verificação e regulagem da tensão dos cabos de comando
312-00362-001-W26H	Pino para bloqueio do leme	—	Regulagem e teste do comando do leme
312-07225-001-W16E	Dispositivo para regulagem da deflexão do compensador do leme	—	Regulagem e teste das deflexões do compensador do leme
312-07225-001-W26H	Pino-trava do compensador do leme	—	Regulagem e teste do comando do compensador do leme
6456B	FEEE (28 V DC)	Equivalente	Teste e verificação do sistema do leme Instalação de componente
EMB-00724-002	Plataforma	Equivalente	Remoção/Instalação do leme

Tabela 2-27-3. Equipamentos de Apoio no Solo

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	FF-P-386	MS24665-312
Contrapino	FF-P-386	MS24665-134
Contrapino	FF-P-386	MS24665-132
Arame de Freno	MIL-W-6713	MS20995C32
Arame de Freno	MIL-W-6713	MS20995C41
Arame de Freno	MIL-W-6713	MS20995C20
Amarrilho	MIL-S-23190	MS3367-1-9
Amarrilho	MIL-S-23190	MS3367-4-9
Grampo-Freno	MIL-T-8878	MS21256-2

Tabela 2-27-4. Material de Consumo

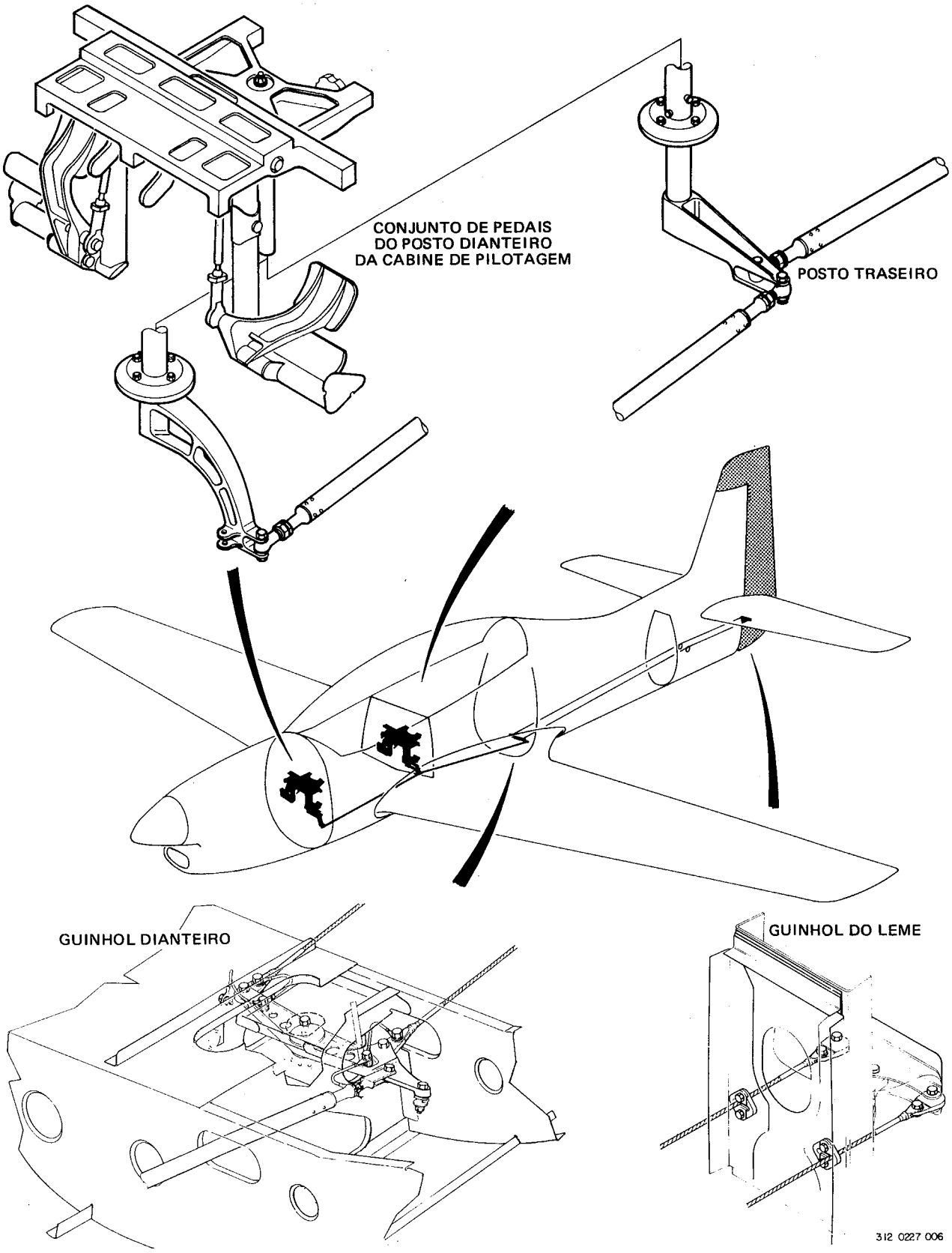


Figura 2-27-6. Sistema de Comando do Leme

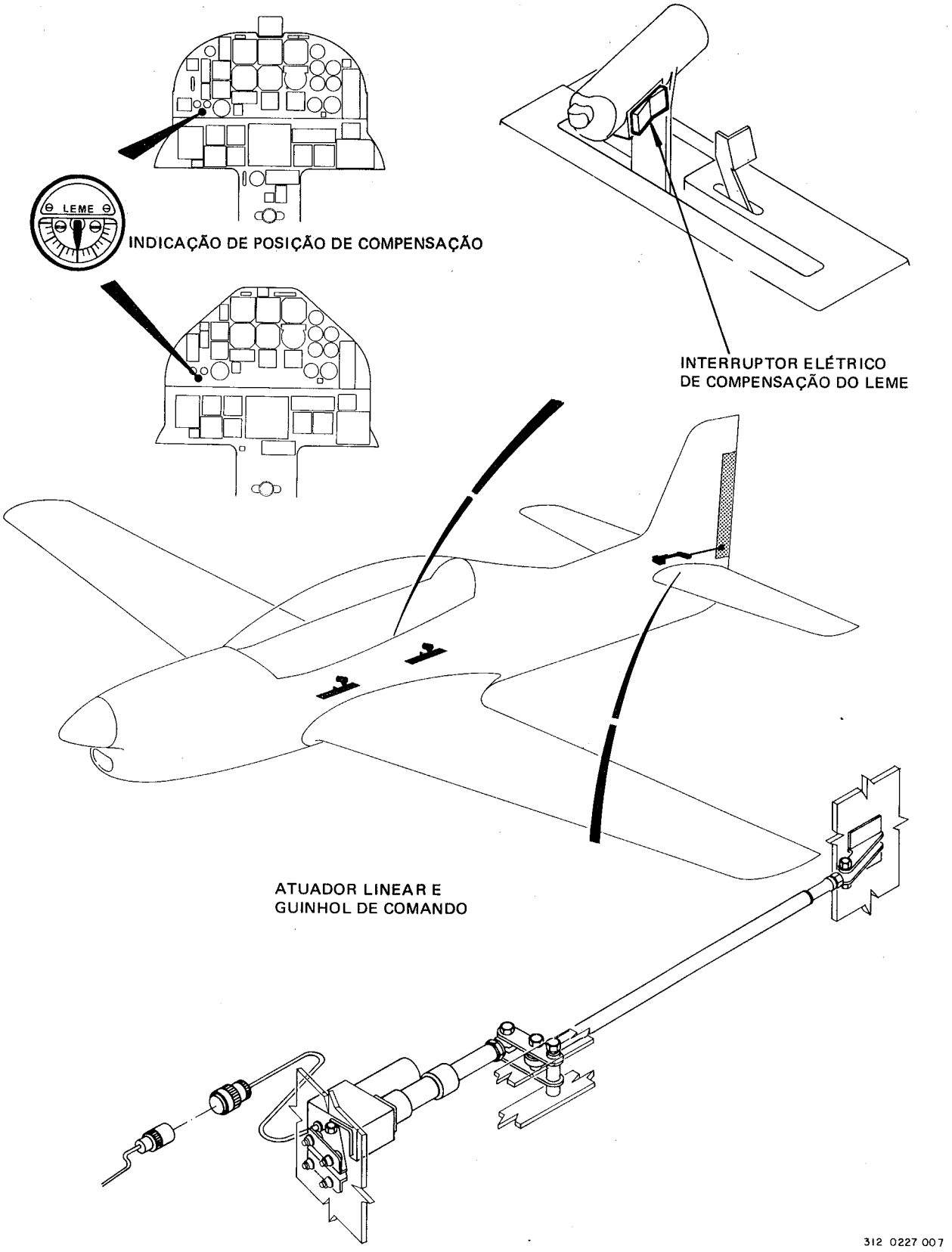


Figura 2-27-7. Sistema de Comando de Compensação do Leme

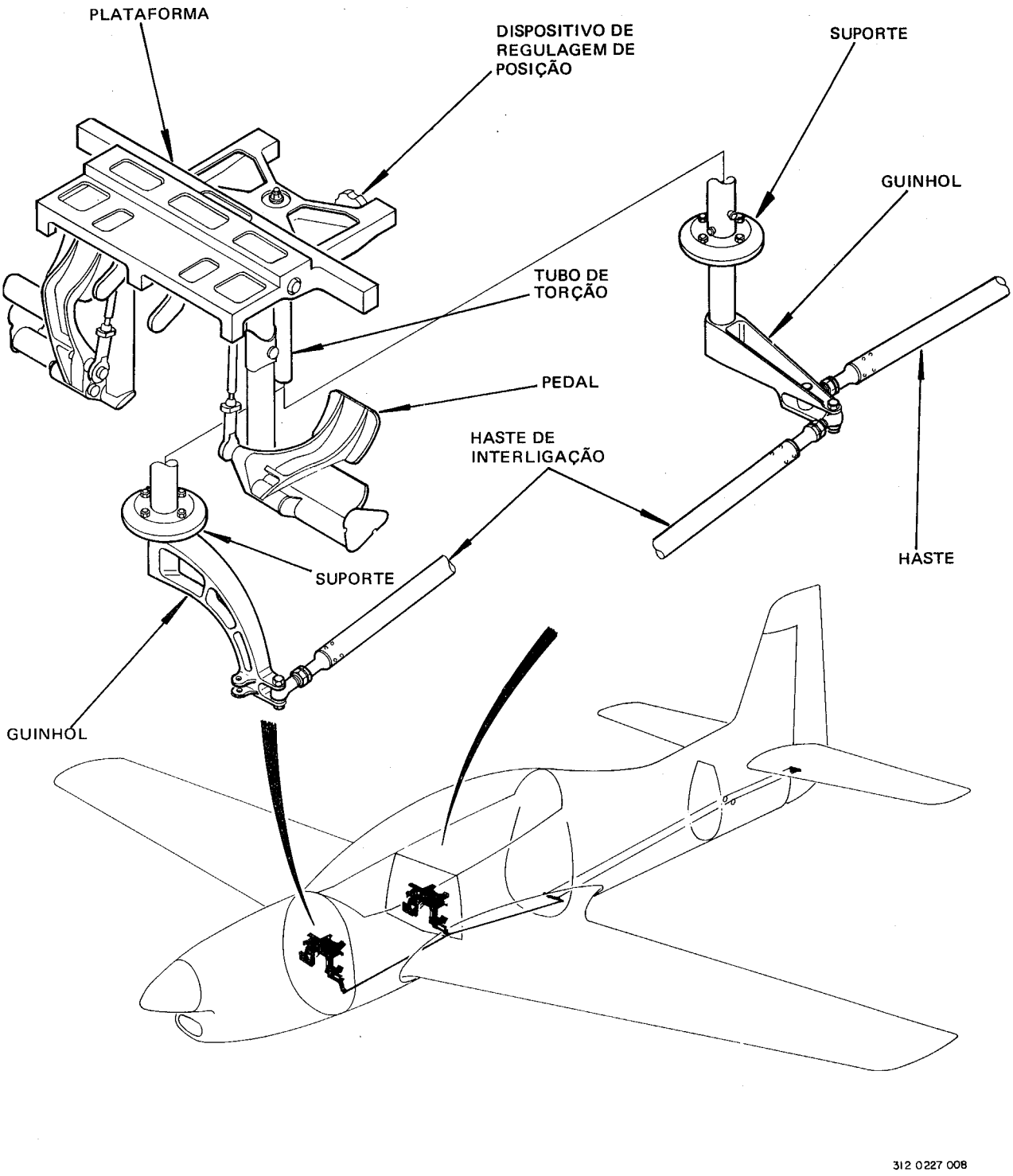


Figura 2-27-8. Pedais

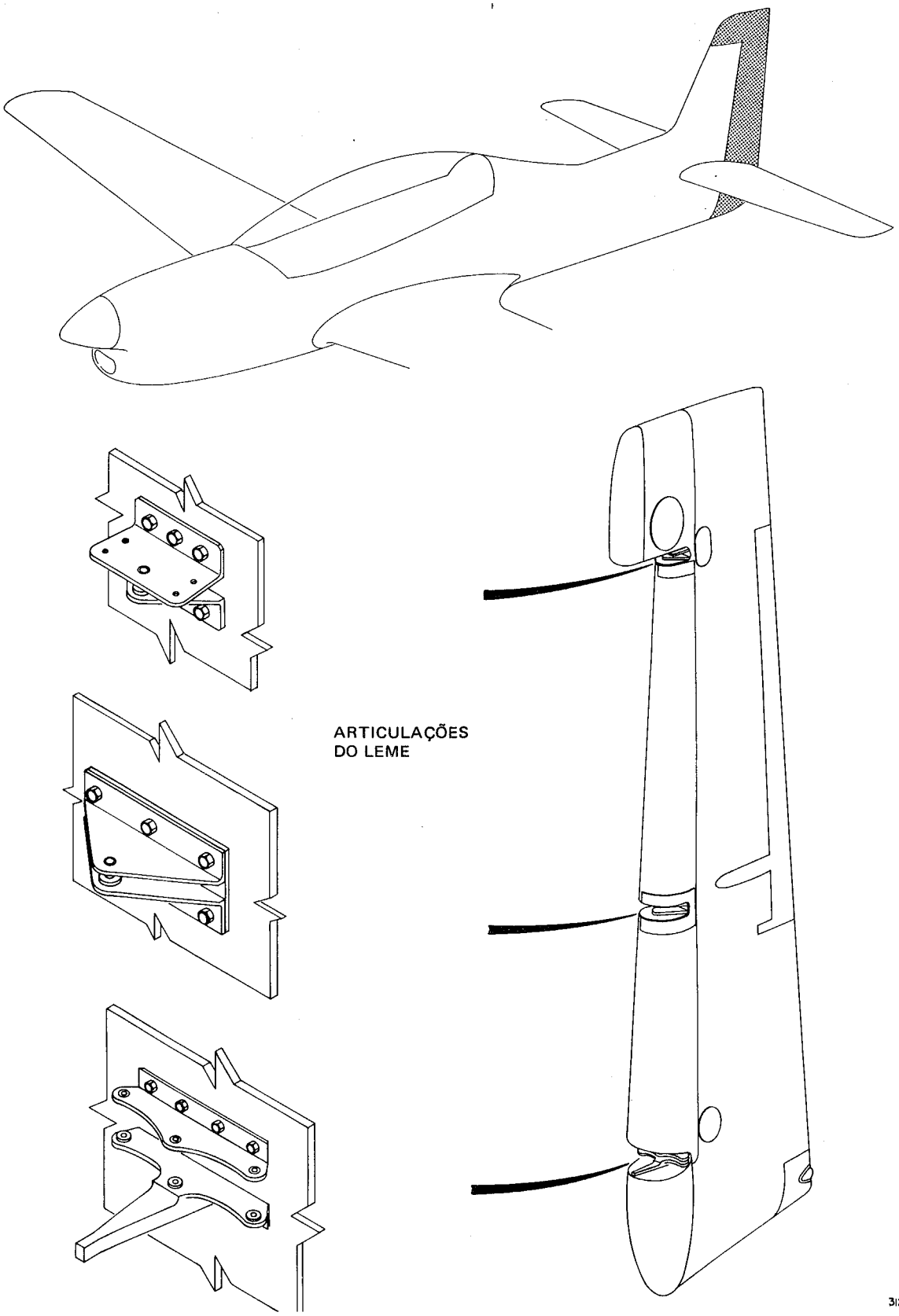


Figura 2-27-9. Leme

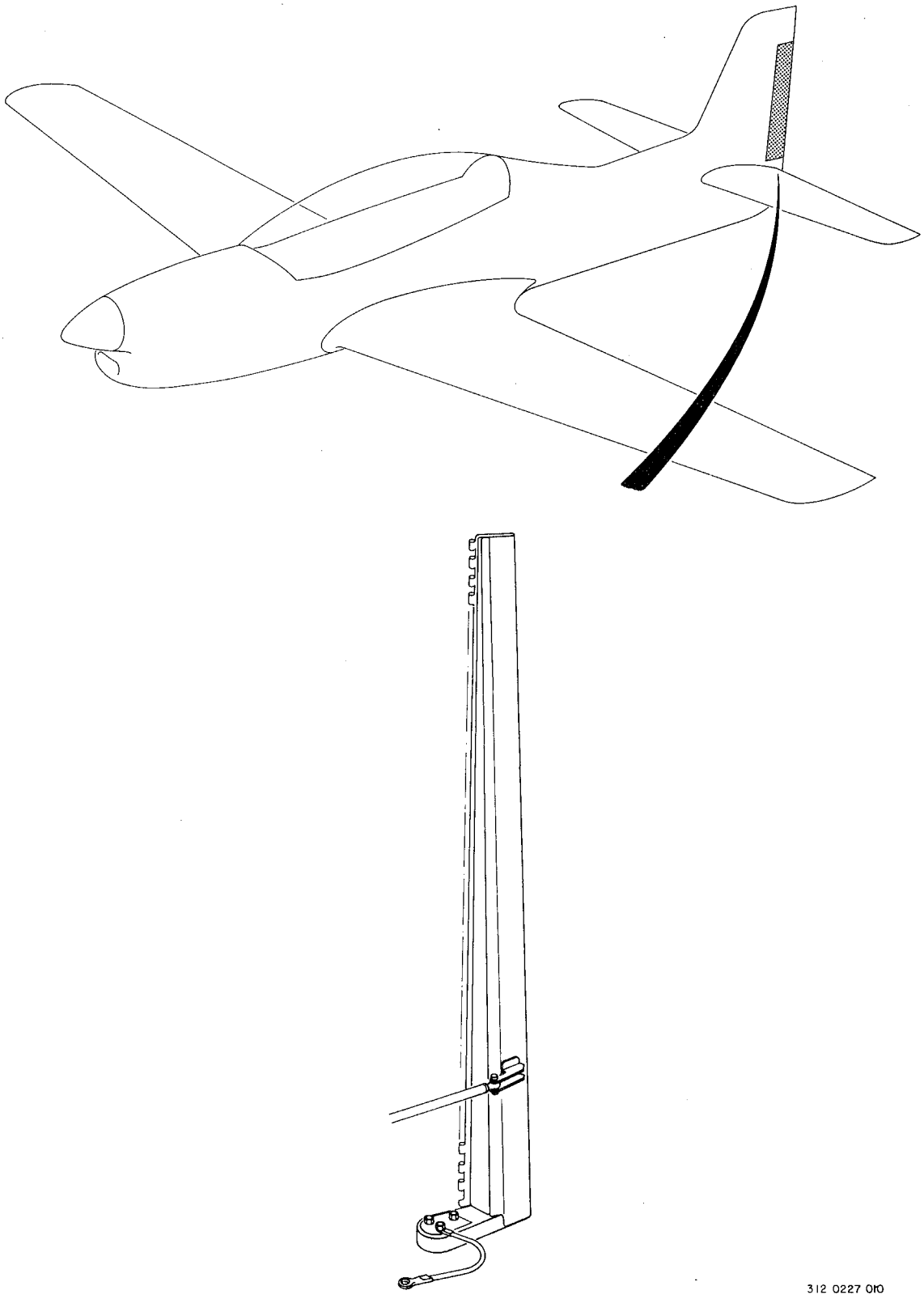


Figura 2-27-10. Compensador do Leme

SEÇÃO II
SISTEMAS DE COMANDO E COMPENSAÇÃO DOS PROFUNDORES (27 - 30 - 00)

2-27-19. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE COMANDO DO PROFUNDOR (figura 2-27-11)

O sistema de comando do profundor é constituído de dois manches interconectados por meio de uma haste e ligados através de cabos de comando (3/16 pol 7 x 19), guinhóis e hastes ao profundor, estaticamente balanceado. A partir dos manches, o movimento é transmitido por haste ao guinhol dianteiro, localizado na seção central da fuselagem. Cabos de comando, montados nas extremidades deste guinhol, transmitem o movimento para o guinhol traseiro, situado na seção do cone de cauda, que é ligado, por meio de haste, ao guinhol do profundor. Este, localizado na seção do cone de cauda, é solidário aos dois planos do profundor e o aciona. O sistema possui batentes mecânicos reguláveis, situados nos manches e próximos ao profundor, que limitam os cursos dos mesmos.
A regulagem é feita de modo que os batentes do profundor atuem antes dos batentes dos manches.

2-27-20. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMANDO DO PROFUNDOR

O comando longitudinal (arfagem) é obtido por meio de movimento dos manches para a frente e para trás, transmitido para o profundor. Quando qualquer um dos manches é comandado para a frente, o bordo de fuga do profundor tem movimento descendente. O comando de qualquer dos manches para trás provoca a movimentação ascendente do bordo de fuga do profundor.

2-27-21. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE COMPENSAÇÃO DO PROFUNDOR (figura 2-27-12)

O sistema de compensação comandada do profundor possui um atuador linear, localizado no estabilizador horizontal, que incorpora motor atuador, microcontactores limitadores de curso e transmissor de posição. Acionado por interruptores elétricos momentâneos, situados nos punhos dos manches, o atuador linear age, através de guinhol de comando e de haste, deslocando o compensador, que é articulado ao plano esquerdo do profundor. O comando é feito nos postos dianteiro e traseiro da cabine de pilotagem, existindo prioridade para o acionamento feito no posto traseiro. Os batentes do sistema são microcontactores que desenergizam o motor do atuador linear, quando este atinge os seus limites de curso, tanto no sentido de extensão como no de retração. Os instrumentos indicadores da posição instantânea de compensação longitudinal, localizados em ambos os painéis de instrumentos, recebem informação do transmissor incorporado ao atuador linear.

2-27-22. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMPENSAÇÃO DO PROFUNDOR

A compensação longitudinal comandada é obtida por meio do acionamento dos interruptores elétricos momentâneos que energizam o motor do atuador linear, o qual transmite o movimento ao compensador. Quando qualquer um dos interruptores é comandado para baixo, o atuador linear é retraído e o bordo de fuga do compensador tem movimento descendente. O comando de qualquer um dos interruptores para cima provoca a extensão do atuador linear e a movimentação ascendente do bordo de fuga do compensador.

2-27-23. PROFUNDOR (figura 2-27-13)

Os profundores são de construção metálica e interligados entre si, sendo que cada um deles possui uma longarina, nervuras, perfis e chapas de revestimento trabalhantes. É articulado à longarina traseira do estabilizador horizontal em cinco pontos, por meio de suportes de liga de alumínio, dotados de rolamentos autocompensadores. O profundor é estaticamente balanceado por meio de massas de chumbo e, no seu plano esquerdo, está articulado o compensador.

2-27-24. COMPENSADOR DO PROFUNDOR (figura 2-27-14)

Os compensadores do profundor são de construção metálica e constituídos de um perfil, nervuras e chapas de revestimento. É articulado ao plano esquerdo do profundor, através de uma dobradiça contínua. O compensador do profundor é estaticamente balanceado por meio de massas de chumbo.

2-27-5. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção dos sistemas de comando e compensação dos profundores.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLUICAÇÃO
312-00004-001-W26H	Dispositivo para travar o profundor em neutro	—	Regulagem e verificação do sistema do profundor
EMB-00540-001	Dispositivo para medir deflexões	Equivalente	Regulagem e verificação do sistema do profundor
CST2820	Clinômetro	Equivalente	Regulagem e verificação do sistema do profundor
KS 5549	Clinômetro Digital	Equivalente	Regulagem e verificação do sistema do profundor
312-04932-001-W26H	Pino de bloqueio do guinhol da caverna 24	—	Instalação de cabos de comando Regulagem e verificação do sistema do profundor
T60-100-1C8-1A	Tensiômetro	Equivalente	Regulagem e verificação da tensão dos cabos de comando
EMB-00229-001	Pino de bloqueio do guinhol da caverna 14/15	—	Instalação de cabos de comandos Regulagem e verificação do sistema do profundor
312-00057-003-W26H	Dispositivo de bloqueio do guinhol do compensador	—	Regulagem e verificação do compensador do profundor
6456B	FEEE (28 V DC)	Equivalente	Verificação operacional do sistema do profundor Instalação de componente

Tabela 2-27-5. Equipamentos de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	FF-P-386	MS24665-134
Contrapino	FF-P-386	MS24665-132
Arame de freno	MIL-W-6713	MS20995C41
Arame de freno	MIL-W-6713	MS20995C32
Arame de freno	MIL-W-6713	MS20995C20
Grampo freno	MIL-T-8878	MS21256-2

Tabela 2-27-6. Material de Consumo

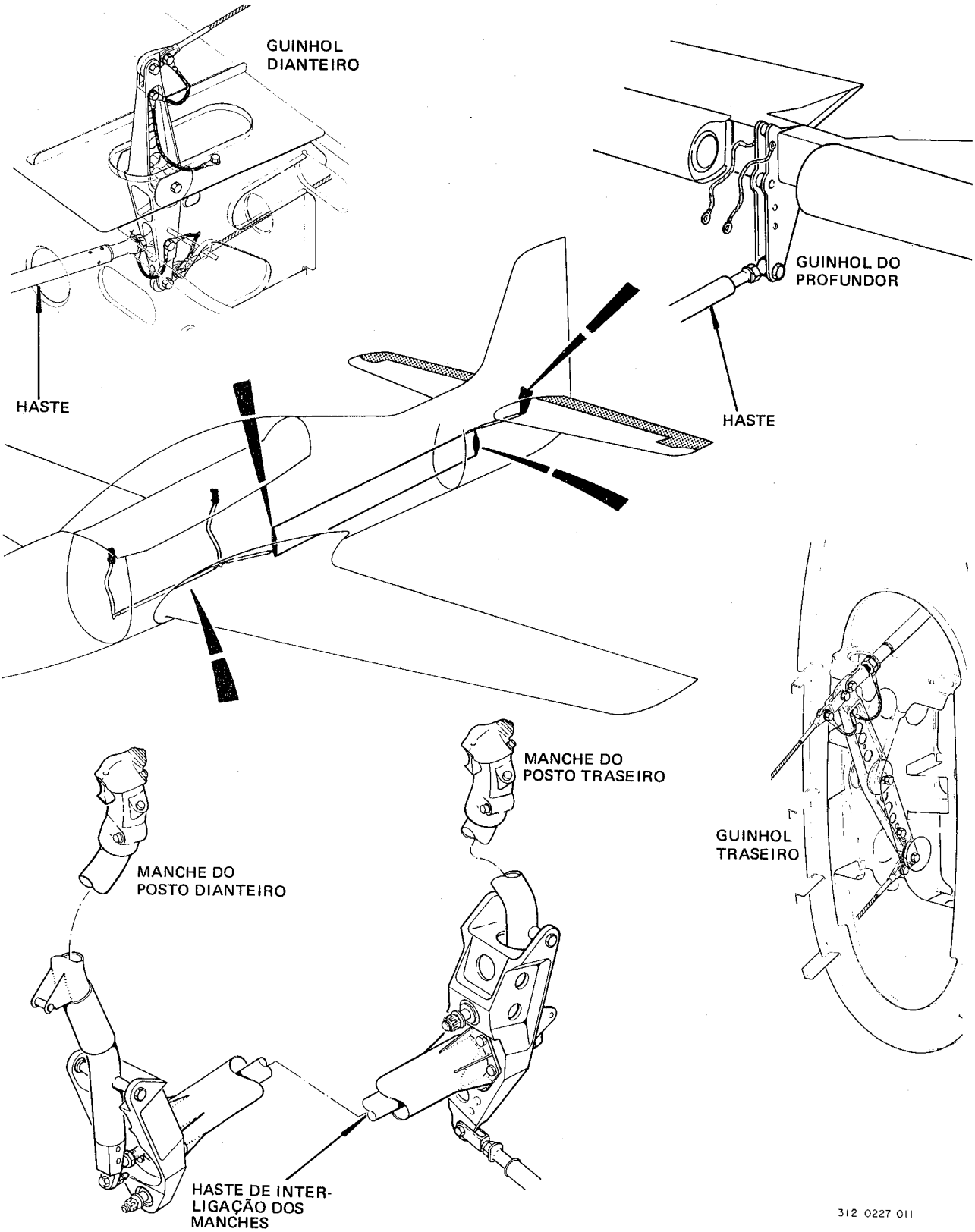


Figura 2-27-11. Sistema de Comando do Profundor

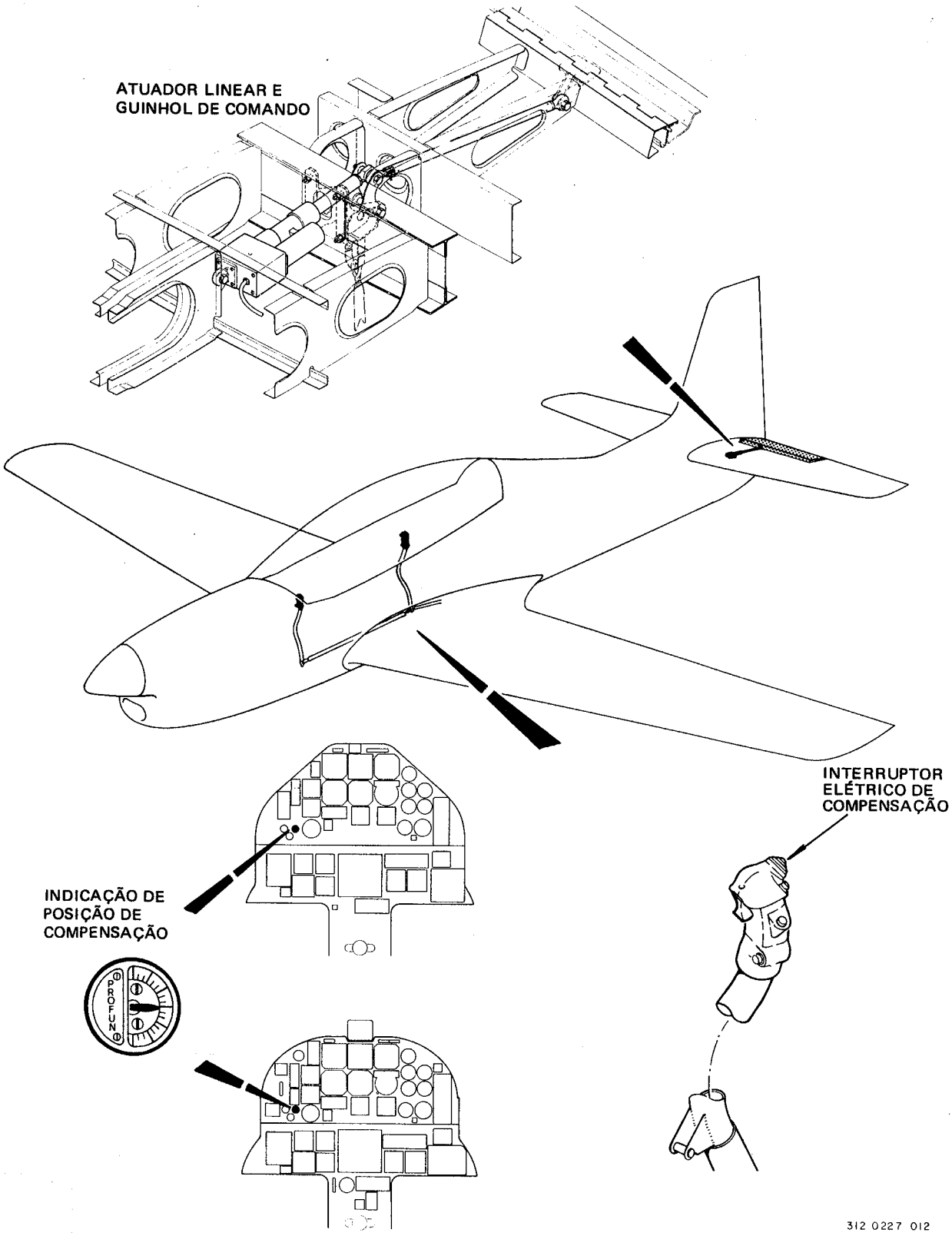


Figura 2-27-12. Sistema de Comando de Compensação do Profundor

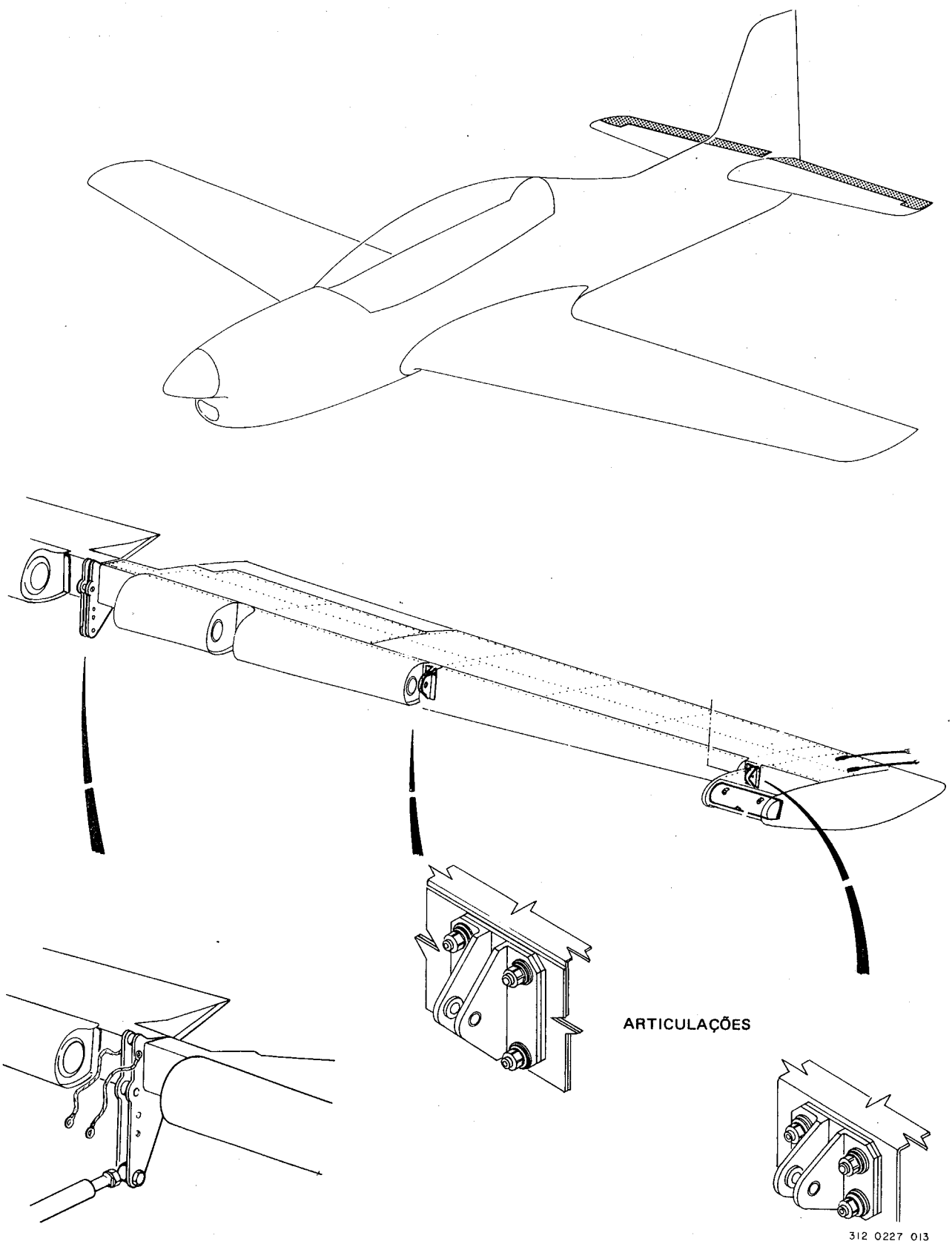
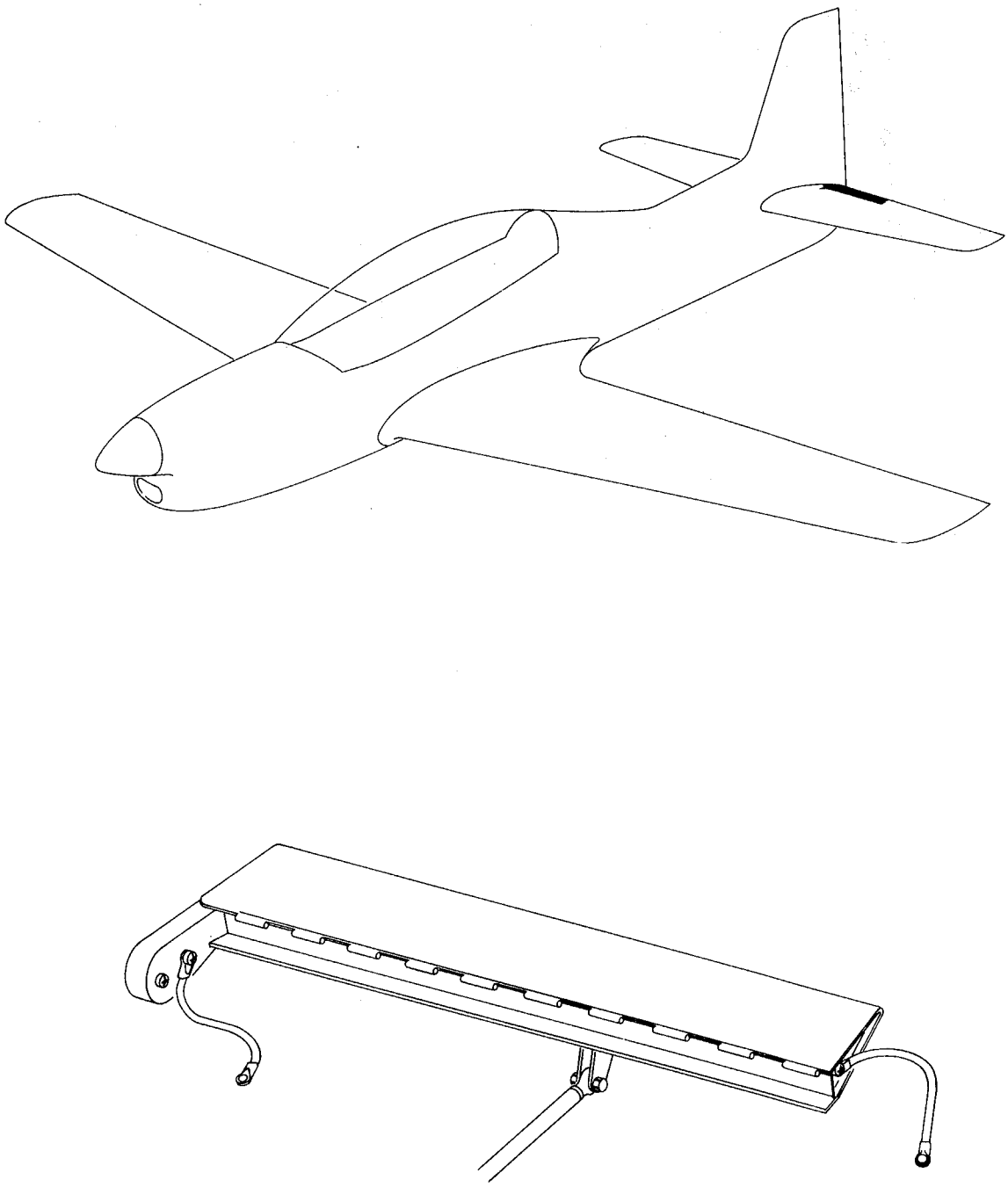


Figura 2-27-13. Profundor



312 0227 014

Figura 2-27-14. Compensador do Profundor

SEÇÃO II
SISTEMA DE COMANDO DOS FLAPES (27 - 50 - 00)

2-27-26. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES (figura 2-27-15)

O sistema de acionamento dos flapes é constituído pelos subsistemas de comando e atuação, controle, interligação mecânica e indicação.

2-27-27. DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE COMANDO E ATUAÇÃO DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES (figura-2-27-16)

O subsistema de comando e atuação do sistema de acionamento dos flapes é constituído por duas chaves seletoras que energizam um motor elétrico, sendo que este transmite o movimento, por meio de eixos flexíveis, para dois atuadores lineares, que acionam os flapes. O comando, do tipo posição pré-selecionada (pouso, decolagem e em cima) é feito por meio de duas chaves seletoras, interligadas mecanicamente. Estas possuem movimentos sincronizados e estão situadas nos consoles laterais esquerdos dos dois postos da cabine de pilotagem. As ajustagens de posição dos flapes são obtidas por meio de entalhes marcados no setor-guia existente no posto dianteiro. Somente o posicionamento da chave seletora nestes entalhes permite a energização do sistema, condição obtida pela atuação dos microinterruptores incorporados à chave seletora. Um cabo de comando, tipo Teleflex, é comandado pela chave seletora, situada no posto traseiro e transmite, para a unidade de controle, a informação sobre a posição selecionada. O motor atuador, de 28 V DC, localizado na seção central da asa, possui duplo sentido de rotação, para atender os comandos de abaixamento e recolhimento dos flapes. A energização de um dos relés de acionamento do motor atuador, pela alimentação elétrica recebida através do circuito da unidade de controle, provoca a sua rotação. O seu funcionamento é interrompido pelos microinterruptores da unidade de controle, quando os flapes atingem a posição selecionada; pelos microinterruptores limitadores de curso, quando há tendência à sobredeflexão dos flapes ou pelos microinterruptores do mecanismo detector de falhas, quando há tendência à deflexão assimétrica dos flapes. O torque do motor atuador é transmitido por dois eixos flexíveis aos atuadores lineares dos flapes.

Os eixos flexíveis são constituídos por um cabo de aço que se movimenta no interior de um conduíte flexível de lâminas de aço revestido de poliolefina que serve de guia e proteção do cabo.
As extremidades dos eixos flexíveis estão acopladas ao motor atuador e ao atuador linear de cada um dos flapes. Os atuadores lineares, fixados às longarinas traseiras das asas por rótulas, transformam este movimento rotativo em linear, por meio de um conjunto pinhão-coroa. Os atuadores lineares acionam os flapes, através de tubos de acoplamento, deslocando-os para a posição selecionada.

2-27-28. OPERAÇÃO DO SUBSISTEMA DE COMANDO E ATUAÇÃO DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES

O comando e a atuação do sistema de acionamento dos flapes são obtidos por meio do posicionamento das chaves seletoras nos entalhes marcados no setor-guia existente no posto dianteiro da cabine de pilotagem. A alimentação elétrica é enviada ao motor atuador, energizando-o. Sua rotação é transmitida por dois eixos flexíveis aos atuadores lineares que acionam os flapes.

2-27-29. DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE CONTROLE DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES (figura 2-27-17)

O subsistema de controle do sistema de acionamento dos flapes é constituído por uma unidade de controle, localizada na seção central da asa, que compara mecanicamente as posições comandada e instantânea dos flapes e mantém o sistema energizado até que estas posições coincidam. As informações sobre estas posições são obtidas através de dois cabos de comando, tipo Teleflex, ligados, respectivamente, à chave seletora do posto traseiro da cabine de pilotagem e ao guinhol solidário ao flape direito. A unidade de controle fornece um sinal elétrico, indicativo de condição insegura de operação, para o subsistema de alarme do trem de pouso. A unidade de controle é composta por uma carcaça externa, onde estão montados internamente um eixo com dois cames e um eixo acoplado

ao prato rotativo. O prato rotativo tem, fixados na sua superfície, três microinterruptores, que definem os movimentos de abaixamento e recolhimento dos flapes e a indicação de condição insegura de operação, associada ao trem de pouso. O prato rotativo é movimentado pelo cabo de comando, ligado ao guinhol solidário ao flape direito, enquanto que o eixo com dois cames é acionado pelo cabo de comando ligado à chave seletora do posto traseiro. O comando dos flapes, feito pelo deslocamento da chave seletora, provoca a rotação do eixo com cames e a atuação do microinterruptor correspondente à condição comandada, que energiza o motor atuador. O acionamento dos flapes causa a movimentação do guinhol solidário ao flape direito e a conseqüente rotação do prato rotativo, que ocorre até que as posições instantânea e comandada dos flapes coincidam. O microinterruptor é, então, desativado e interrompe o funcionamento do motor atuador, o que provoca a parada dos flapes na posição selecionada. Junto do guinhol solidário ao flape esquerdo, estão instalados dois microinterruptores limitadores de curso dos flapes. Estes são regulados para atuarem sempre que os flapes atingirem deflexões-limites, tanto no sentido de abaixamento como no de recolhimento. Esses microinterruptores atuam energizando os relés de atuação do motor atuador o que causa a interrupção do acionamento do flape.

2-27-30. OPERAÇÃO DO SUBSISTEMA DE CONTROLE DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES

O controle do sistema de acionamento dos flapes é obtido por meio do funcionamento da unidade de controle, que atua automaticamente quando existe deslocamento das chaves seletoras de comando e o conseqüente acionamento dos flapes. A unidade recebe informações, através de cabos de comando tipo Teleflex, sobre as posições comandada e instantânea dos flapes, e mantém o sistema operante até que haja coincidência entre estas posições. O funcionamento do sistema é interrompido pelos microinterruptores limitadores de curso, quando existe tendência à sobredeflexão dos flapes.

2-27-31. DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE INTERLIGAÇÃO MECÂNICA DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES (figura 2-27-18)

O subsistema de interligação mecânica do sistema de acionamento dos flapes é constituído por um circuito de cabos de aço, que atua como proteção contra deflexão assimétrica dos flapes. Os cabos de aço são ligados a dois guinhóis fixados às longarinas traseiras das asas e solidários aos flapes, por meio de hastes. Passam pelas roldanas de orientação e são tensionados pelas roldanas acopladas a um mecanismo detector de falhas, localizado na seção central da asa. Quando os flapes são comandados, a movimentação dos guinhóis, em sentidos opostos, desloca os cabos de aço, ligados aos guinhóis em direções opostas, e mantém a tensão do circuito constante. O mecanismo detector de falhas é composto por um eixo cursor, que incorpora cames de descarga e sobrecarga. É mantido em sua posição neutra pelo equilíbrio das forças opostas exercidas por duas molas e pela força resultante da tensão dos cabos de aço, quando a operação do sistema é normal. Se houver ruptura de um dos cabos de aço ou se um dos flapes tornar-se inoperante, a força resultante é modificada, com conseqüente término do equilíbrio e movimentação do eixo cursor. O came correspondente à condição existente, descarga ou sobrecarga do sistema, atua os microinterruptores. Estes fornecem alimentação elétrica para o acendimento das luzes âmbar indicativas de falha e desenergizam o motor atuador, o que causa a interrupção do movimento dos flapes em ambos os sentidos.

2-27-32. OPERAÇÃO DO SUBSISTEMA DE INTERLIGAÇÃO MECÂNICA DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES

A interligação mecânica do sistema de acionamento dos flapes é obtida por um circuito de cabos de aço que monitora o funcionamento do sistema. Um mecanismo detector de falhas, acoplado às roldanas que tensionam os cabos de aço, interrompe automaticamente o funcionamento do sistema, quando existe condição inadequada de operação, e acende as luzes âmbar indicativas de falha.

2-27-33. DESCRIÇÃO DO SUBSISTEMA DE INDICAÇÃO DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES (figura 2-27-19)

O subsistema de indicação do sistema de acionamento dos flapes é constituído por dois instrumentos indicadores da posição instantânea dos flapes, situados no lado esquerdo dos painéis de instrumentos e por luzes âmbar indicativas de falha, com a inscrição FLAPE, localizadas nos painéis

múltiplos de alarme. No guinhol solidário ao flape esquerdo, está situado um transmissor, tipo potenciômetro, que envia informação para os indicadores de posição instantânea dos flapes, que são ligados em paralelo. A indicação é contínua, variável da posição CIMA até a posição POUSO. O sinal elétrico para acendimento das luzes âmbar indicativas de falha é fornecido pelos microinterruptores do mecanismo detector de falhas, quando há ruptura ou sobretensão dos cabos de aço.

2-27-34. OPERAÇÃO DO SUBSISTEMA DE INDICAÇÃO DO SISTEMA DE ACIONAMENTO DOS FLAPES

A indicação do sistema de acionamento dos flapes é obtida pelo funcionamento de um transmissor que envia informação para instrumentos indicadores de posição instantânea dos flapes e pelo acendimento das luzes âmbar indicativas de falha, alimentadas eletricamente pelos microinterruptores do mecanismo detector de falhas.

2-27-35. FLAPES (figura 2-27-20)

Os flapes são do tipo fenda simples, de construção metálica e constituídos de uma longarina, perfis, nervuras e chapas de revestimento. São articulados à longarina traseira da asa, em três pontos, por suportes de liga de aço, onde apóiam-se os roletes, por meio dos quais os flapes se movimentam.

2-27-36. ATUADORES LINEARES DOS FLAPES

Cada um dos atuadores lineares, dispositivos mecânicos que acionam os flapes, é constituído de carcaça, de suspensão, de conexão de entrada, de mecanismo pinhão-coroa, de parafuso de acionamento, de porca de esferas e de tubo de acoplamento. O movimento rotativo da transmissão flexível, acoplada à conexão de entrada, é transformado, pelo mecanismo pinhão-coroa, em movimento linear do tubo de acoplamento, que apóia-se no conjunto parafuso de acionamento/porca de esferas. Rótulas articulam o tubo de acoplamento ao flape e o atuador linear à longarina traseira da asa.

2-27-37. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de comando dos flapes.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
312-00008-001-W26H	Dispositivo para travar o flape em neutro	–	Regulagens e teste funcional do sistema do flape
EMB-00540-001	Dispositivo para medir deflexões	Alternativo	Teste funcional Regulagem das deflexões Instalação de componente
312-01758-003-W26H	Pino de bloqueio do guinhol do flape	–	Instalação e regulagem da tensão dos cabos da interligação mecânica dos flapes
6456B	FEEE (28 V DC)	Alternativo	Teste funcional Verificação operacional Teste de microinterruptores
T60-100-1C8-1A	Tensiômetro	Alternativo	Verificação e regulagem da tensão dos cabos da interligação mecânica dos flapes

Tabela 2-27-7. Equipamentos de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	FF-P-386	MS24665-136
Contrapino	FF-P-386	MS24665-134
Contrapino	FF-P-386	MS24665-132
Arruela de Teflon	–	312-00041-003
Arame de Freno	MIL-W-6713	MS20395C32
Emenda Fixa	MIL-T-7928/3	MS25181-3
Grampo de Freno	MIL-T-8878	MS21256-1
Porca	MIL-N-25027	H14-3
Solda	QQ-S-571	RO60
Espaguete	MIL-I-631	PE89022-36C

Tabela 2-27-8. Material de Consumo

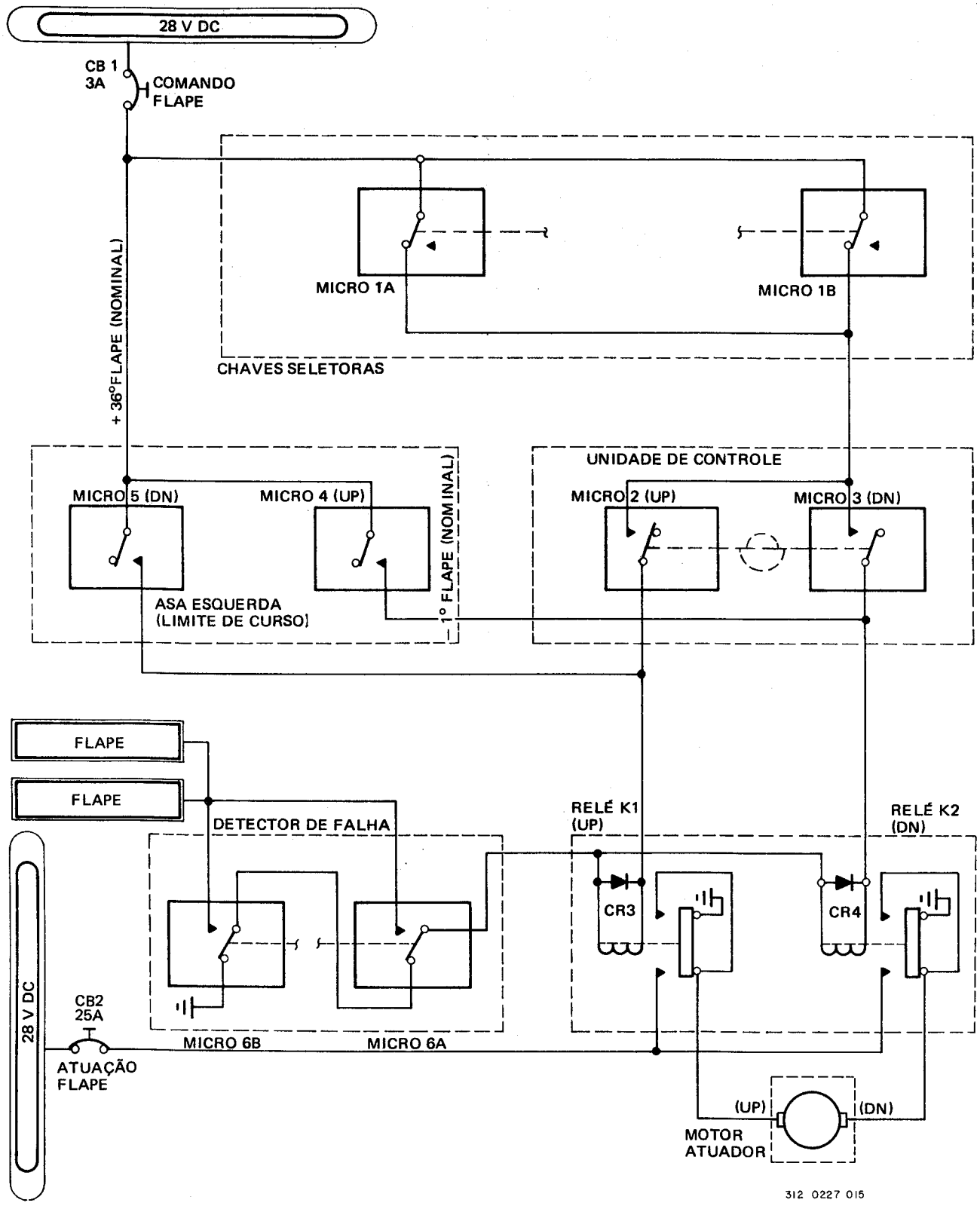


Figura 2-27-15. Diagrama do Sistema de Acionamento dos Flapes (Esquemático)

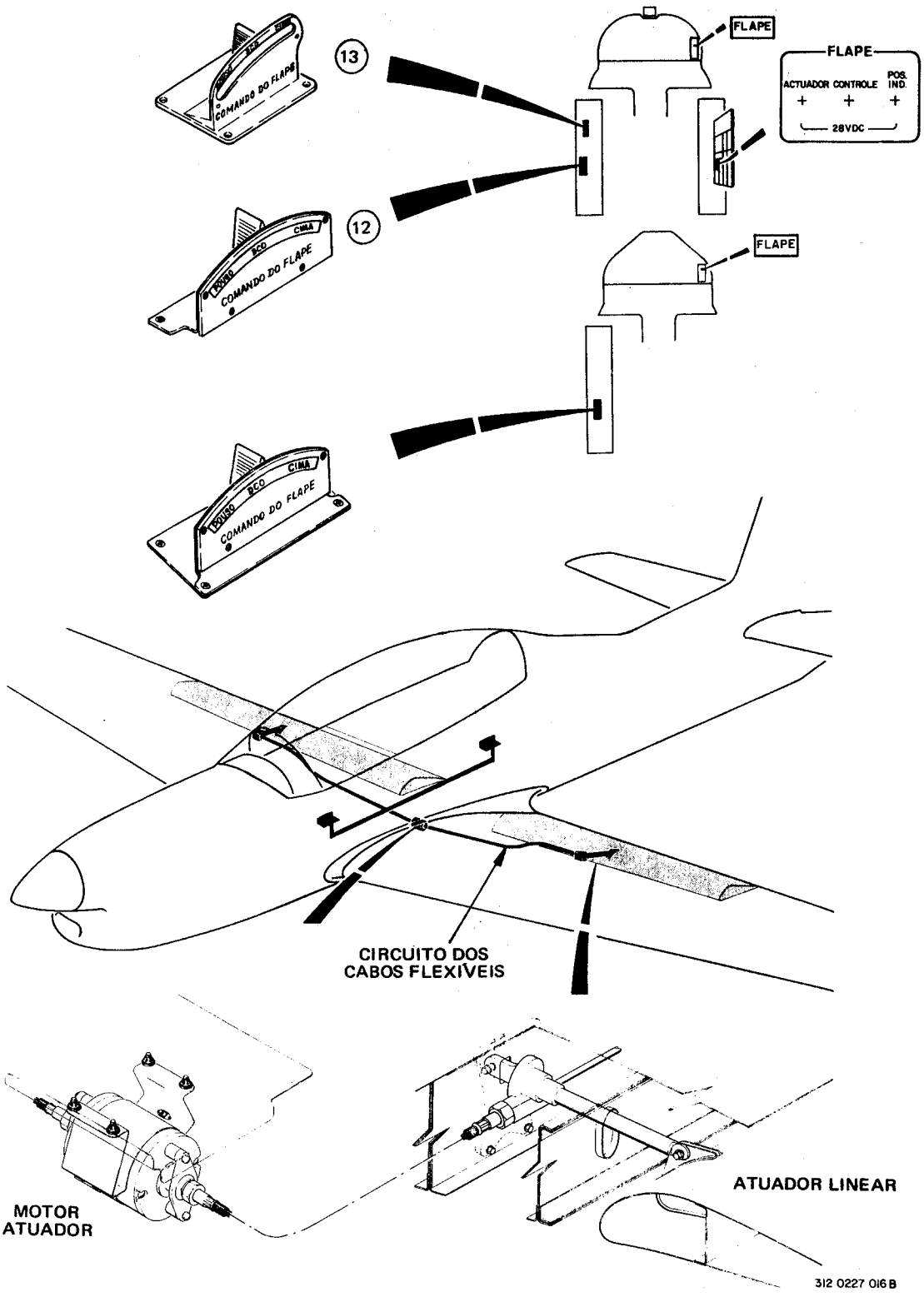


Figura 2-27-16. Subsistema de Comando e Atuação do Sistema de Acionamento dos Flapes

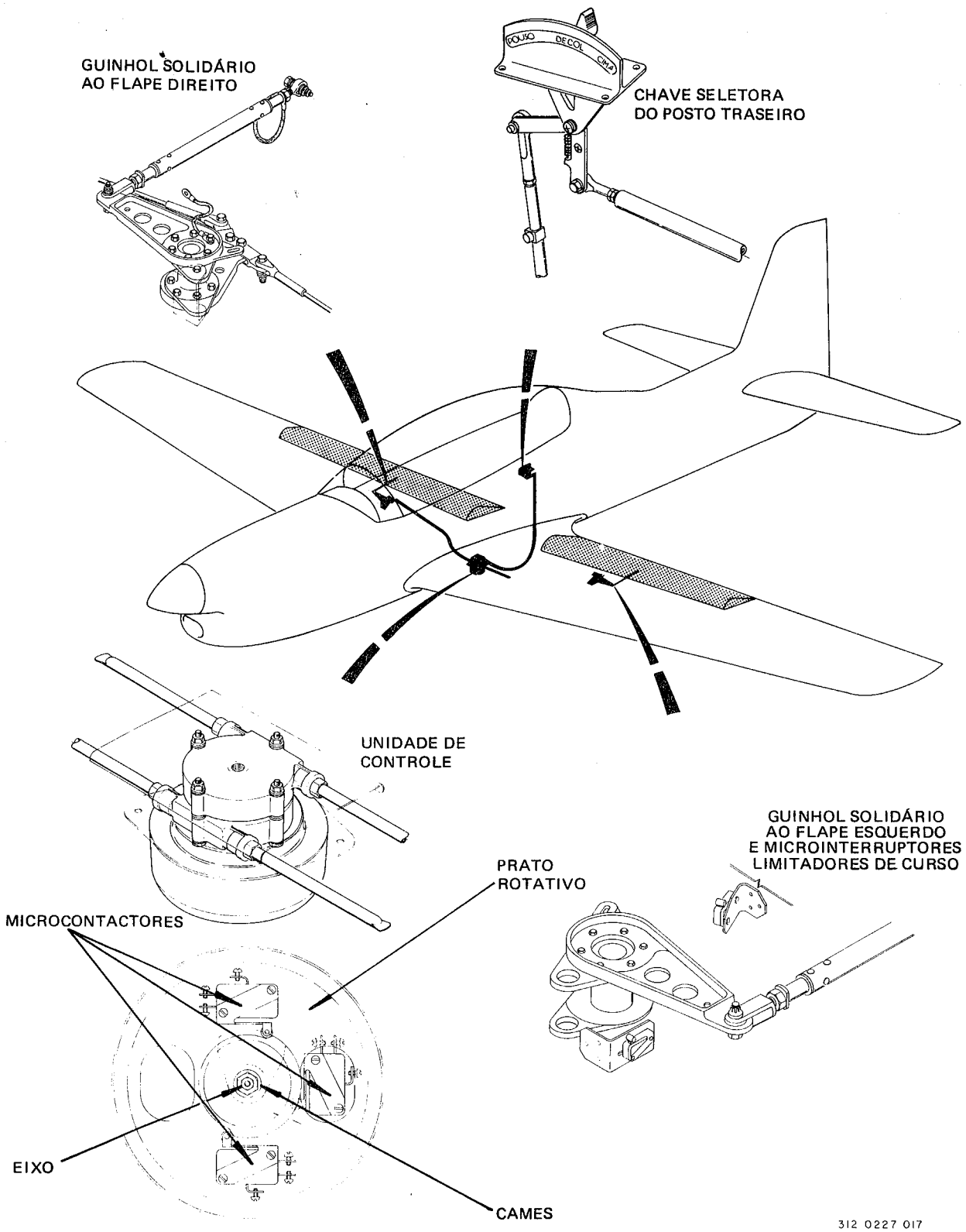


Figura 2-27-17. Subsistema de Controle do Sistema de Acionamento dos Flapes

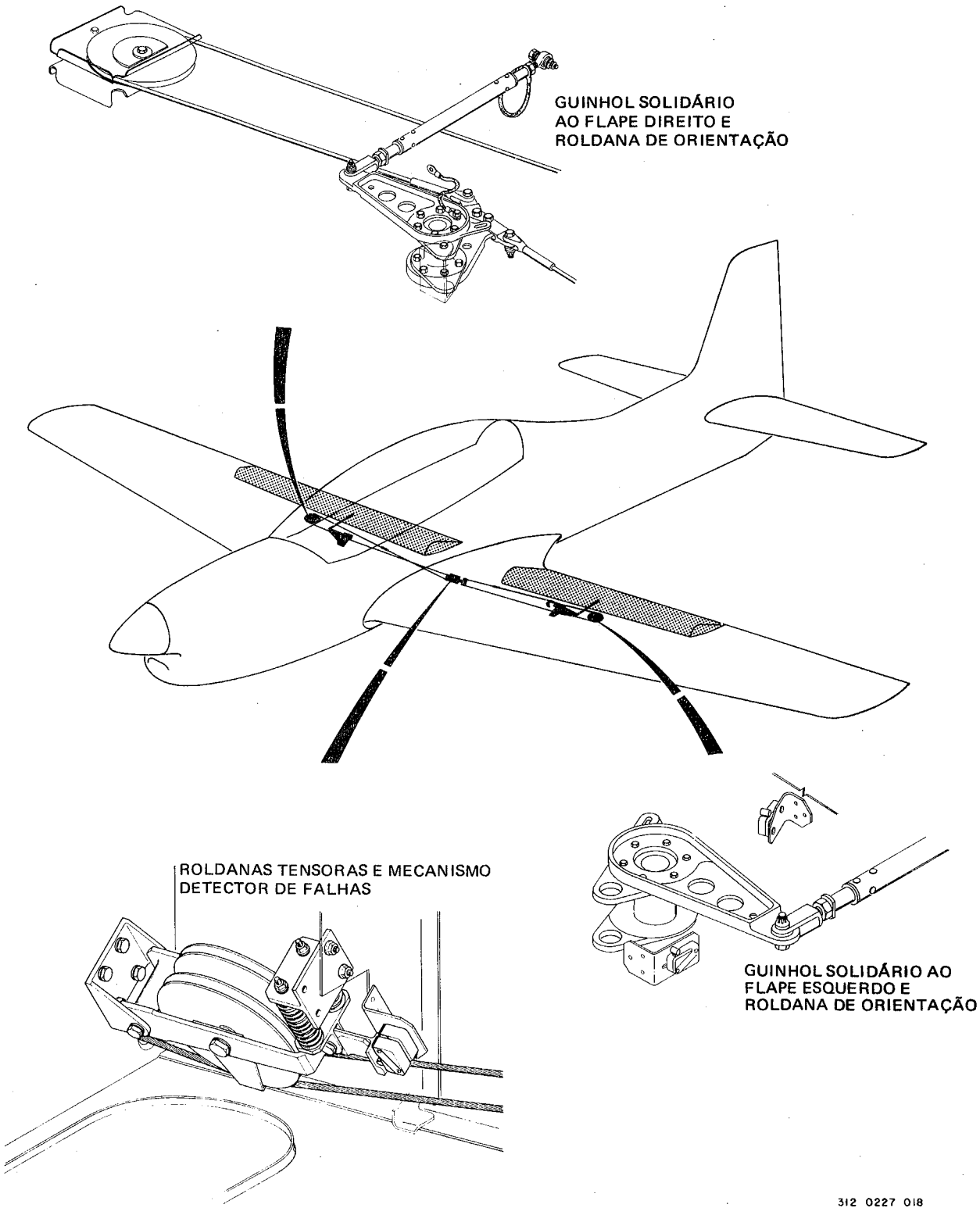


Figura 2-27-18. Subsistema de Interligação Mecânica do Sistema de Acionamento dos Flapes

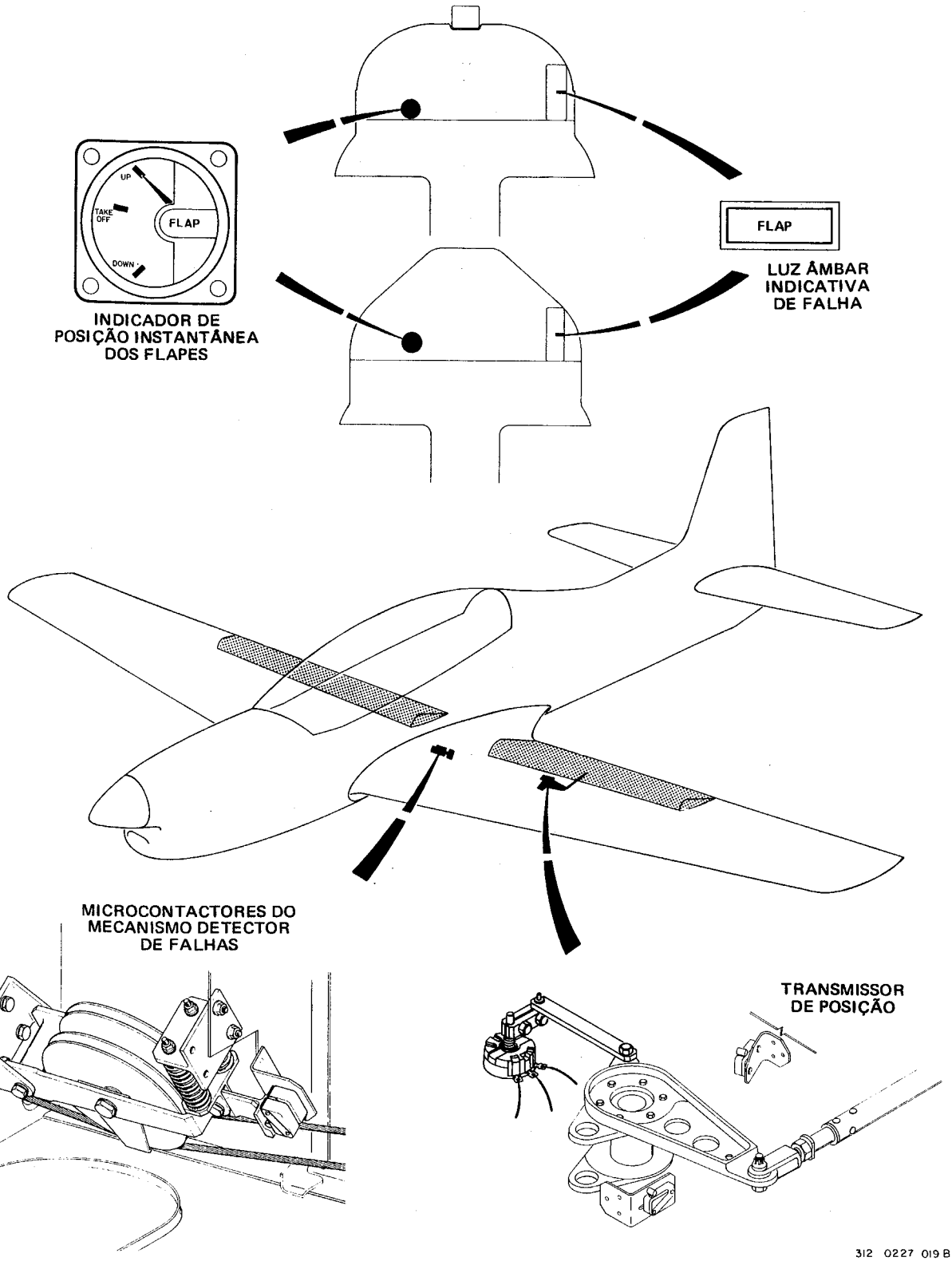
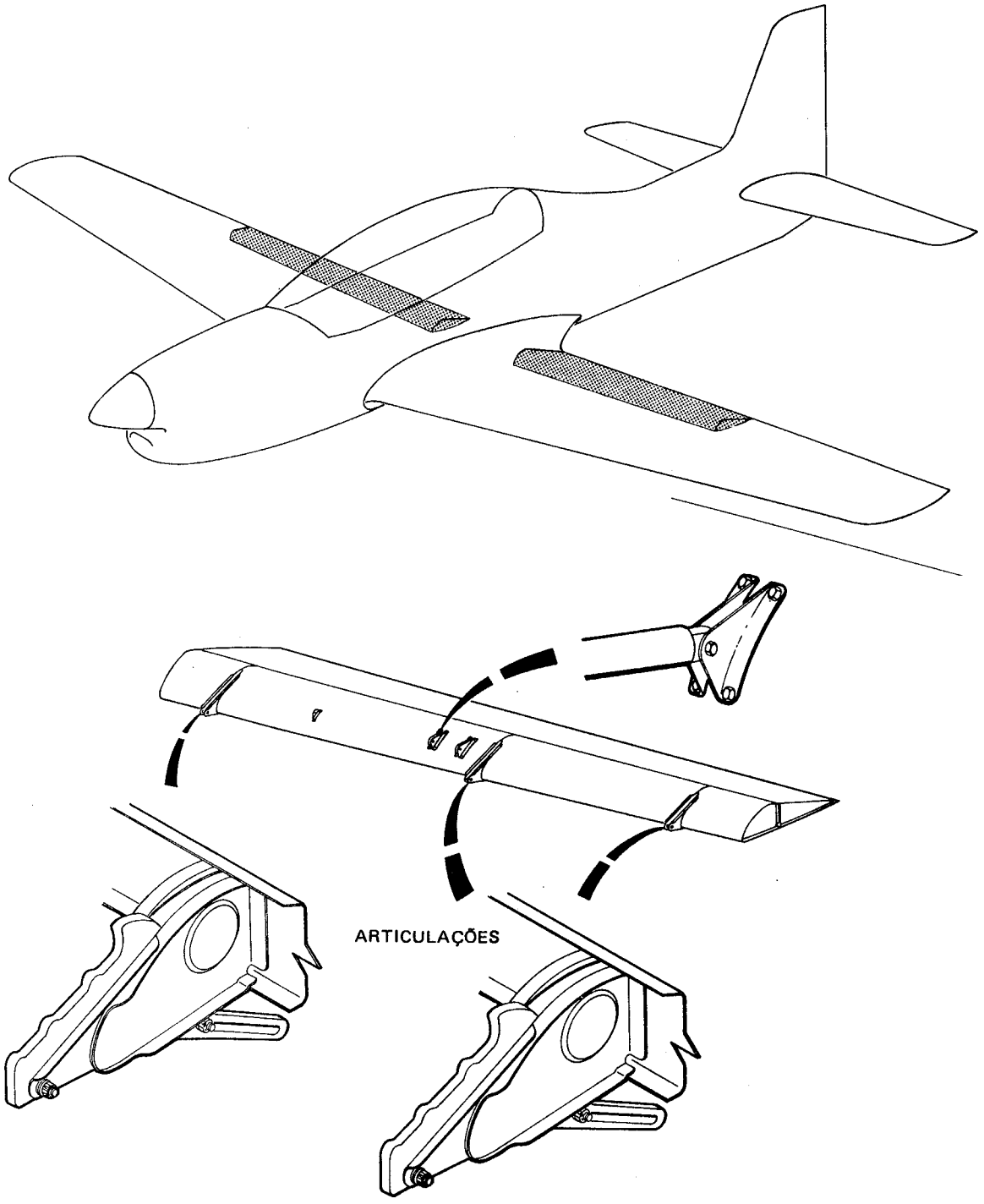


Figura 2-27-19. Subsistema de Indicação do Sistema de Acionamento dos Flapes



312 0227 021

Figura 2-27-20. Flapes

SEÇÃO II
TRAVA DOS COMANDOS (27 - 70 - 00)

2-27-38. TRAVA DOS COMANDOS (figura 2-27-21)

A trava dos comandos dos ailerons e do profundor é constituída por uma alavanca, situada no console central do posto dianteiro da cabine de pilotagem. A alavanca é tensionada por uma mola, que a mantém na posição desativada. O deslocamento da alavanca e o posicionamento de uma de suas extremidades em um pino, fixado a um suporte, localizado na estrutura do manche do posto dianteiro, impossibilita o movimento deste. Os ailerons e o profundor são, então, travados em suas posições neutras aproximadas.

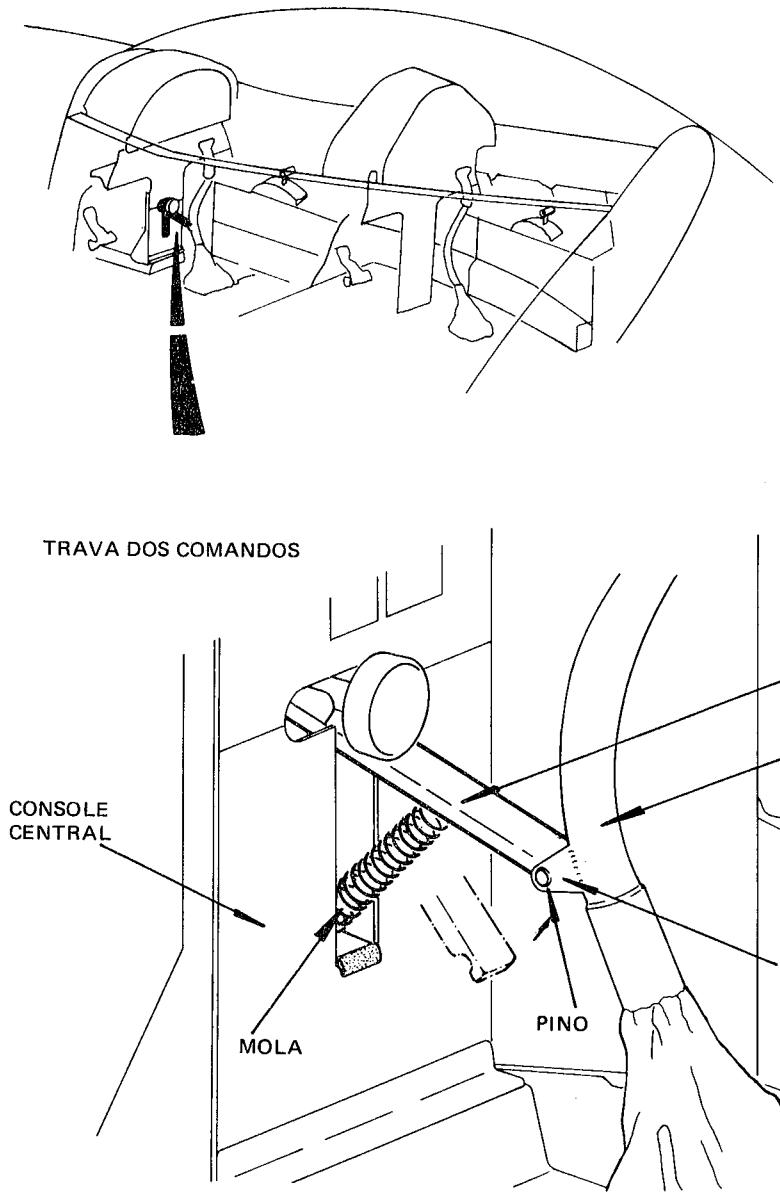


Figura 2-27-21. Trava dos Comandos

SEÇÃO II
SISTEMA DE COMBUSTÍVEL (28 - 00 - 00)

2-28-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-28-1)

O sistema de combustível provê meios para o armazenamento de combustível e sua alimentação ao motor. O sistema possui dispositivos que possibilitam o abastecimento, a drenagem e a ventilação dos tanques, bem como instrumentos para indicação de quantidade e luzes indicadoras de funcionamento das bombas de reforço e de operação da transferência de combustível.

O sistema de combustível é subdividido em sistemas esquerdo e direito, cada um compreendendo os componentes situados nas respectivas semi-asas. Esses sistemas são simétricos e se unem através da linha de alimentação principal, que possui os componentes comuns a ambos. Cada sistema consiste de dois tanques integrais (tanques externo e interno), de sistema de ventilação, de pescador de combustível, de bombas elétricas de reforço (principal e auxiliar), de válvulas unidirecionais, de contactores manométricos de indicação de funcionamento, de bomba ejetora, de sistema de indicação de quantidade, de sistema de transferência e de sistema de alarme de baixo nível. A linha de alimentação principal incorpora um filtro, que possui alarme de obstrução e dreno, uma válvula de corte e um contactor manométrico de baixa pressão.

2-28-2. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O motor é alimentado normalmente pelas bombas de reforço principais de ambos os sistemas (ESQ e DIR) ou, em caso de falha das bombas, pelas bombas de reforço auxiliares. Em operação de emergência, qualquer uma das bombas pode alimentar o motor adequadamente em qualquer regime.

A alimentação elétrica das bombas de reforço principais é fornecida pela barra principal de 28 V DC, através dos disjuntores BOMBA PRINCIPAL e dos interruptores esquerdo e direito. Quando posicionado em LIGA, o interruptor dá continuidade à bomba correspondente (indicado pelo acendimento das luzes indicadoras), acionando-a e enviando combustível sob pressão ao motor e à linha de fluxo primário da bomba ejetora. A bomba ejetora transfere combustível do tanque interno para o reservatório de alimentação, a fim de mantê-lo sempre no nível operacional fazendo com que o pescador mantenha um fluxo interrupto de combustível, independente da atitude da aeronave.

A pressão na linha, cujo valor máximo é limitado pela válvula de alívio (que retorna o excesso de combustível ao tanque interno), atua sobre o contactor manométrico de indicação de pressão que, por sua vez, comanda o acendimento da luz PRESS COMB no painel múltiplo de alarmes, em caso de baixa pressão na linha.

As bombas auxiliares de reforço recebem alimentação elétrica de 28 V DC da barra de emergência, através dos disjuntores BOMB AUXILIAR e dos respectivos interruptores esquerdo e direito. Quando posicionado em LIGA, o interruptor dá continuidade à bomba correspondente (indicação fornecida pelo acendimento das luzes indicadoras), colocando-a em funcionamento e pressurizando a linha de alimentação. Quando posicionado em AUT (condição normal de operação), o funcionamento da bomba auxiliar depende de seu relé de comando, o qual é energizado pelo contactor manométrico de indicação de funcionamento, caso a pressão do sistema de alimentação esteja abaixo de 7 psig. Nesta condição, a luz de indicação de funcionamento acende, indicando a operação automática da bomba. Quando a pressão sobe novamente para 7 psig, o contactor manométrico desnergiza o relé de comando que, por sua vez, desliga a bomba. Em função da atuação do contactor manométrico da bomba auxiliar, todas as vezes em que houver falha de uma bomba principal, o interruptor da bomba auxiliar correspondente deve ser acionado para LIGA, o que possibilita a alimentação elétrica direta, sem passar pelo relé de comando, evitando, assim, que a bomba fique ligando e desligando.

A válvula de corte de combustível é alimentada eletricamente pela barra de emergência de 28 V DC, através do disjuntor CORTE COMB/HIDR e dos interruptores VÁLV CORTE dos painéis dianteiro e traseiro. Os interruptores são ligados em paralelo e, quando acionados para a posição FECHA, comandam a válvula de corte, que bloqueia o fluxo de combustível para o motor.

Durante a operação normal da aeronave, os interruptores devem permanecer na posição ABRE e, se o interruptor dianteiro for comandado para FECHA inadvertidamente, o interruptor traseiro pode cancelar o comando, se for

acionado para ABRE EMERG. Neste caso, o interruptor dianteiro terá possibilidade de comando somente se o interruptor traseiro for novamente colocado na posição ABRE.

A transferência de combustível dos tanques subalares para os tanques externos é feita através das bombas de transferência, que se localizam em uma base no fundo de cada tanque subalar. As bombas recebem alimentação elétrica de 28 V DC da barra principal, através dos disjuntores TRANSFERÊNCIA TANQUE SUBALAR e dos respectivos interruptores esquerdo e direito. Para o acionamento da bomba, o respectivo interruptor deve ser acionado para a posição PART, até que a luz indicadora de funcionamento acenda. Essa posição é momentânea e é utilizada, a fim de alimentar a bomba diretamente da barra principal.

Em seguida, o interruptor deve ser deixado na posição LIGA, onde o circuito elétrico de transferência possui um contactor manométrico que mantém a bomba operando enquanto houver pressão na linha de transferência. Ligado em série com o contactor, um sensor de segurança impede o funcionamento da bomba, caso o tanque externo se encontre cheio. O sensor atua sobre o relé de transferência, que descola seus contactos, desenergizando o circuito de alimentação da bomba.

2-28-3. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de combustível.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269-B	Fonte externa	Equivalente	Prover energia elétrica para verificações e testes do sistema.
4A-870-W12H	Escada	Equivalente	Auxiliar na tarefa de sangria de ar na linha de alimentação de combustível.
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Auxiliar na instalação de componentes do sistema.
–	Dinamômetro c/escala compatível até 25kgf	–	Medir a força de desconexão do conector elétrico de bomba.
EMB-00444-001	Carro p/transporte dos tanques subalares	–	Transportar os tanques subalares
EMB-00826-001	Carro p/instalação e remoção de cargas	–	Auxiliar na instalação e remoção do tanque subalar.

Tabela 2-28-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Arame de freno	MS20995C32	–
Contrapino	MS24665-132	–
Anel de vedação	MS29512-04	–
Anel de vedação	MS29512-08	–
Anel de vedação	MS29512-232-1	–
Anel de vedação	MS29513-04	–
Anel de vedação	MS29513-012	–
Anel de vedação	MS29513-013	–
Anel de vedação	MS29513-014	–
Anel de vedação	MS29513-110	–
Anel de vedação	MS29513-148	–
Anel de vedação	MS29513-149	–
Anel de vedação	MS29513-215	–
Anel de vedação	MS29513-232-1	–
Graxa		G-45 (Jam Ind Comércio)
Anel de vedação	MS29513-218	–

Tabela 2-28-2. Material de Consumo

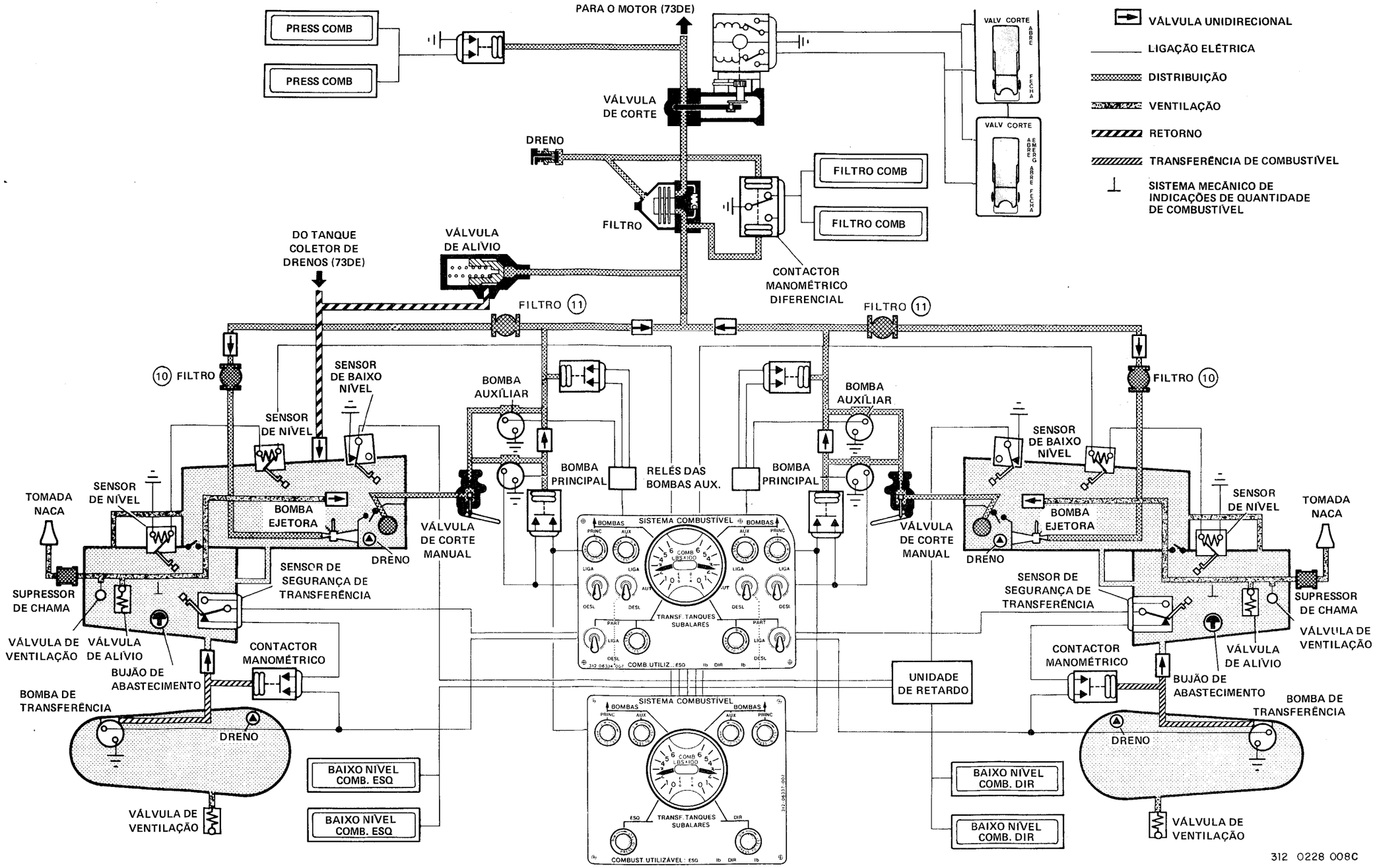


Figura 2-28-1. Diagrama do Sistema de Combustível (Esquemático)

SEÇÃO II
ARMAZENAMENTO (28 - 10 - 00)

2-28-4. DESCRIÇÃO (figura 2-28-2)

O armazenamento de combustível do EMB-312 compreende, basicamente, dois conjuntos de tanques integrais e dois tanques alijáveis, que podem ser instalados sob a asa, nos pilones internos.
Os tanques estão localizados na asa, sendo que cada conjunto, esquerdo e direito, é formado por um tanque externo e um interno do tipo integral e interligados de modo que cada conjunto funcione como um único tanque.
O combustível do tanque externo é transferido para o interno por gravidade, através de linhas providas de válvulas unidirecionais, tipo flape, que impedem que o combustível retorne ao tanque externo em manobras da aeronave.
A capacidade de cada conjunto de tanques integrais é de 347 litros e a de cada tanque subalar pode ser de 320 litros ou de 330 litros, perfazendo um total de 1334 litros ou 1354 litros de combustível.
O combustível recomendado para uso na aeronave é o querosene de aviação (Especificação PWA522 ou CNP-08). Como combustível de emergência pode ser utilizada a gasolina de aviação (todos os graus de octanagem), sendo seu uso, porém, limitado a 150 horas de operação entre revisões gerais do motor. Deve-se dar preferência ao grau de octanagem mais baixo.
O alijamento dos tanques subalares se dá através do acionamento de comandos no painel de armamento e no manche (veja o Sistema de Armamento, Capítulo 94-00-00).

2-28-5. SISTEMA DE VENTILAÇÃO (figura 2-28-3)

O sistema de ventilação visa equalizar a pressão interna e externa dos tanques de combustível.
Em cada conjunto de tanques, o sistema consiste de uma entrada de AR NACA, de um supressor de chamas, de uma válvula de ventilação, de uma válvula de alívio e de uma válvula unidirecional.
A ventilação dos tanques se dá através da ligação da entrada de ar NACA com o tanque externo que, por sua vez, está ligado ao tanque interno por meio de dois tubos, um superior e um inferior que, em função da atitude da aeronave, equalizam as pressões ou complementam a ligação de combustível.
A tomada de ar NACA está montada em conjunto com uma caixa de sedimentação para, em caso de chuva, separar e drenar a água para o exterior, evitando que a mesma entre nos tanques.
A finalidade do supressor de chamas é evitar a propagação de fogo no interior da tubulação do sistema, iniciado por faíscas elétricas.
A válvula de ventilação está montada na parte mais alta do tanque externo, comunicando-o com a atmosfera. Caso o nível de combustível aumente devido à inclinação do avião, a válvula unidirecional bloqueia o tubo de ar evitando, assim, que o combustível flua por esta tubulação.
A válvula de alívio dirige para o tubo de entrada de ar todo o excesso de pressão que ocorra no interior dos tanques.
A válvula unidirecional, instalada na conexão terminal da tubulação de entrada de ar no tanque interno, tem como função impedir a entrada de combustível na tubulação de ventilação, permitindo a penetração de ar no tanque, mesmo em manobras de vôo invertido e asa baixa.

2-28-6. TANQUES DE COMBUSTÍVEL

Dois tanques integrais estão localizados em cada semi-asa, sendo que o tanque interno se situa no bordo de ataque junto à raiz da asa, entre as longarinas auxiliar e principal, e o tanque externo se situa no caixão central junto à fixação do trem de pouso principal, entre as longarinas principal e traseira.
O acesso aos componentes dos tanques externos se dá através das janelas 5216 (lado direito) e 5215 (lado esquerdo). Cada tanque externo aloja os seguintes componentes: sensor de nível, bocal para reabastecimento por gravidade,conexão para o tanque subalar, defletor de fluxo, válvula unidirecional, sensor de segurança e contactor manométrico do sistema de transferência, válvula de ventilação e válvula de alívio do sistema de ventilação.
O acesso aos componentes dos tanques internos se dá através das janelas 5236 (lado direito) e 5235 (lado esquerdo). Cada tanque interno aloja os seguintes componentes: sensor de baixo nível, sensor de nível, bomba

ejetora, válvula unidirecional do sistema de ventilação e reservatório de alimentação.

O tanque interno é preenchido com plastispuma antiexplosiva, à exceção do espaço destinado ao reservatório de alimentação. O reservatório, que possui cerca de doze litros de capacidade, aloja uma válvula-dreno, uma válvula unidirecional tipo flape e funciona como um tanque tipo acrobático, permitindo, através de um pescador, que o fluxo de combustível não seja interrompido em qualquer atitude da aeronave.

Um tanque alijável pode ser instalado sob a asa em cada pilone interno e possui os seguintes componentes: bomba de transferência, dreno da bomba, bocal para reabastecimento por gravidade, drenos, válvula de ventilação e conexão para ligação à terra.

Nota

As informações sobre instalação e remoção dos pilones encontram-se na O.T. 1T27-2-94GT-00-1.

As informações sobre instalação e remoção dos componentes interno e externo dos tanques subalares encontram-se na O.T. 6J14-3-01-3.

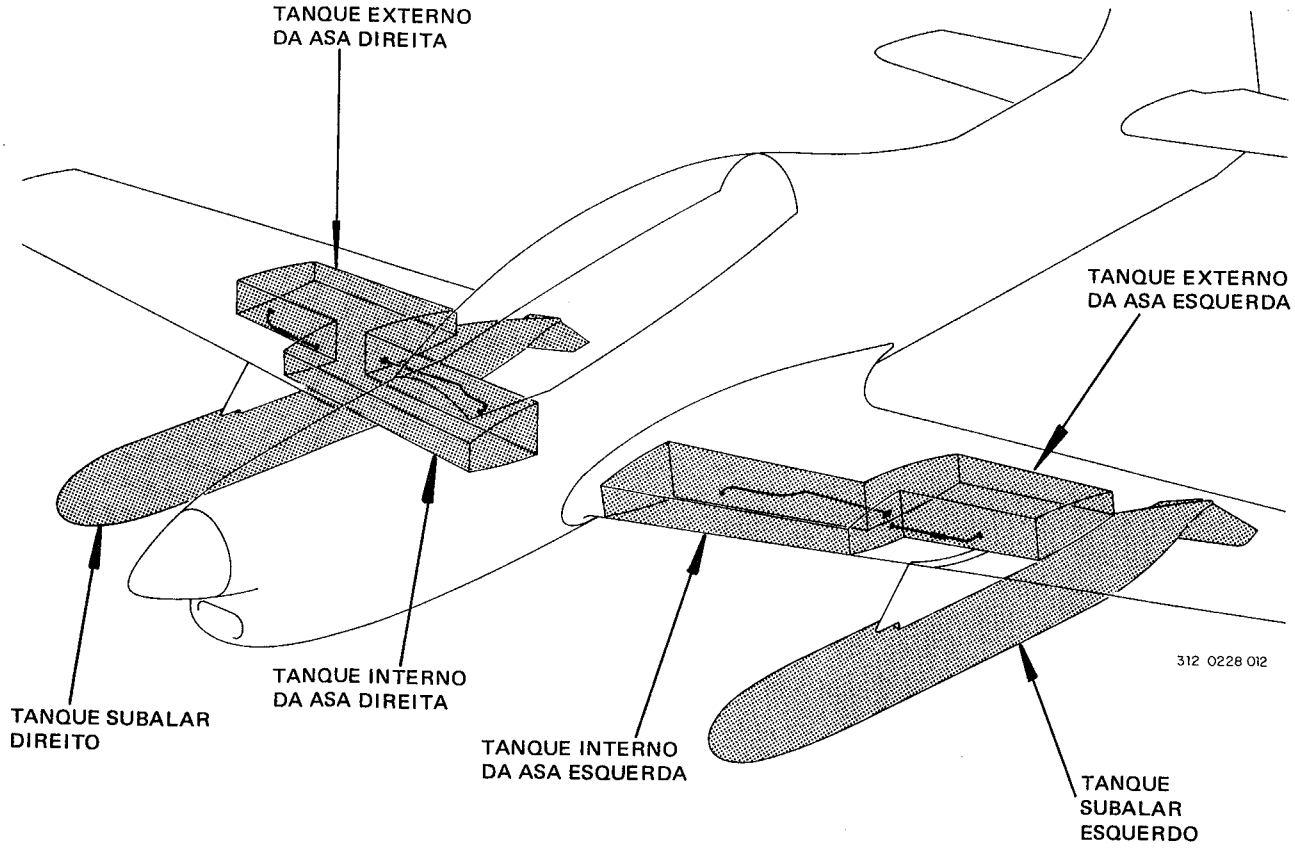


Figura 2-28-2. Armazenamento de Combustível (Disposição dos Tanques)

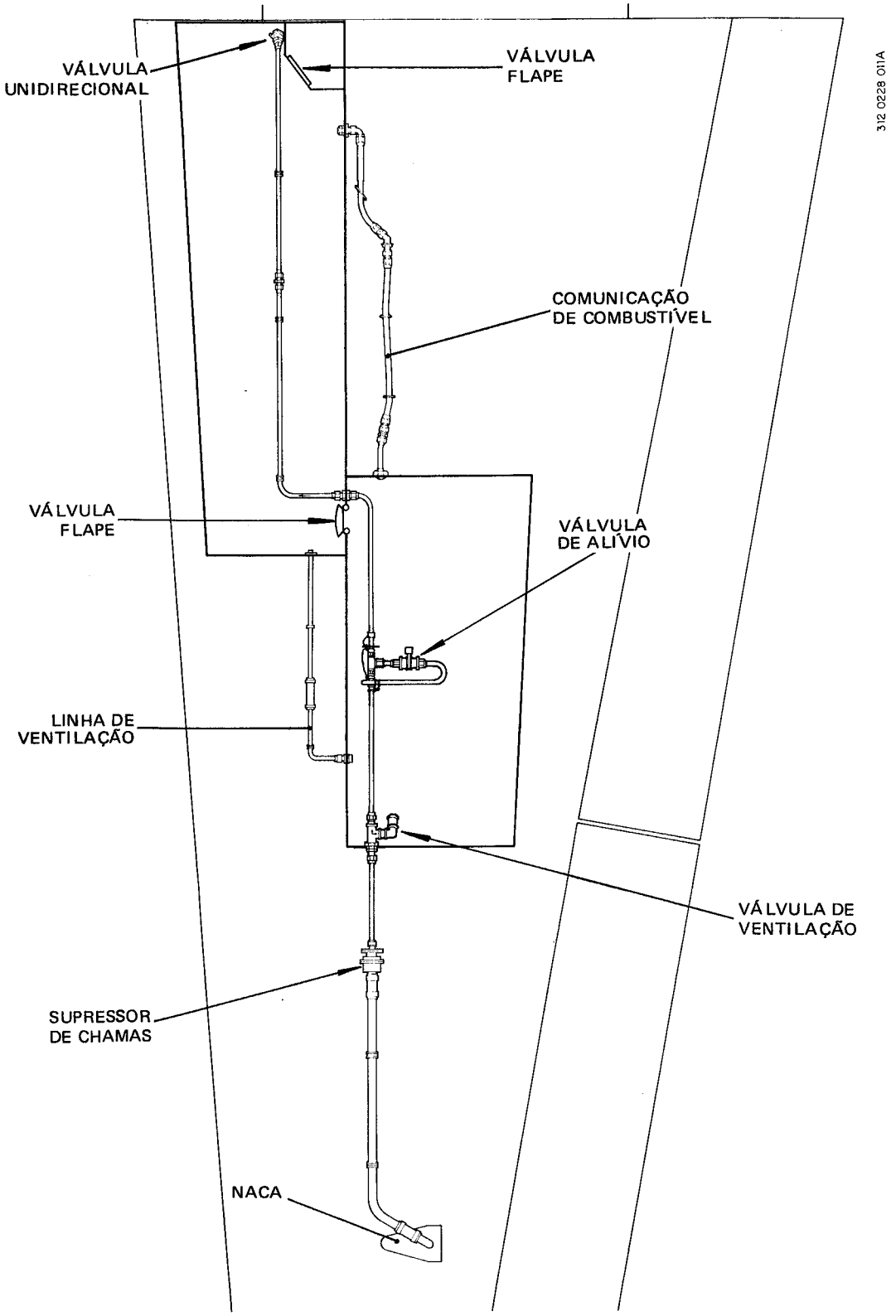


Figura 2-28-3. Sistema de Ventilação (Interligação dos Tanques de Combustível)

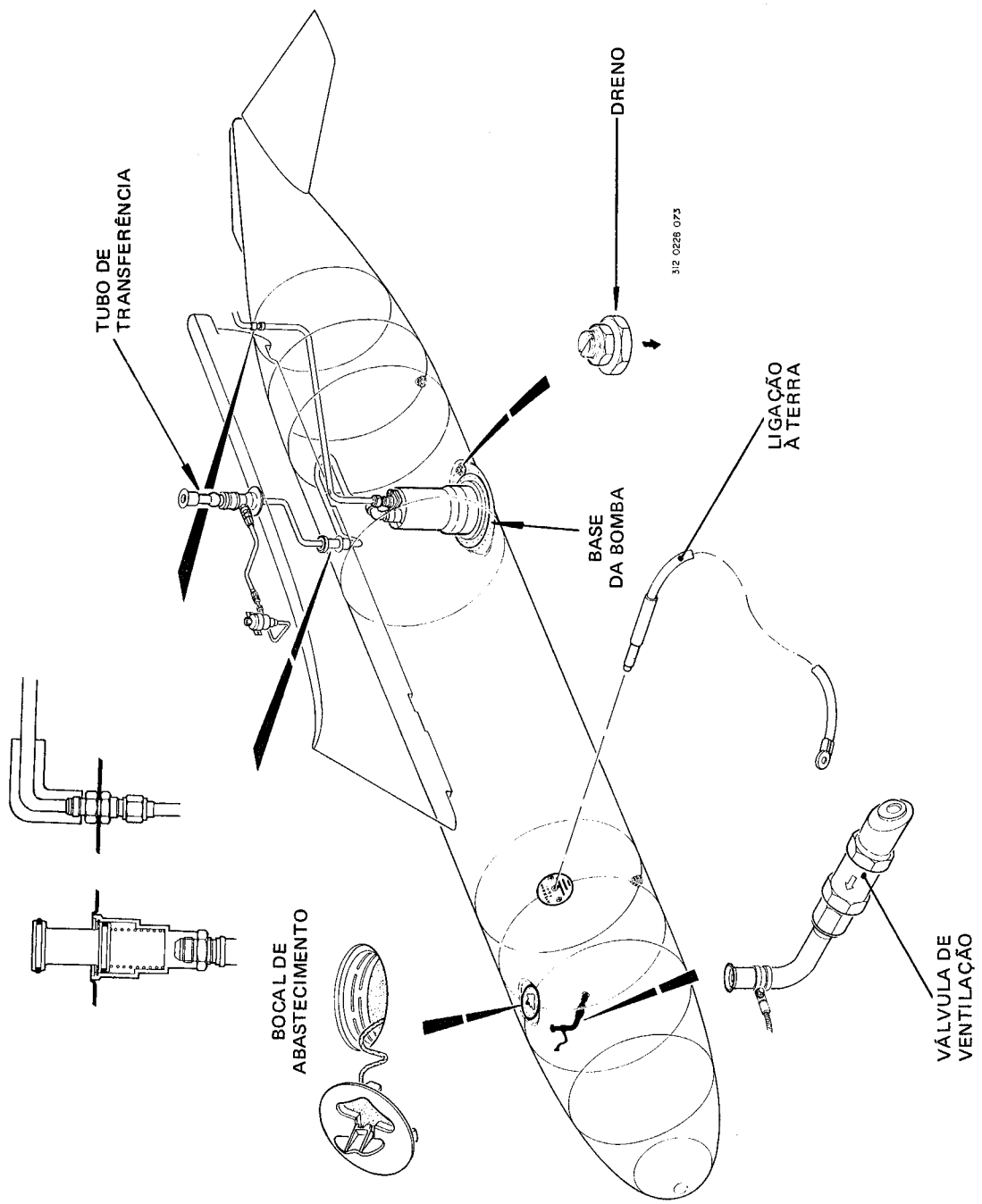


Figura 2-28-4. Tanque Subalar de 320 Litros (Folha 1 de 2)

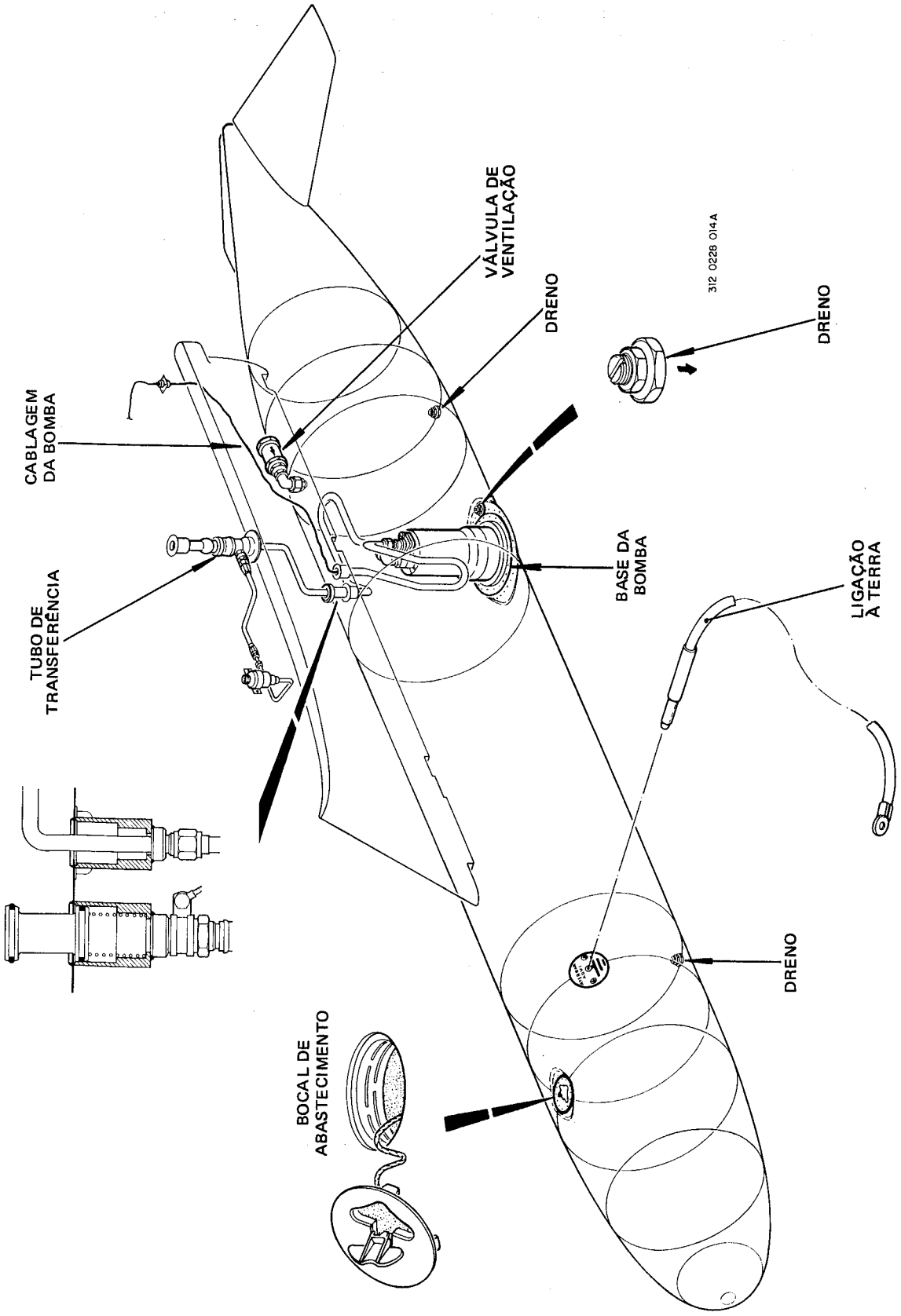


Figura 2-28-4. Tanque Subalar de 330 Litros (Folha 2 de 2)

2-28-7. TIPOS DE SELAGEM DOS TANQUES INTEGRAIS DE COMBUSTÍVEL (figura 2-28-5)

2-28-8. SELAGEM ENTRE SUPERFÍCIES DE CONTACTO (SELAGEM INTERFACE)

A selagem interface é empregada entre as superfícies de contacto de elementos estruturais superpostos no interior dos tanques, entre estes e o revestimento da asa e na instalação de rebites e "Hi-loks". A aplicação deve ser feita com pincel, formando uma camada homogênea, de modo a fazer com que o espaço entre as superfícies fique completamente preenchido e um pequeno excesso extravaze por toda a periferia das partes, quando unidas.

2-28-9. SELAGEM POR FILETAGEM

A selagem por filetagem é empregada nos bordos das partes superpostas no interior dos tanques, bem como no preenchimento de cavidades e vazios existentes entre certas uniões das mesmas.
A aplicação deve ser feita por meio de pistola ou bisnaga de extrusão, ou de uma espátula, formando uma filetagem contínua, livre de bolhas de ar e com sua parte mais espessa alinhada sobre a borda ou sobre a linha de união das partes estruturais superpostas.

2-28-10. SELAGEM POR COBERTURA

A selagem por cobertura é empregada nas cabeças, nas contracabeças e nas porcas dos elementos de fixação (rebites, "Hi-loks" etc.), localizados no interior dos tanques de combustível. A aplicação deve ser feita com pincel duro ou por extrusão (com ponteira bem fina) e deve cobrir totalmente cada elemento de fixação.

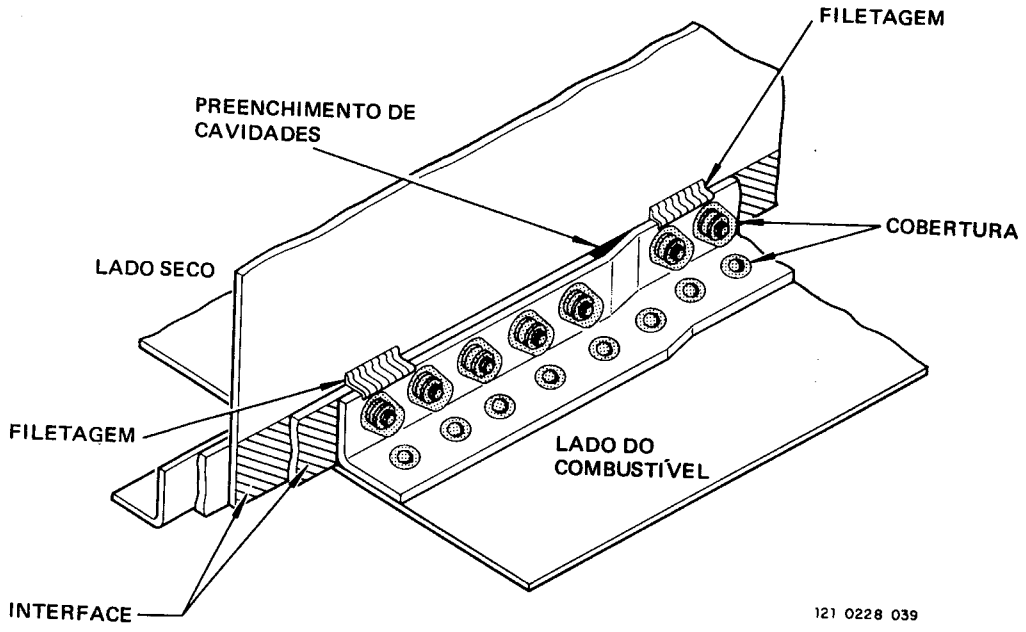


Figura 2-28-5. Tipos de Selagem dos Tanques Integrais de Combustível

SEÇÃO II
ALIMENTAÇÃO (28 - 20 - 00)

2-28-11. DESCRIÇÃO (figura 2-28-6)

O sistema de alimentação fornece combustível a baixa pressão ao motor, através de duas bombas de reforço, denominadas principal e auxiliar, para cada conjunto de tanques.
Os interruptores de comando das bombas estão localizados no painel de combustível dianteiro e cada bomba possui luzes indicadoras de funcionamento nos dois postos de pilotagem.
A linha de alimentação tem seu início nos reservatórios de alimentação, onde pescadores de combustível proporcionam um fluxo ininterrupto em qualquer atitude da aeronave. À saída de cada reservatório encontra-se instalada uma válvula de corte manual, com o objetivo de permitir a remoção de componentes do sistema, sem que seja necessário drenar o combustível existente nos tanques. Logo após as válvulas, junto à raiz da asa, encontram-se as bombas com suas respectivas válvulas unidirecionais e contactores manométricos de indicação de funcionamento. Em seguida, de cada lado, a linha se bifurca, a fim de suprir a bomba ejetora que, por sua vez, transfere combustível do tanque interno para o reservatório de alimentação.
Ainda junto à raiz da asa do lado esquerdo, as linhas se unem e se encaminham ao motor, passando por uma válvula de alívio, por um filtro, por uma válvula de corte elétrica e por um contactor manométrico de baixa pressão.

2-28-12. PESCADOR DE COMBUSTÍVEL MÓVEL ③

O pescador de combustível consiste de um tubo aspirador, composto de um filtro metálico e de um peso móvel, de uma bóia e de um corpo que gira todo o conjunto em função da atitude da aeronave.
A rotação do conjunto é assegurada por dois rolamentos localizados no corpo do pescador, fazendo com que, em função da posição do peso, o pescador tenha um movimento livre com giros de até 360°.

2-28-12A. PESCADOR DE COMBUSTÍVEL FIXO ④

O pescador de combustível fixo consiste de um tubo aspirador composto de dois filtros metálicos, de uma haste móvel com peso nas extremidades que se movimenta ao longo do seu eixo longitudinal em função da atitude da aeronave.

2-28-13. VÁLVULA DE CORTE MANUAL

A válvula de corte manual possui um corpo de alumínio com tomadas de entrada e saída, formando um ângulo de 90°. Sua situação é mecânica e se dá através de um cilindro que bloqueia a entrada de combustível em função da alavanca de comando, que normalmente se encontra frenada na posição aberta.

2-28-14. BOMBAS DE COMBUSTÍVEL

As bombas de reforço são física e funcionalmente iguais, diferindo apenas quanto à localização e à operação.
A atuação de cada bomba é elétrica, com um motor à prova de explosão, provido de fusível e capacitor, acionando um rotor centrífugo, que proporciona um fluxo de combustível à pressão adequada para o motor e para a bomba ejetora. O motor e o rotor estão montados em uma carcaça cilíndrica que, em sua extremidade superior, aloja os conectores elétricos. As bombas principais são alimentadas pela barra principal de 28 V DC, enquanto que as bombas auxiliares são alimentadas pela barra de emergência de 28 V DC.
Cada bomba, por si só, tem condições de alimentar o motor, em qualquer regime de operação.

2-28-15. CONTACTORES MANOMÉTRICOS DAS BOMBAS DE COMBUSTÍVEL

Cada bomba de combustível possui um contactor manométrico de indicação de funcionamento. Os contactores

constituem-se de uma carcaça hermeticamente selada, em cujo interior está alojada uma cápsula sensora de pressão, que aciona um contacto elétrico, quando a pressão do combustível for igual ou superior a 7 psig, no caso das bombas principais, e igual ou inferior a 7 psig, no caso das bombas auxiliares.

2-28-16. VÁLVULAS UNIDIRECIONAIS

As válvulas unidirecionais, localizadas nas saídas de cada bomba, impedem que ocorra um fluxo cruzado entre as mesmas com conseqüente isolamento da alimentação de combustível ao motor para cada conjunto de tanques.

2-28-17. BOMBAS EJETORAS

As bombas ejetoras localizam-se na lateral externa de cada reservatório de alimentação e sua finalidade é manter o reservatório no nível operacional, independente da atitude de vôo da aeronave.
A bomba é basicamente um venturi, que recebe o fluxo primário de um desvio após as bombas de reforço e aspira combustível dos tanques internos, induzindo-o no reservatório de alimentação correspondente.
A linha de fluxo primário possui ainda um filtro e uma válvula unidirecional, que impede que haja comunicação da linha com o tanque interno, quando as bombas de reforço estiverem desligadas.

2-28-18. VÁLVULA DE ALÍVIO

A válvula de alívio consiste de uma carcaça de alumínio com tomadas de entrada e saída, formando um ângulo de 90°. Internamente, essas tomadas se comunicam em uma câmara, na qual se aloja um pistão de teflon ativado por mola. Quando a pressão na entrada das válvulas atingir um valor maior que 35 psig, o pistão é deslocado e o combustível é conduzido ao tanque interno esquerdo, através de uma linha de retorno, aliviando a pressão.

2-28-19. FILTRO DE COMBUSTÍVEL

O filtro de combustível consiste essencialmente de um corpo e de um copo coletor. No corpo alojam-se as conexões das tubulações de entrada e saída de combustível e uma válvula de desvio ("by-pass"), enquanto que no interior do copo se localizam os elementos filtrantes.
O copo possui ainda, em sua parte inferior, uma conexão de união para a tubulação da válvula-dreno do filtro e o corpo aloja, em sua parte superior, a conexão de uma das tubulações do contactor manométrico diferencial. A válvula de desvio do filtro de combustível é constituída de uma esfera, que é mantida em sua sede por meio de uma mola. Quando, por motivo de obstrução dos elementos filtrantes, a pressão diferencial entre a entrada e a saída do filtro atingir o valor de 2 psig, a válvula abre, garantindo a continuidade do fluxo de combustível (não filtrado) ao motor.
Os elementos filtrantes, que possuem um grau de filtração de 17 mícrons nominal e 33 mícrons absoluto, são constituídos de cinco discos de tela metálica, montados sob pressão em um tubo perfurado com espaçadores, entre os discos.
O conjunto de elementos filtrantes e o copo coletor são montados sobre um prisioneiro, localizado no centro do corpo do filtro, ao qual são fixados através de porcas.

2-28-20. CONTACTOR MANOMÉTRICO DO FILTRO DE COMBUSTÍVEL

O contactor manométrico compõe-se basicamente de um corpo, no interior do qual ficam alojados uma cápsula sensora de pressão, uma mola de estalo ("belleville") solidária a um pino atuador, um pino pivotado e um microcontactor. O contactor recebe pressão de combustível à entrada e à saída do filtro; estas pressões atuam em cada um dos lados da cápsula sensora.
Ao ocorrer obstrução no filtro de combustível, a pressão à entrada do mesmo aumentará, forçando a cápsula sensora a expandir-se, contrariando a força da mola de estalo. Ao ser atingido o valor de $1,4 \pm 0,2$ psig, a mola de estalo é atuada e, através do pino atuador, solidário à mola, aciona o pino pivotado que, por sua vez, aciona o microcontactor,fazendo com que a luz FILTRO COMB dos painéis múltiplos de alarmes acenda.

2-28-21. VÁLVULA DE CORTE DO SISTEMA

A válvula de corte é provida de um atuador elétrico, que aciona o mecanismo de abertura e fechamento da válvula. Um dispositivo de pressão no corpo da válvula permite que, com a válvula fechada, o fluido bloqueado entre esta e o motor seja descarregado na tubulação de entrada, caso ocorra um aumento de pressão decorrente de expansão térmica do fluido.
A válvula é equipada externamente com um indicador de

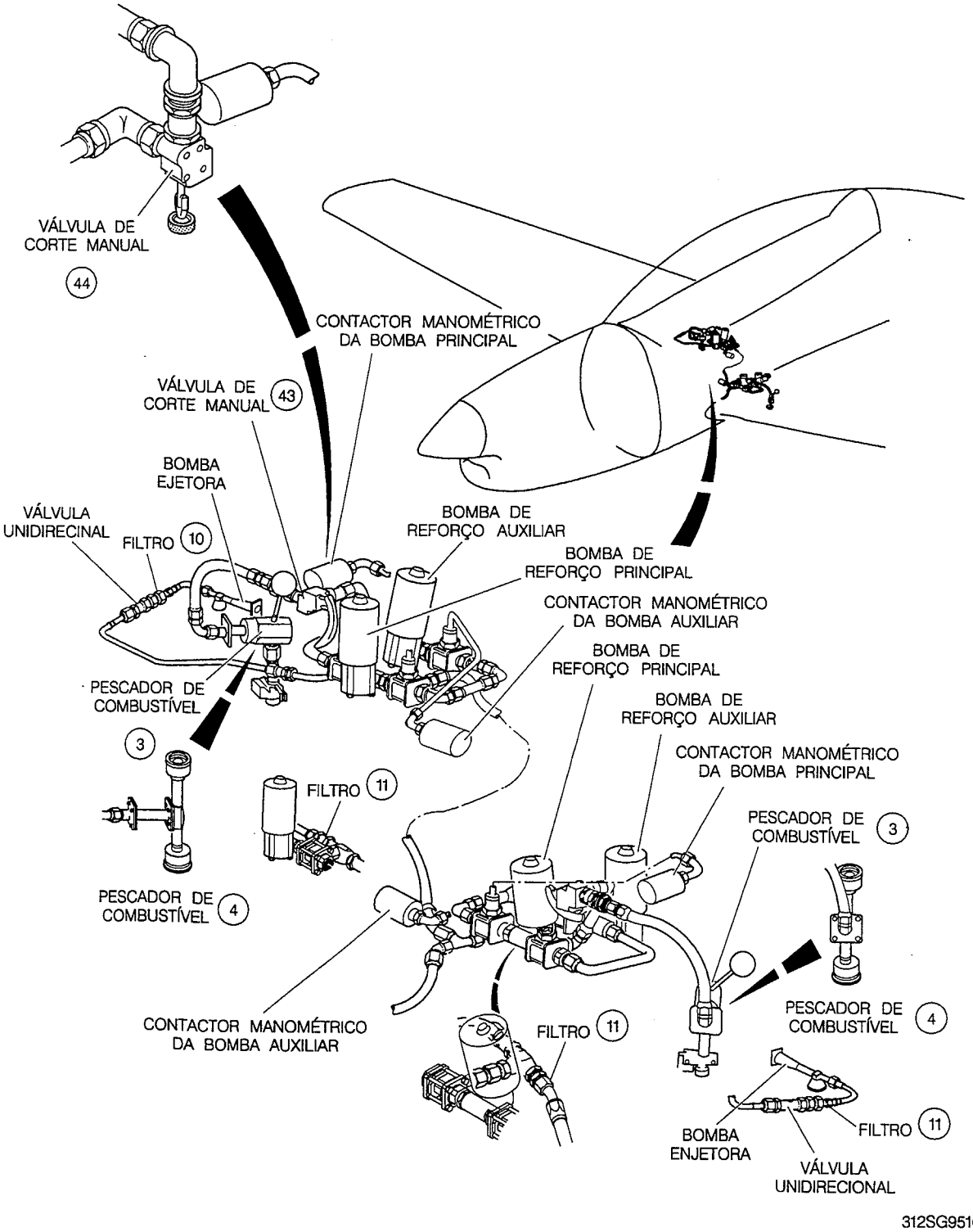


Figura 2-28-6. Alimentação de Combustível (Folha 1 de 2)

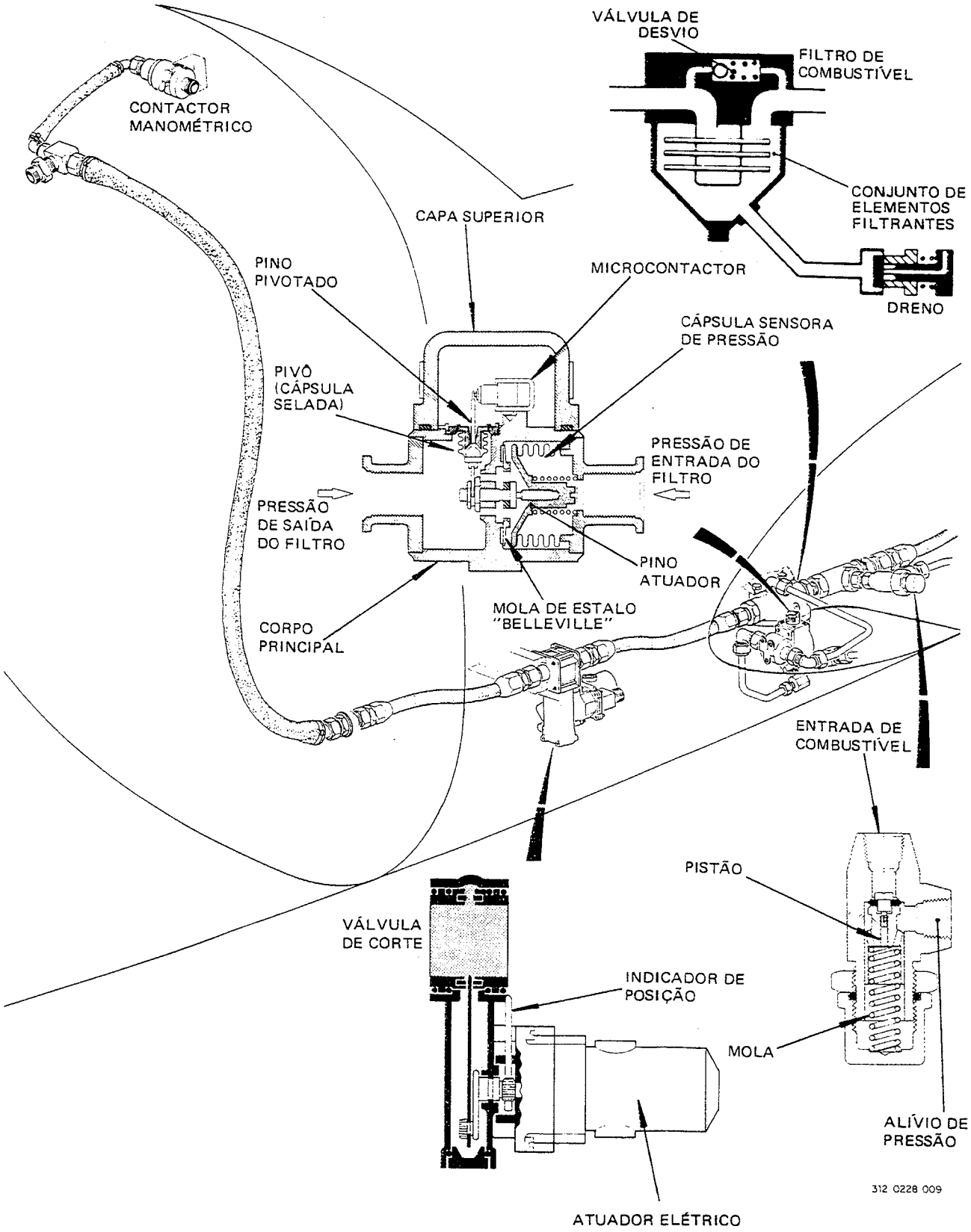


Figura 2-28-6. Alimentação de Combustível (Folha 2 de 2)

posição mecânico que, em conjunto com as referências CLSD (fechada) e OPEN (aberta), existentes no corpo da válvula, possibilita a verificação visual da posição em que a mesma se encontra.
A válvula de corte incorpora ainda dois interruptores limitadores de curso, que cortam a alimentação elétrica para o atuador, quando a válvula atingir as posições totalmente aberta ou totalmente fechada, ao mesmo tempo que mantém a ligação para atuação no sentido oposto. Estando a válvula em trânsito, os interruptores mantêm as ligações para atuação nos dois sentidos.

2-28-22. CONTACTOR MANOMÉTRICO DE INDICAÇÃO DE BAIXA PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL

O contactor manométrico consiste de uma carcaça hermeticamente selada, em cujo interior está alojado um diafragma sensor de pressão, que aciona um contacto elétrico quando a pressão de combustível for igual ou inferior a 6 psia ⑧ ou a 2 psig ⑨.
A atuação do contacto faz com que a luz PRESS COMB dos painéis múltiplos de alarmes acenda.

SEÇÃO II
INDICAÇÃO (28 - 40 - 00)

2-28-23. DESCRIÇÃO (figura 2-28-7)

O sistema de indicação de combustível do EMB-312 provê informações de quantidade de combustível existente em cada semi-asa. Os instrumentos indicadores localizam-se nos painéis de combustível de cada posto de pilotagem.

Nota

As informações relativas à indicação de fluxo e ao consumo de combustível estão contidas na Seção II - Combustível do Motor, Capítulo 73-00-00.

Os indicadores de quantidade de combustível são instrumentos duplos, que permitem a leitura da quantidade de combustível de cada conjunto de tanques integrais em uma escala graduada de 0 a 600 lb. Os indicadores recebem alimentação elétrica de 28 V DC da barra principal, através do disjuntor NÍVEL, situado no painel de disjuntores dianteiro; as informações de quantidade são fornecidas por sensores de nível, tipo bóia, que basicamente compreendem resistências variáveis (45 Ω). Os sensores são instalados em cada tanque e ligados em série para cada semi-asa. O valor de resistência de cada sensor é proporcional ao nível de combustível em cada tanque e, em conseqüência, de acordo com a variação da quantidade de combustível, a intensidade da corrente varia e reflete nas indicações dos ponteiros do indicador, que atua essencialmente como um galvanômetro.
O sistema possui ainda indicações no painel múltiplo de alarmes, com as seguintes luzes:

- PRESS COMB – acende quando a pressão na linha de alimentação for igual ou inferior a 6 psia ⑧ ou 2 psig ⑨ (veja a Seção II - Alimentação, Capítulo 28--20-00).
- FILTRO COMB – acende com uma obstrução iminente do filtro de combustível e conseqüente atuação do contactor manométrico diferencial, quando a pressão atingir 1,4 ± 0,2 psig (veja a Seção II - Alimentação, Capítulo 28-20-00).
- BAIXO NÍVEL ESQ (e DIR) – acende, quando o nível do respectivo tanque interno atingir valores abaixo de 92 lb (54 litros), determinados pelos sensores de baixo nível.

No painel de combustível localizam-se ainda as luzes indicadoras do sistema de alimentação, que são acionadas pelos contactores manométricos das bombas de reforço (veja a Seção Alimentação, Capítulo 28-00-00) e as luzes indicadoras do sistema de transferência, que são acionadas pelos contactores manométricos de transferência e pelo sensor de segurança do sistema. O contactor manométrico atua quando a pressão na linha, após a bomba de transferência, atingir o valor de 5 ± 1 psig; entretanto, a indicação só se completa se o sensor de segurança estiver desatuado, ou seja, os tanques externos não estiverem com nível máximo de combustível.

2-28-24. SISTEMA MECÂNICO DE INDICAÇÃO DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL (figura 2-28-8)

O combustível existente nos tanques integrais pode ser verificado através de um sistema mecânico de indicação existente no introdorso de cada semi-asa. O sistema consiste de uma escala graduada de 0.0 a 9.0, utilizada em dois pontos de medição localizados nos tanques externos. Cada ponto de medição é provido de uma bóia magnética que fixa a escala graduada nele introduzida, quando esta atinge o ponto correspondente ao nível do combustível. A quantidade de combustível é, então, determinada, confrontando-se o valor lido na escala com a tabela 2-28-3.

Nota

Deve-se efetuar as leituras com a aeronave praticamente nivelada em relação a seu eixo transversal, o que pode ser verificado através do indicador de curva e derrapagem.

INDICAÇÃO	QTDE litros	PESO		INDICAÇÃO	QTDE litros	PESO	
		kgf	libras			kgf	libras
0,1	84	65,9	145,4	4,1	218	171,1	377,3
0,2	88	69,1	152,3	4,2	221	173,5	382,5
0,3	92	72,2	159,2	4,3	224	175,8	387,7
0,4	95	74,6	164,4	4,4	227	178,2	392,9
0,5	98	76,9	169,6	4,5	230	180,6	398,0
0,6	100	78,5	173,1	4,6	234	183,7	405,0
0,7	104	81,6	180,0	4,7	237	186,0	410,2
0,8	106	83,2	183,4	4,8	240	188,4	415,4
0,9	108	84,8	186,9	4,9	243	190,8	420,5
1,0	112	87,9	193,8	5,0	246	193,1	425,7
1,1	114	89,5	197,3	5,1	250	196,3	432,7
1,2	117	91,8	202,5	5,2	254	199,4	439,6
1,3	119	93,4	205,9	5,3	257	201,7	444,8
1,4	122	95,8	211,1	5,4	259	203,3	448,2
1,5	126	98,9	218,1	5,5	262	205,7	453,4
1,6	130	102,1	225,0	5,6	264	207,2	456,9
1,7	132	103,6	228,4	5,7	268	210,4	463,8
1,8	138	108,3	238,8	5,8	270	212,0	467,3
1,9	139	109,1	240,6	5,9	273	214,3	472,5
2,0	142	111,5	245,7	6,0	275	215,9	475,9
2,1	146	114,6	252,7	6,1	278	218,2	481,1
2,2	150	117,8	259,6	6,2	281	220,6	486,3
2,3	154	120,9	266,5	6,3	284	222,9	491,5
2,4	158	124,0	273,4	6,4	286	224,5	495,0
2,5	160	125,6	276,9	6,5	290	227,7	501,9
2,6	165	129,5	285,6	6,6	292	229,2	505,3
2,7	169	132,7	292,5	6,7	294	230,8	508,8
2,8	172	135,0	297,7	6,8	297	233,1	514,0
2,9	176	138,2	304,6	6,9	300	235,5	519,2
3,0	180	141,3	311,5	7,0	302	237,1	522,6
3,1	184	144,4	318,4	7,1	304	238,6	526,1
3,2	186	146,0	321,9	7,2	306	240,2	529,6
3,3	190	149,2	328,8	7,3	309	242,6	534,8
3,4	194	152,3	335,7	7,4	311	244,1	538,2
3,5	197	154,6	340,9	7,5	314	246,5	543,4
3,6	202	158,6	349,6	7,6	316	248,1	546,9
3,7	205	160,9	354,8	7,7	318	249,6	550,3
3,8	208	163,3	360,0	7,8	320	251,2	553,8
3,9	211	165,6	365,2	7,9	322	252,8	557,3
4,0	214	168,0	370,4	8,0	324	254,3	560,7
—	—	—	—	8,1	326	255,9	564,2

NOTA

- Aeronave nivelada
- Peso específico de referência: 0,785 kgf/l

Tabela 2-28-3. Conversão do Sistema Mecânico de Quantidade de Combustível

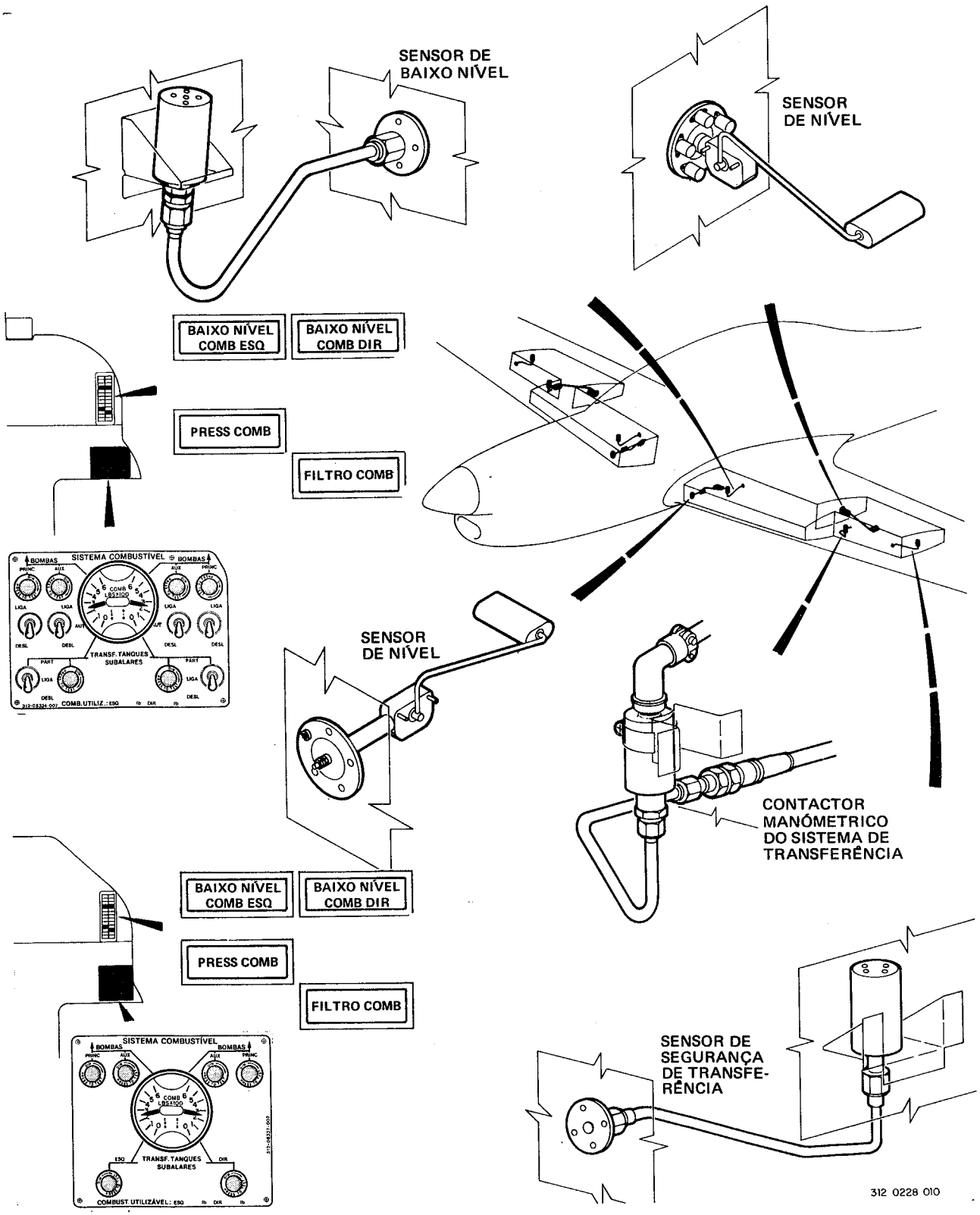


Figura 2-28-7. Sistema de Indicação de Combustível

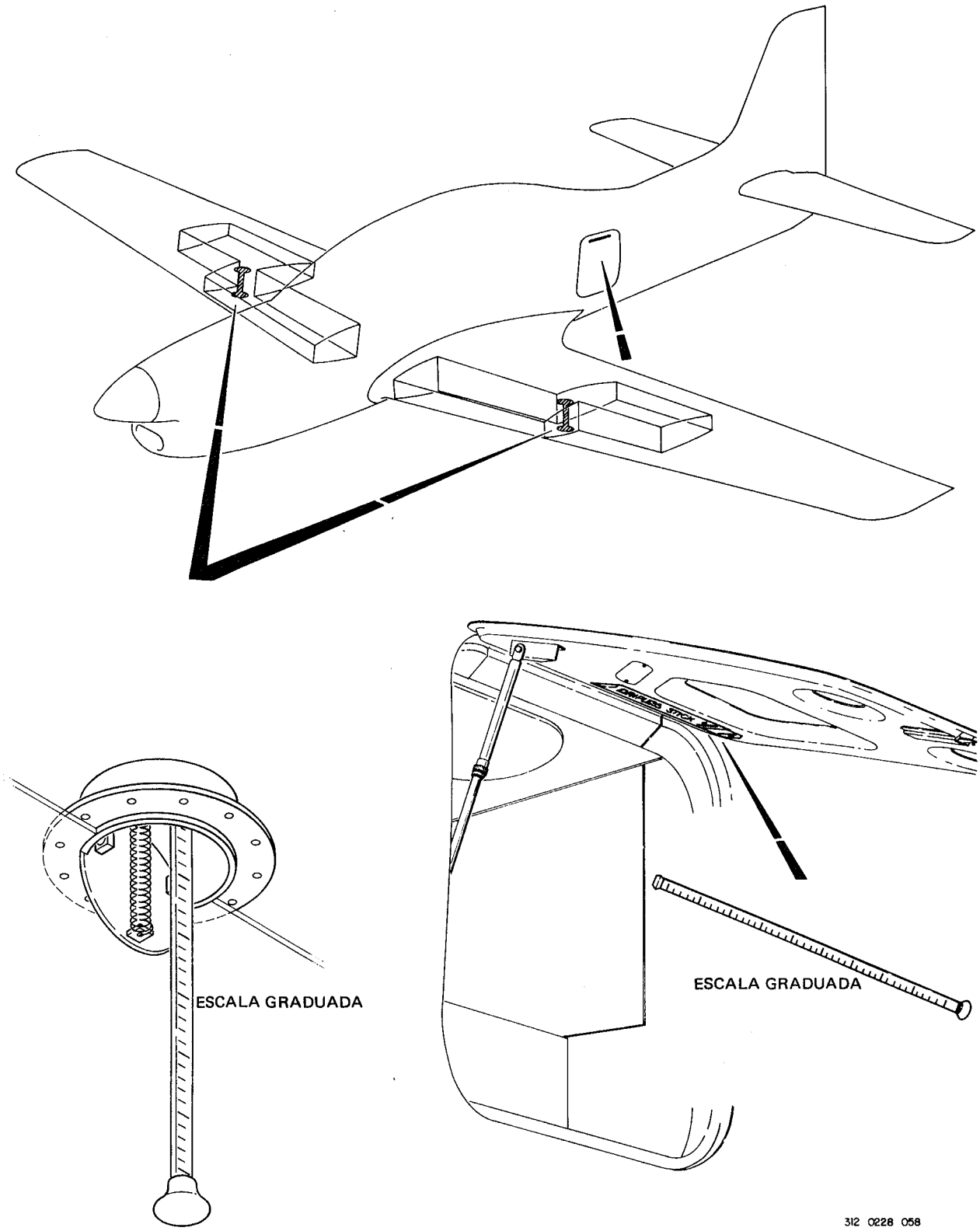


Figura 2-28-8. Sistema Mecânico de Indicação de Quantidade de Combustível

SEÇÃO II
SISTEMA HIDRÁULICO (29 - 00 - 00)

2-29-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-29-1)

O sistema hidráulico opera com fluido hidráulico, especificação MIL-H-5606, à pressão nominal de 2100 psi e inclui os componentes necessários para manter e controlar a pressão hidráulica do sistema. A capacidade total de fluido hidráulico do sistema é de, aproximadamente, 3,7 litros, incluindo a capacidade do reservatório.
A pressão gerada no sistema hidráulico tem por finalidade exclusiva acionar os trens de pouso (abaixamento e recolhimento) pelo sistema principal e abaixamento pelo sistema de emergência.

Nota

Os freios, embora sejam operados hidraulicamente, constituem um sistema independente.

Um sistema de indicação, que permite aos pilotos monitorarem o sistema hidráulico, é composto de:

- Alarme de baixa pressão do sistema principal.
- Alarme de tendência à obstrução do filtro de alta pressão.
- Alarme de baixa pressão do acumulador hidráulico do sistema de emergência.

Os tubos hidráulicos são confeccionados em liga de alumínio, especificação WW-T-700/4E, exceto aqueles que estão expostos a danos físicos nos alojamentos dos trens de pouso e sujeitos a altas temperaturas entre a válvula de corte hidráulica e a parede de fogo. Para estas condições, os tubos são confeccionados em aço inoxidável, especificação MIL-T-8504. Para as interligações de partes móveis, são ultilizadas mangueiras, especificação MIL-H-38360A. As conexões em geral são confeccionadas em liga de alumínio tipo STANDARD.

2-29-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio e os materiais de consumo, necessários para os procedimentos de manutenção do sistema hidráulico, relacionados sob a forma de tabelas.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
U-600	Fonte Externa de Energia Hidráulica	Equivalente	Prover Energia Hidráulica para a Verificação Operacional do Sistema
6269-B	Fonte Externa de Energia Elétrica	Equivalente	Prover Energia Elétrica para o avião

Tabela 2-29-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	Nº DE PEÇA
Anel de Vedação	MS28778-10	–
Anel de Vedação	MS28778-8	–
Anel de Vedação	MS28778-6	–
Anel de Vedação	MS28778-5	–
Anel de Vedação	MS28778-4	–
Anel de Vedação	MS28775-01	–
Anel de Vedação	MS28775-015	–
Anel de Vedação	16606A36-20	–
Anel de Vedação	MS28775-028	–
Anel de Vedação	MS28775-018	–
Anel de Segmento	MS28774-028	–
Anel de Vedação	MS28775-012	–
Arame de Freno	MS20995-C32	–
Arame de Freno	QQB-626	–
Elemento Filtrante	AC-9607F-897	–
Fluido Hidráulico	MIL-H-5606	–
Junta	MS9134-01	–
Nitrogênio (Gás)	BB-N-411, Tipo I, Classe I, Grau B	–
Porca	3012680	–
Porca	MS21042L3	–
Solvente para Limpeza	PD-680	–

Tabela 2-29-2. Material de Consumo

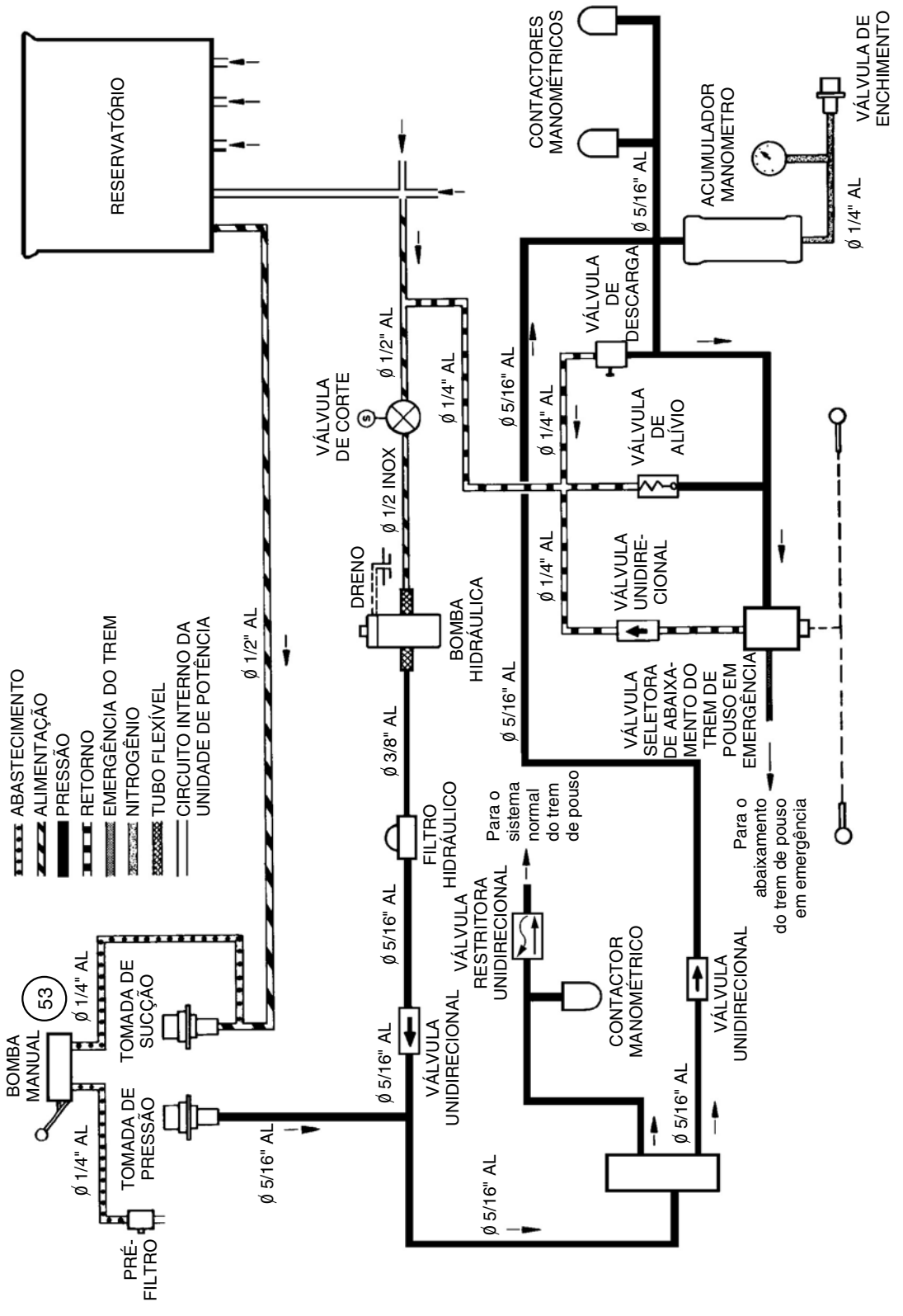


Figura 2-29-1. Sistema Hidráulico (Folha 1 de 3)

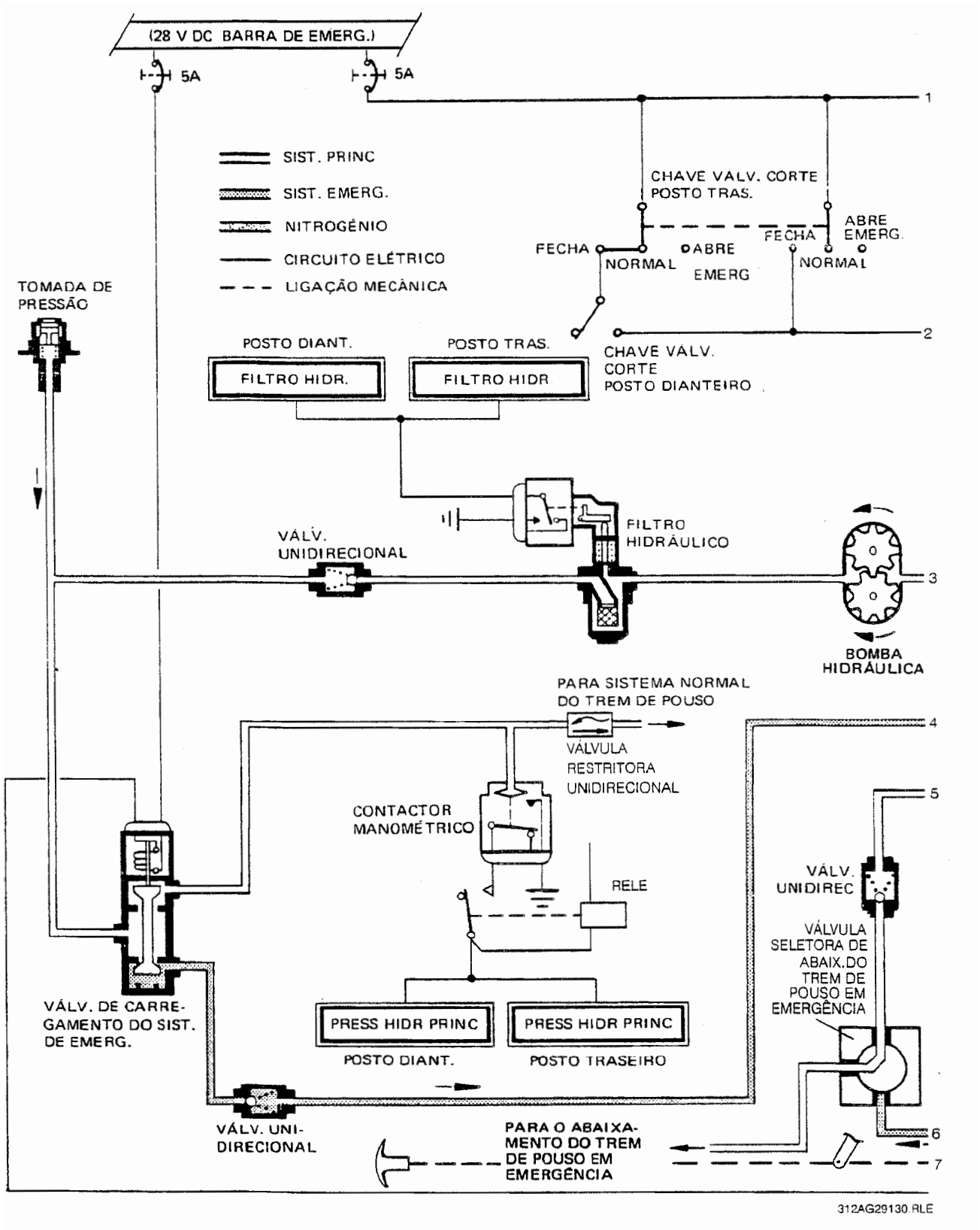


Figura 2-29-1. Sistema Hidráulico (Folha 2 de 3)

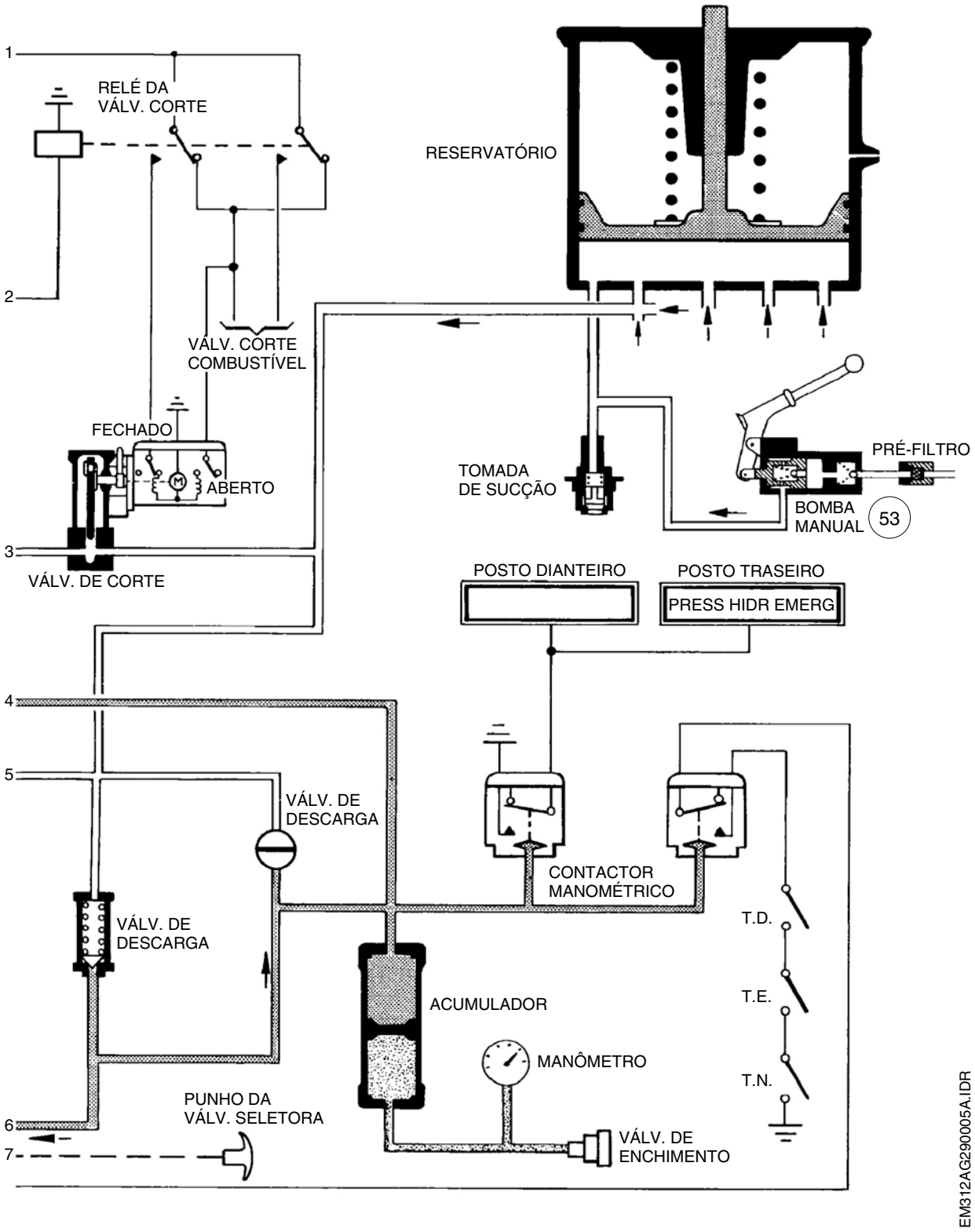


Figura 2-29-1. Sistema Hidráulico (Folha 3 de 3)

SEÇÃO II

SISTEMA PRINCIPAL (29 - 10 - 00)

2-29-3. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-29-2)

O sistema hidráulico principal fornece fluido hidráulico sob pressão, necessário para acionar os trens de pouso, tanto para recolhimento como para abaixamento.
O sistema hidráulico principal opera à pressão de, aproximadamente 2.100 psi e é composto de: um reservatório de fluido hidráulico incorporado à unidade de controle, uma válvula de corte hidráulico, uma bomba hidráulica, uma tomada externa de sucção, uma tomada externa de pressão, um filtro de alta pressão, uma válvula unidirecional, um contactor manométrico, uma bomba manual e um pré-filtro.
O circuito elétrico associado é alimentado pela barra de emergência de 28 V DC e é utilizado para comandar a válvula de corte hidráulico, para indicar baixa pressão do sistema principal e para indicar tendência à obstrução do filtro de alta pressão.

2-29-4. OPERAÇÃO DO SISTEMA PRINCIPAL (figura 2-29-3)

O fluido hidráulico sob pressão, contido no reservatório, é liberado para a bomba hidráulica, passando antes por uma válvula de corte operada por um motor elétrico que, normalmente, permanece na posição aberta (OPEN), posição esta identificada no próprio corpo da válvula por um pino vermelho.

Quando comandada para fechar (CLOSED), a válvula de corte interrompe a alimentação para a bomba hidráulica e, ao mesmo tempo, comanda o fechamento da válvula de corte de combustível para o motor (consulte o capítulo 28 desta seção).

A bomba hidráulica, instalada após a válvula de corte, do tipo engrenagem, é acionada, através de um eixo, pela caixa de acessórios do motor da aeronave.

Em seguida, o fluido hidráulico sob pressão, liberado pela bomba, passa por um filtro hidráulico equipado com um contactor manométrico de pressão diferencial, que ativa o alarme FILTRO HIDR quando existir uma diferencial de 70 ± 10 psi entre as linhas de entrada e saída do filtro. Se a diferencial exceder 100 ± 10 psi, uma válvula de desvio (by pass) será acionada, permitindo a passagem do fluido hidraúlico, mesmo que este contamine o sistema hidráulico.

Uma válvula unidirecional, instalada após o filtro, não permite que o fluido hidráulico retome para o reservatório, quando a fonte externa de energia hidráulica estiver operando.

Duas tomadas do tipo desconexão rápida, uma de sucção e outra de pressão, quando acopladas a uma fonte externa de energia hidráulica, permitem a pressurização do sistema hidráulico, durante a manutenção do avião. A tomada de sucção é interconectada com o reservatório, através de uma linha independente, enquanto que a tomada de pressão localiza-se entre a válvula unidirecional e a válvula de carregamento do sistema de emergência (consulte 29-20-00, desta seção).

Um contactor manométrico instalado na linha de pressão, logo após a válvula de carregamento, ativará o alarme PRESS HIDR PRINC no painel múltiplo de alarmes, nos dois postos de pilotagem, sempre que ocorrer falha da bomba hidráulica ou quando o sistema de emergência estiver sendo pressurizado.

2-29-5. BOMBA MANUAL (figura 2-29-4) (53)

A bomba manual, do tipo ação dupla, localiza-se entre as cavernas 15 e 16. O acesso é obtido através da porta do bagageiro. A bomba tem por finalidade transferir o fluido do recipiente para o reservatório.

2-29-6. PRÉ-FILTRO (figura 2-29-5)

o pré-filtro, do tipo tela metálica, com capacidade de filtragem equivalente a 15 microns, localiza-se entre as cavernas 15 e 16. O acesso é obtido através da porta do bagageiro. O pré-filtro tem por finalidade evitar que eventuais impurezas, oriundas do recipiente, venham contaminar o reservatório hidráulico.

2-29-6. RESERVATÓRIO HIDRÁULICO (figura 2-29-6)

O reservatório de formato cilíndrico, componente integrante da unidade de controle, localiza-se no compartimento hidráulico. Possui uma capacidade volumétrica de

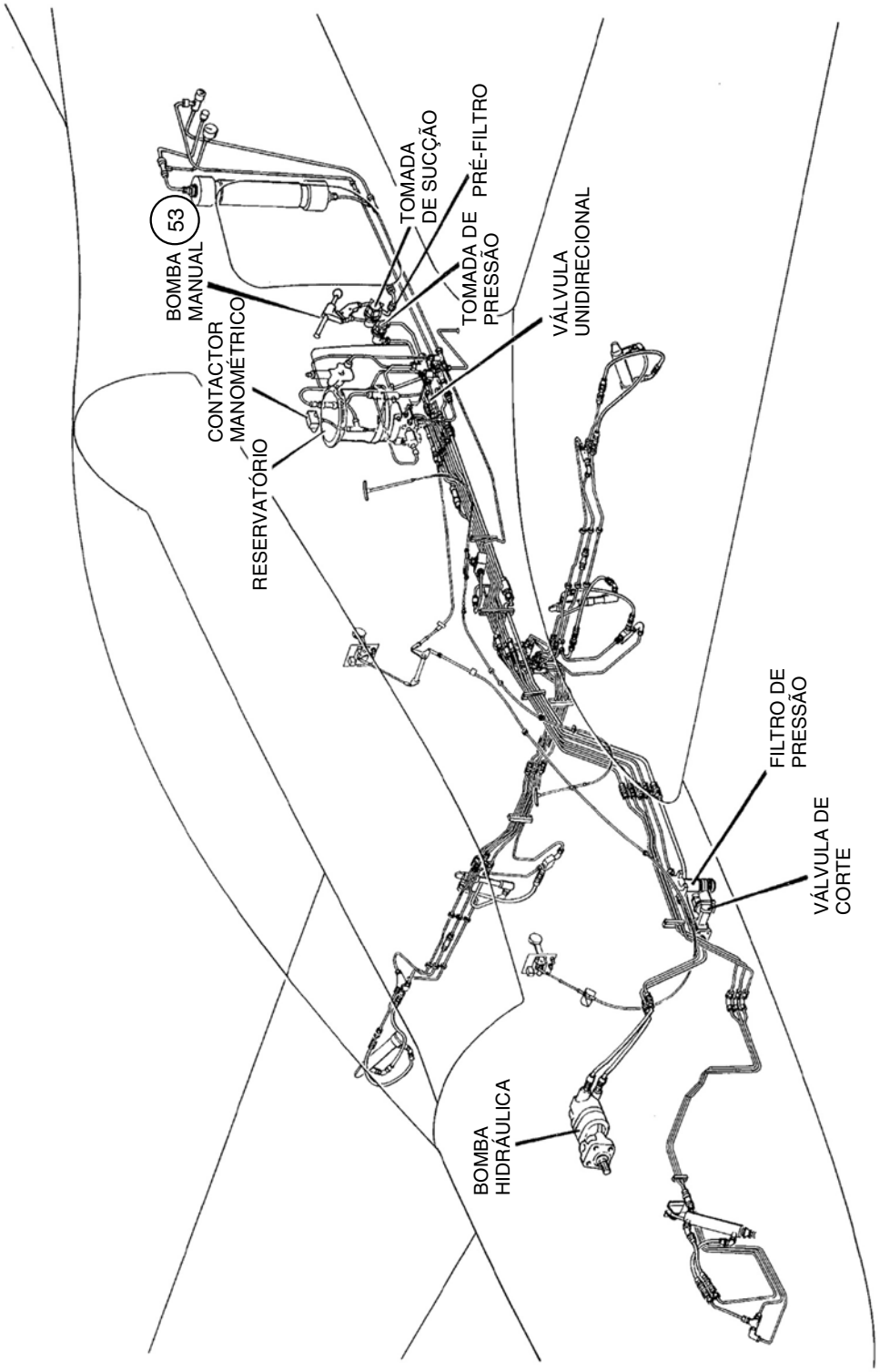


Figura 2-29-2. Localização dos Componentes do Sistema Principal

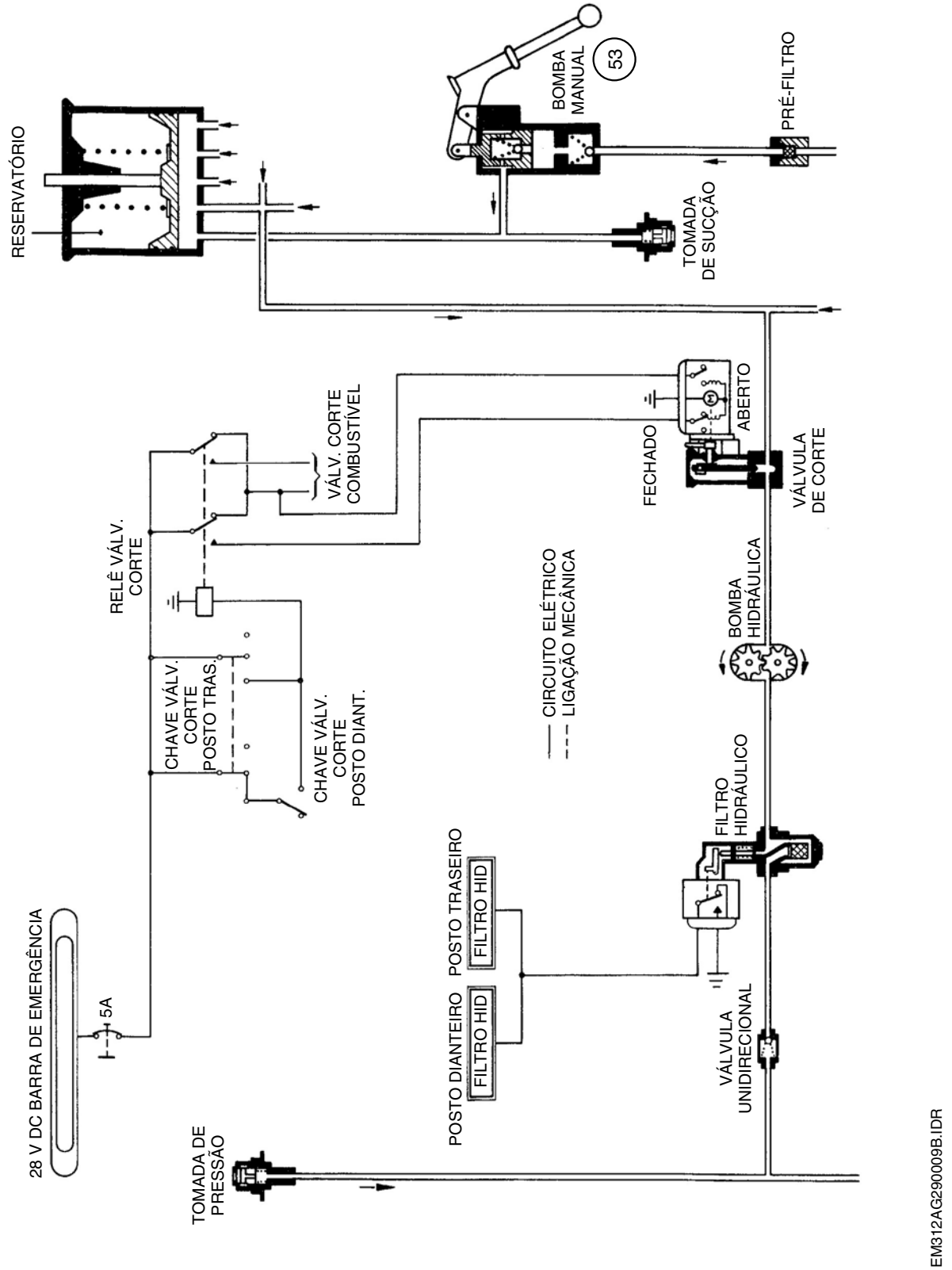


Figura 2-29-3. Sistema Hidráulico Principal

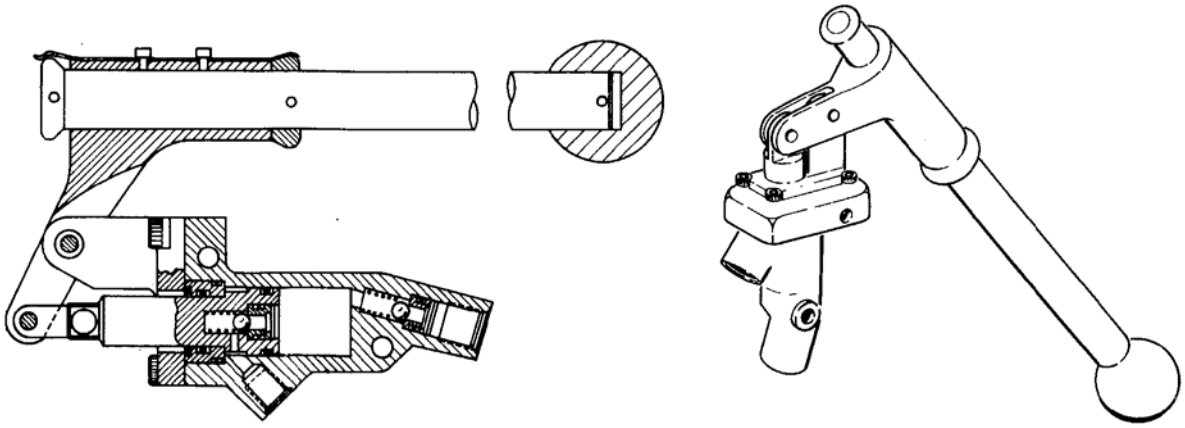


Figura 2-29-4. Bomba Manual (53)

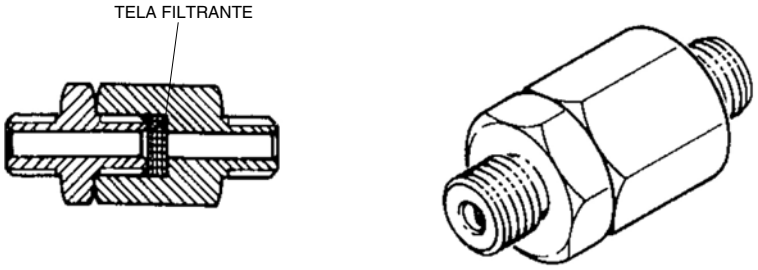


Figura 2-29-5. Pré-Filtro

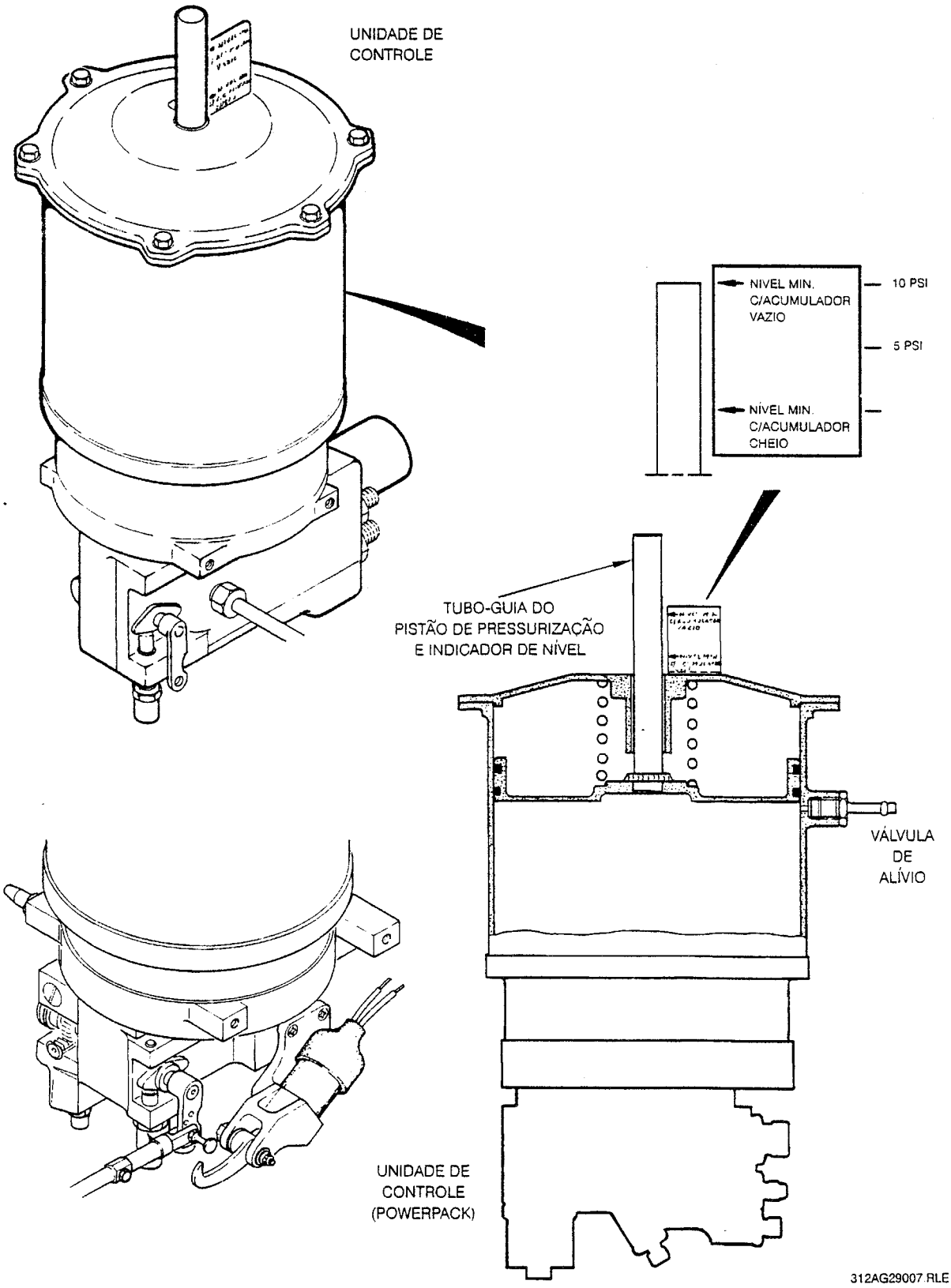


Figura 2-29-6. Reservatório Hidráulico

1,9 litro de fluido hidráulico.
O reservatório possui duas câmaras separadas por um pistão separador. A câmara inferior corresponde ao fluido hidráulico, enquanto que a câmara superior é provida de uma mola que atua sobre o pistão separador, para manter o fluido sob pressão. A pressurização será em função da tensão da mola, podendo variar de 2 psi (nível mínimo) até 10 psi (nível máximo com o acumulador despressurizado hidraulicamente). Em condições normais de operação (acumulador pressurizado hidraulicamente), o nível corresponde a 5 psi.
Uma válvula de alívio, localizada na parede do reservatório, permite a sangria de ar e o alívio da pressão, caso esta exceda 10 psi.
Para o abastecimento, consulte o guia de trabalho – Serviços – 12GT.

2-29-8. VÁLVULA DE CORTE HIDRÁULICO (figura 2-29-7)

A válvula de corte, localizada entre as cavernas 6 e 7, tem por finalidade interromper a alimentação para a bomba hidráulica, em caso de emergência. É do tipo gaveta, operada eletricamente pela barra de emergência de 28 V DC e comandada pelo interruptor de corte, no painel de instrumentos do posto dianteiro ou traseiro, simultaneamente com a válvula de corte de combustível. Possui um motor elétrico com microcontactores de fim de curso e um mecanismo que comanda a válvula propriamente dita. Este mecanismo aciona, também, um pino vermelho indicador de posição, que permite, por meio de uma inspeção externa, a verificação da posição da válvula.

2-29-9. BOMBA HIDRÁULICA (figura 2-29-8)

A bomba hidráulica, instalada na caixa de acessórios do motor, é acionada mecanicamente pelo motor da aeronave. É do tipo engrenagem, vazão constante de 1,2 GPM a 3800 RPM, com pressão de saída variável, de acordo com a demanda do sistema, restrita, porém, a 2100 psi. O torque fornecido pelo motor da aeronave é transmitido ao eixo mestre que, por sua vez, gira as duas engrenagens, transferindo o fluido hidráulico da linha de entrada para a linha de saída, através dos espaços entre os dentes das engrenagens e a carcaça da bomba.

Um dreno, localizado próximo ao flange da bomba, permite, em caso de vazamento através do eixo da bomba, drenar o fluido hidráulico para a atmosfera.

2-29-10. TOMADAS EXTERNAS (figura 2-29-9)

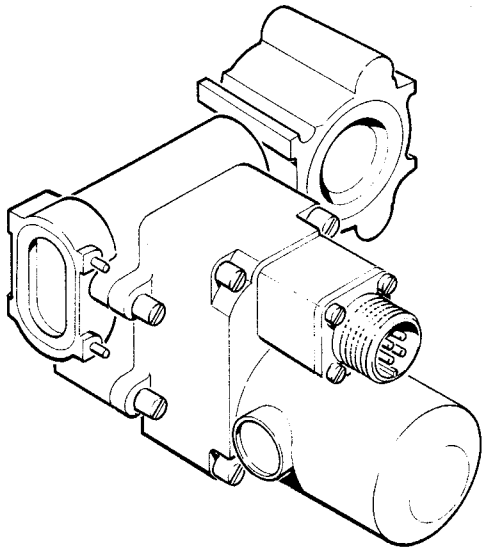
As tomadas externas de sucção e pressão, localizadas na parte externa da fuselagem, ao lado do compartimento hidráulico, permitem, com um mínimo de vazamento, a interconexão de uma fonte externa de energia hidráulica ao sistema hidráulico do avião. Estas tomadas possuem roscas com oito entradas, que possibilitam a conexão total com apenas uma volta da porca.

2-29-11. FILTRO DE PRESSÃO (figura 2-29-10)

O filtro de pressão localiza-se entre as cavernas 6 e 7, possui uma capacidade filtrante de 5 mícrons e tem como finalidade evitar que a contaminação, eventualmente gerada pela bomba, se alastre pelo sistema hidráulico.
O elemento filtrante é descartável, não podendo ser reaproveitado. Possui um dispositivo de autovedação, o qual permite que a troca do elemento filtrante seja efetuada sem grande perda de fluido hidráulico da linha.
O filtro está equipado com um contactor manométrico que ativa um circuito elétrico, quando ocorrer uma pressão diferencial de 70 ± 10 psi entre a linha de entrada e a linha de saída do filtro, acendendo a luz FILTRO HIDR no painel múltiplo de alarmes e, simultaneamente, a luz ATENÇÃO no painel de alarmes geral.
Se a diferencial exceder 100 ± 10 psi, a válvula de desvio (bypass) será acionada, permitindo a passagem do fluido hidráulico, mesmo que este contamine o sistema hidráulico.

2-29-12. CONTACTOR MANOMÉTRICO (figura 2-29-11)

O contactor manométrico localiza-se no compartimento hidráulico e tem por finalidade ativar o alarme PRESS HIDR PRINC nos dois postos de pilotagem, sempre que a pressão no sistema principal for inferior a 18 ± 1 psi.



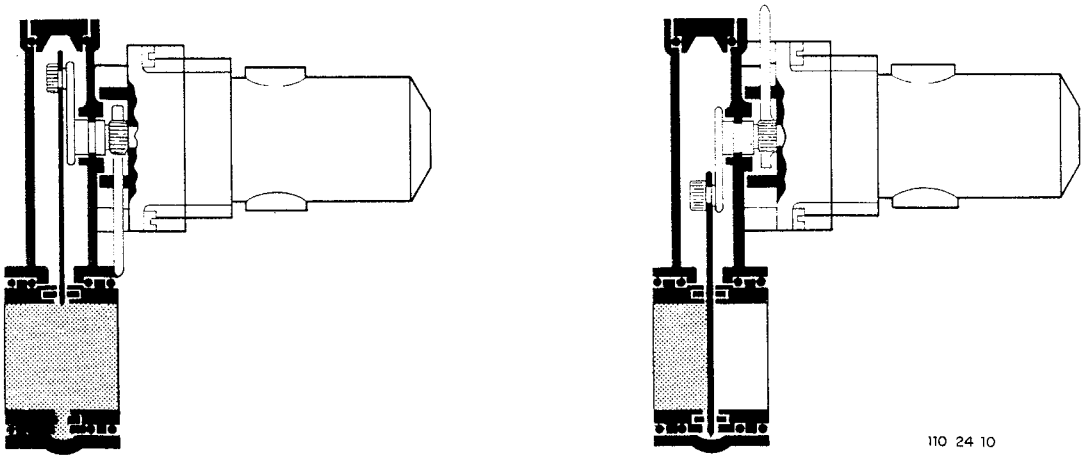
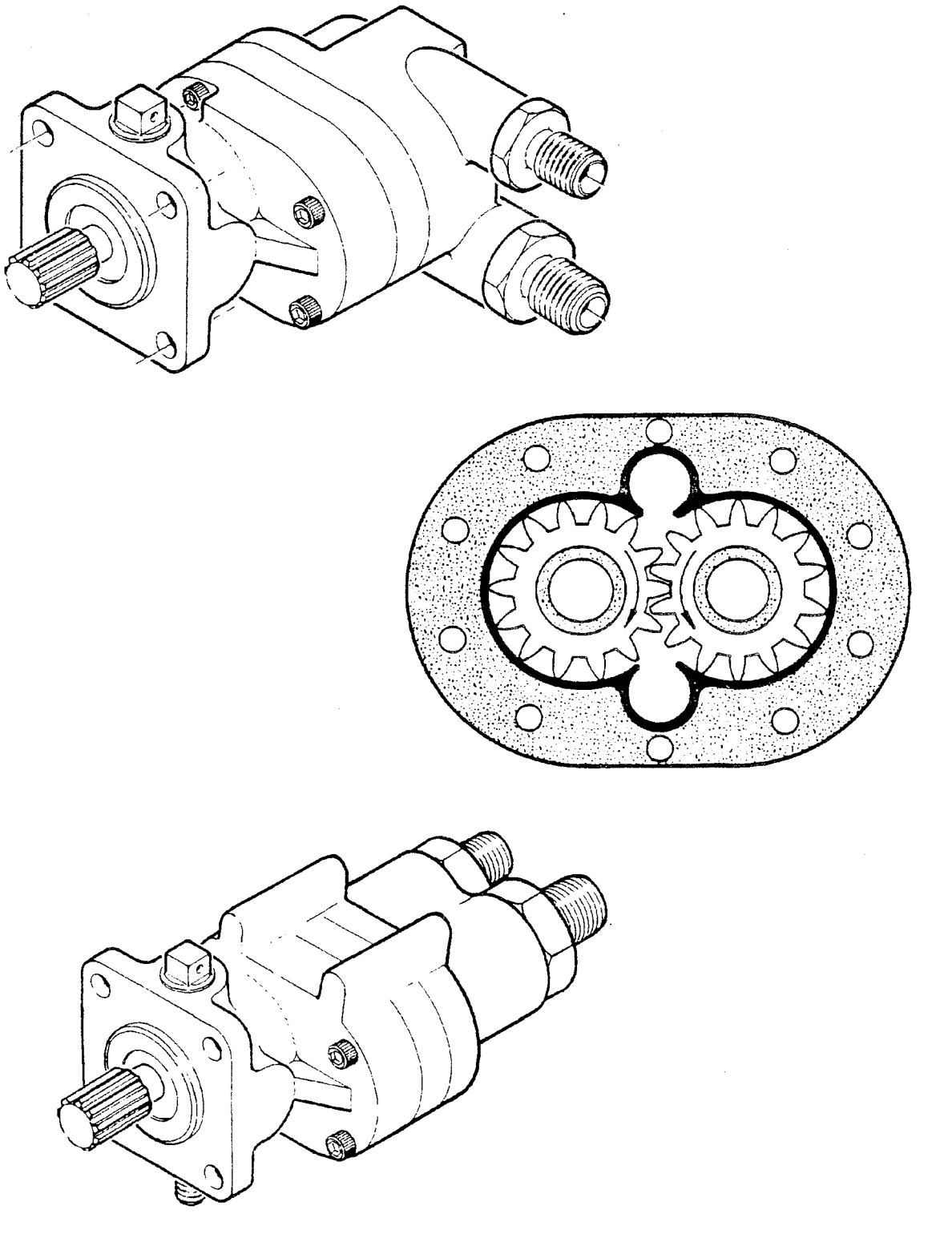


Figura 2-29-7. Válvula de Corte Hidráulica



312AG29008.RLE

Figura 2-29-8. Bomba Hidráulica

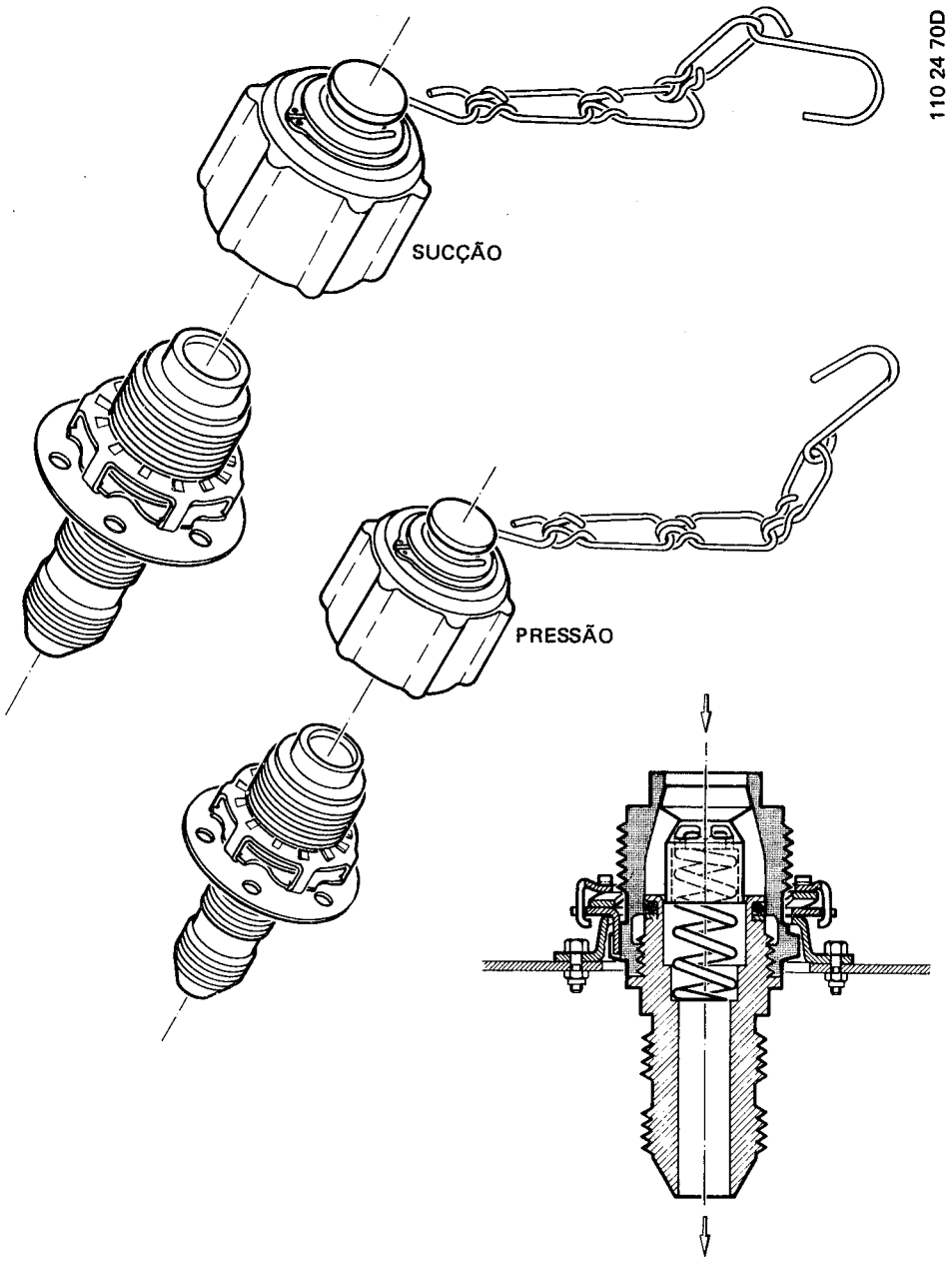


Figura 2-29-9 Tomadas Externas

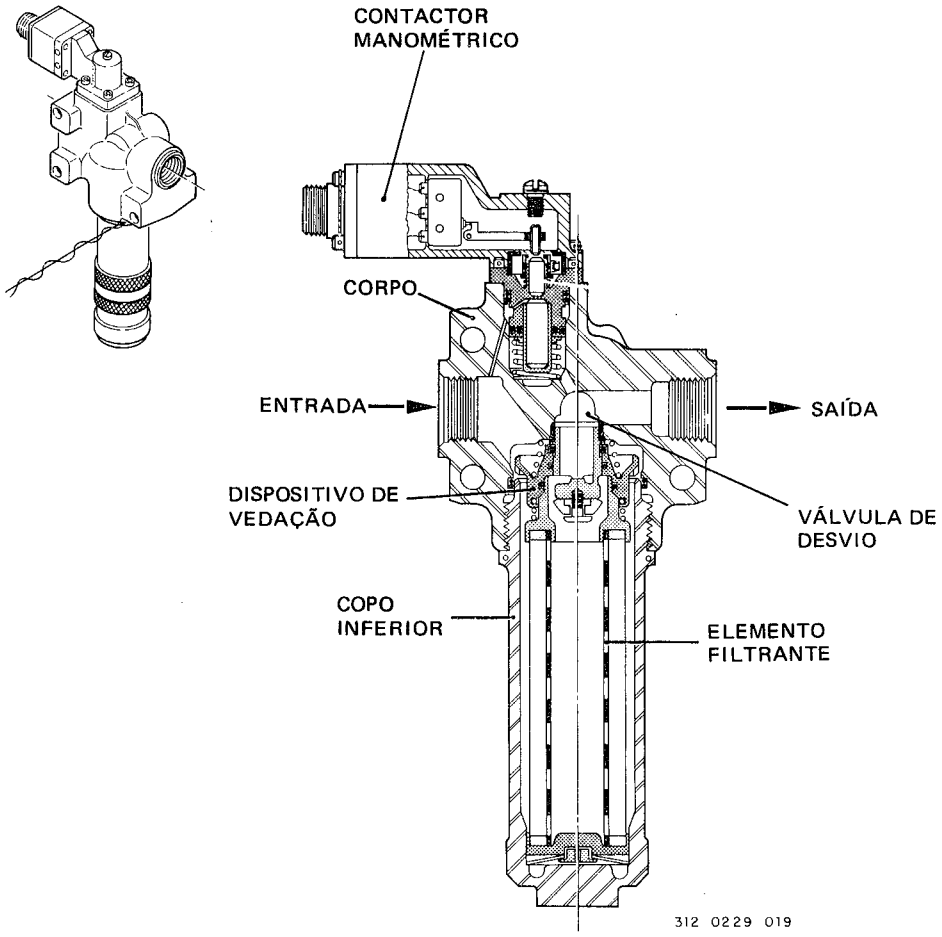


Figura 2-29-10. Filtro de Pressão

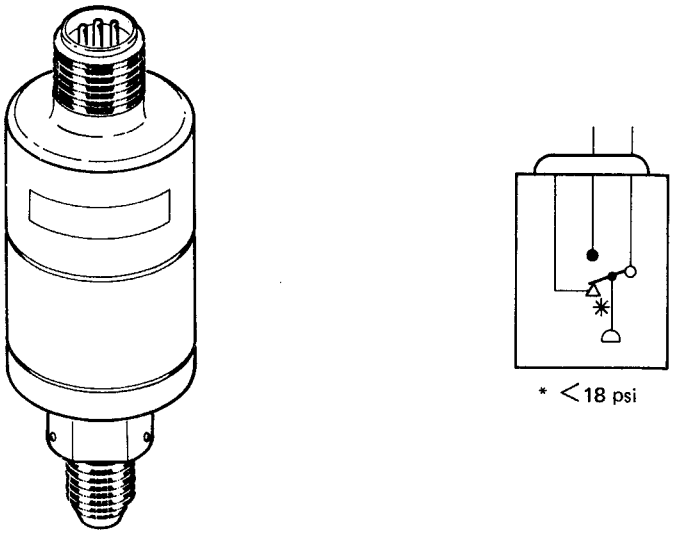


Figura 2-29-11. Contactor Manométrico

SEÇÃO II
SISTEMA DE EMERGÊNCIA (29 - 20 - 00)

2-29-13. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-29-12)

O sistema hidráulico de emergência opera à pressão inicial de 2100 psi fornecida pelo acumulador de emergência e é utilizado somente para abaixamento dos trens de pouso.
O sistema é composto de um acumulador de emergência, de um manômetro para indicar a pressão do acumulador, de uma válvula de enchimento do acumulador, de uma válvula de carregamento, de duas válvulas unidirecionais, de dois contactores manométricos, de uma válvula de descarga do acumulador e de uma válvula de alívio.
O circuito elétrico associado é alimentado pela barra de emergência de 28 V DC e é utilizado para indicar baixa pressão do sistema de emergência e para energizar a válvula de carregamento.

2-29-14. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE EMERGÊNCIA (figura 2-29-13)

O fluido hidráulico sob pressão é gerado no sistema principal, é transferido para o sistema de emergência através da válvula de carregamento e é armazenado neste pelo acumulador de emergência.
A válvula de carregamento permite, quando energizada, a interligação entre os dois sistemas: principal e de emergência. Esta interligação, entretanto, só pode ser concretizada quando duas condições simultâneas ocorrerem:

a. Quando a pressão do sistema de emergência for inferior a 1850 psi.
b. Quando todos os trens estiverem travados embaixo, situação esta dada pelos microcontactores das travas embaixo dos trens.

A válvula de carregamento permanece energizada, até que a pressão nominal de 2100 psi no sistema de emergência seja restabelecida.
O fluido hidráulico sob pressão, armazenado no acumulador de emergência, estará disponível para se efetuar uma manobra de abaixamento dos trens de pouso em emergência, sempre que ocorrer falha do sistema principal.
Uma válvula de descarga de acionamento manual, localizada próxima ao acumulador de pressão, permite descarregar, para a linha de retorno, o fluido hidráulico sob pressão armazenado no acumulador de emergência.
Uma válvula de alívio, localizada no compartimento hidráulico, tem por objetivo proteger o sistema de emergência contra excesso de pressão, sempre que a válvula de carregamento permanecer energizada por defeito no circuito elétrico de controle desta válvula. A válvula de alívio abre quando a pressão atingir 2300 ± 50 psi e fecha com uma pressão mínima de 2200 psi.
Dois contactores manométricos, instalados em paralelo na linha de pressão, têm por finalidade:

- O primeiro contactor ativará o alarme PRESS HIDR EMERG nos postos de pilotagem, sempre que a pressão no sistema de emergência for inferior a 1500 ± 75 psi.
- O segundo contactor energizará a válvula de carregamento, sempre que a pressão no sistema de emergência cair abaixo de 1850 psi e os microcontactores das travas embaixo dos trens estiverem atuados.

2-29-15. VÁLVULA SOLENÓIDE DE CARREGAMENTO DO SISTEMA DE EMERGÊNCIA (figura 2-29-14)

A válvula solenóide de carregamento do sistema de emergência é do tipo três vias e localiza-se no compartimento hidráulico. Opera com uma tensão de 28 V DC fornecida pela barra de emergência.
Com a válvula energizada, estabelece-se a comunicação interna entre os ramos A e B, ficando o ramo C isolado, até que o sistema de emergência seja pressurizado com 2100 psi; após satisfazer esta condição, a válvula é desenergizada, isolando desta vez o ramo B e interligando internamente os ramos A e C.

2-29-16. ACUMULADOR DE EMERGÊNCIA (figura 2-29-15)

O acumulador de emergência do tipo pistão separador, com capacidade de 1,44 litro, localiza-se na caverna 18, lado esquerdo do avião, e incorpora, na parte superior,

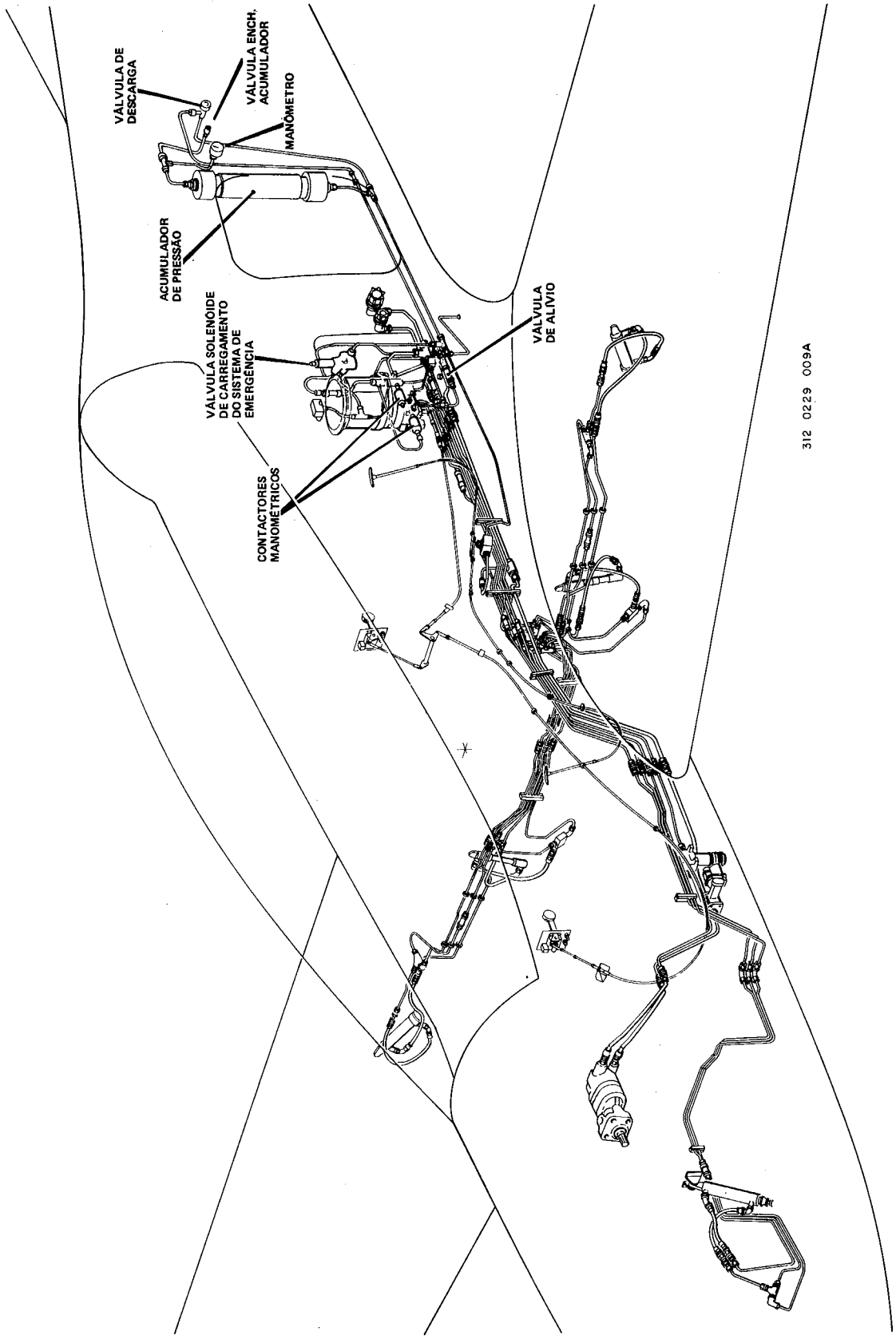


Figura 2-29-12. Localização dos Componentes do Sistema de Emergência

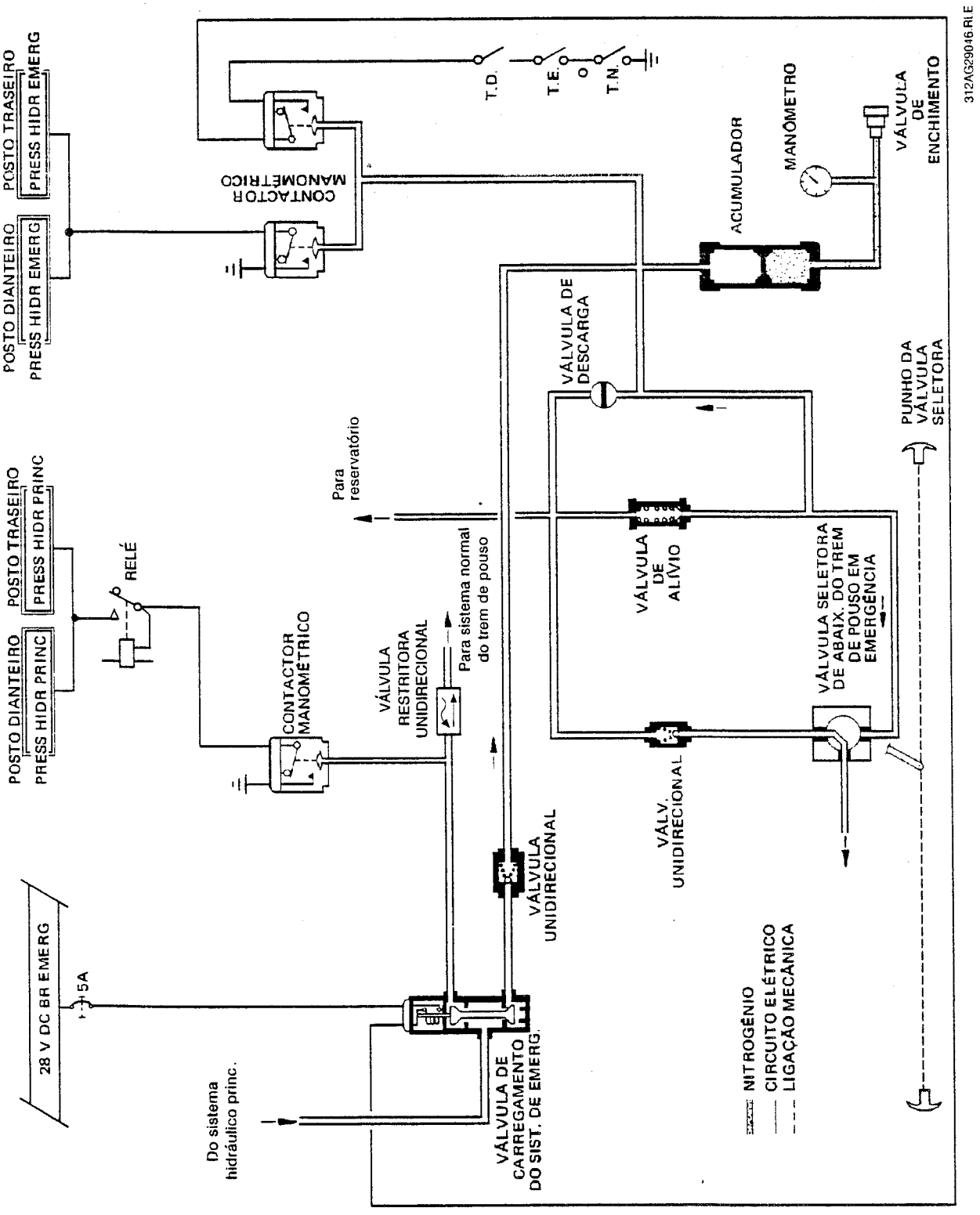


Figura 2-29-13. Sistema Hidráulico de Emergência

uma câmara de gás (nitrogênio) e, na inferior, a câmara de fluido hidráulico. A câmara de gás é pressurizada pela válvula de enchimento, localizada junto ao manômetro, com uma pré-carga de nitrogênio de 1000 ± 20 psi, e a câmara de fluido hidráulico, pela pressão nominal da bomba hidráulica.
O acumulador mantém disponível uma pressão estável para um abaixamento dos trens em emergência.

2-29-17. CONTACTORES MANOMÉTRICOS (figura 2-29-16)

Os contactores manométricos localizam-se no compartimento hidráulico, em paralelo com a linha de pressão do sistema de emergência. O primeiro contactor tem por finalidade ativar o alarme PRESS HIDR EMERG nos dois postos de pilotagem, sempre que a pressão do sistema de emergência for inferior a 1500 ± 75 psi.
O segundo contactor está regulado para fechar o circuito elétrico de alimentação da válvula de carregamento do sistema de emergência, sempre que a pressão cair abaixo de 1850 psi e os trens estiverem travados embaixo.

2-29-18. VÁLVULA DE DESCARGA DO ACUMULADOR (figura 2-29-17)

A válvula de descarga localiza-se no painel de enchimento do acumulador, lado esquerdo do avião. Tem por finalidade aliviar a pressão hidráulica do acumulador, sempre que se efetuarem serviços de manutenção no sistema de emergência.
A válvula de descarga é do tipo duas vias, de comando manual que, em condições normais, isola a linha de pressão do sistema de emergência da linha de retorno.

2-29-19. VÁLVULA DE ALÍVIO (figura 2-29-18)

A válvula de alívio localiza-se no compartimento hidráulico e tem por finalidade proteger o sistema contra o aumento excessivo da pressão, em caso de falha no circuito elétrico de controle da válvula de carregamento.
Instalada em paralelo com a linha de pressão, a válvula de alívio abre a 2300 ± 50 psi, descarregando o fluido hidráulico para a linha de retorno, e volta a fechar com uma pressão mínima de 2200 psi.

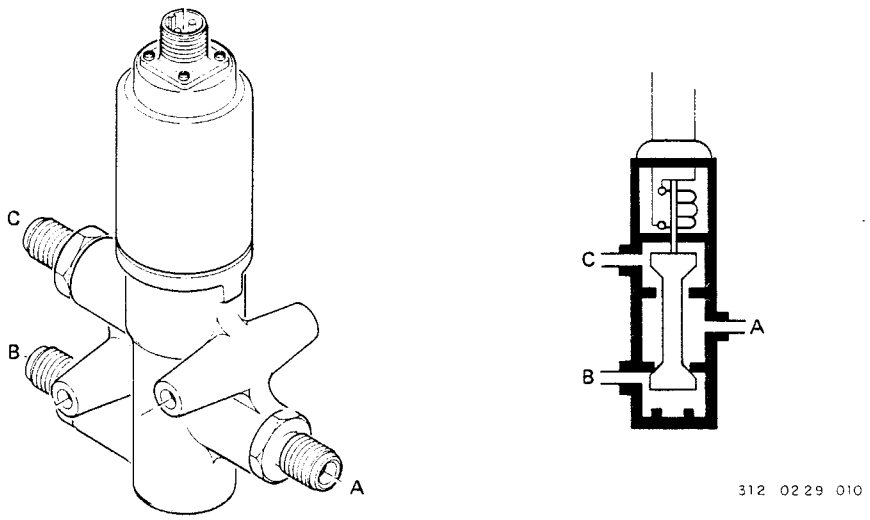


Figura 2-29-14. Válvula Solenóide de Carregamento do Sistema de Emergência

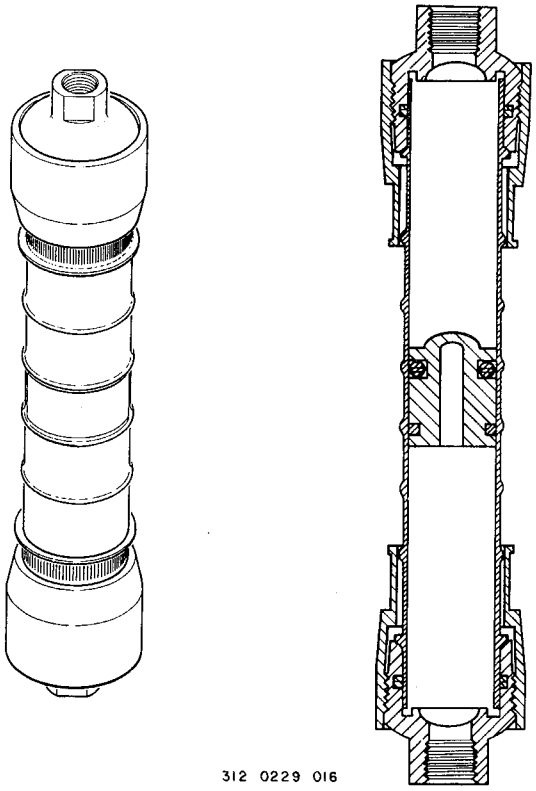


Figura 2-29-15. Acumulador de Emergência

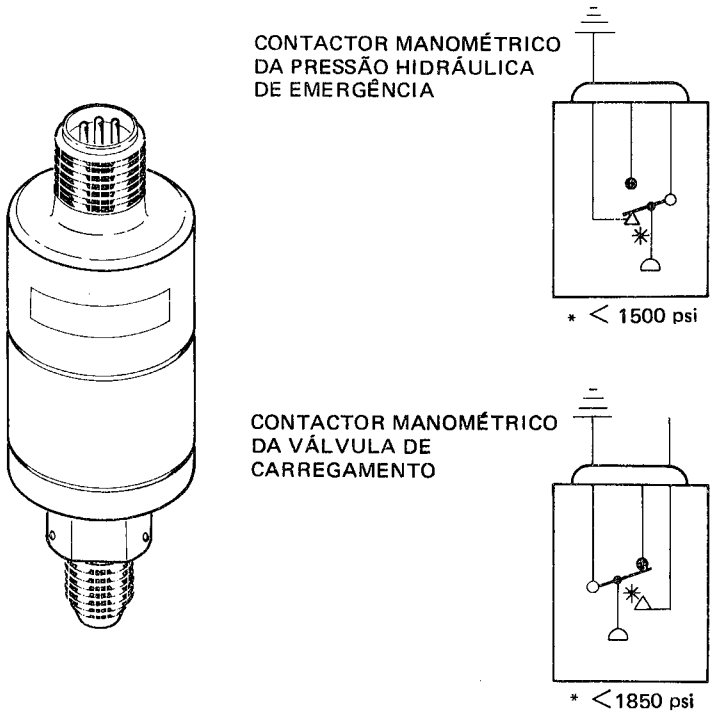


Figura 2-29-16. Contactores Manométricos

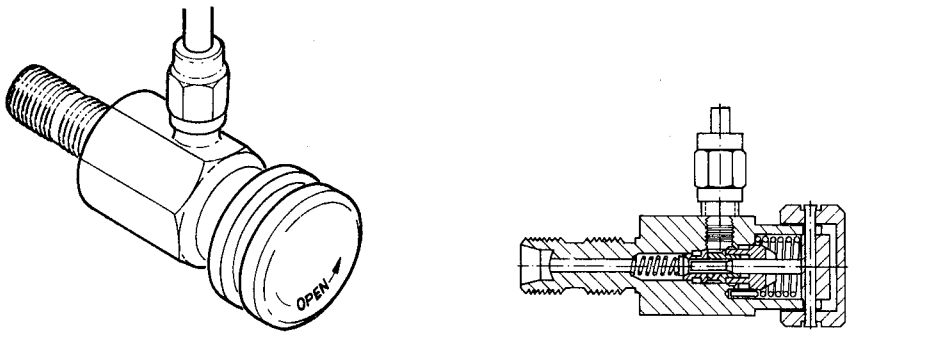


Figura 2-29-17. Válvula de Descarga do Acumulador

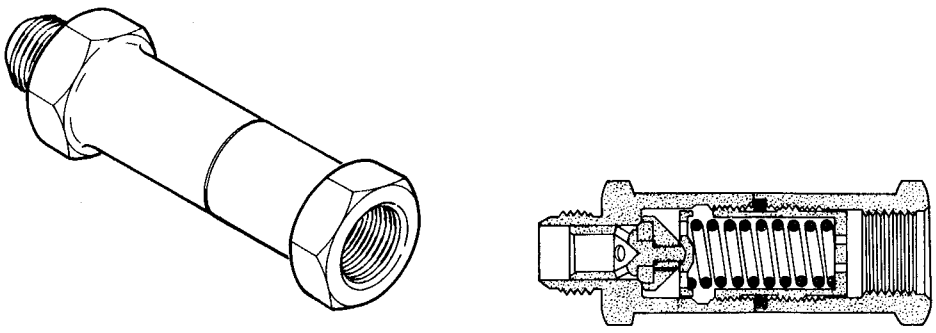


Figura 2-29-18. Válvula de Alívio

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO E ALARME (29 - 30 - 00)

2-29-20. DESCRIÇÃO GERAL E FUNCIONAMENTO (figura 2-29-19)

O sistema de indicação é composto de um manômetro do tipo bourdon, conectado diretamente na linha de pressão do sistema de emergência. Localiza-se junto ao acumulador e indica a pressão do fluido hidráulico armazenado no acumulador.

O sistema principal dispõe de somente um circuito de alarme de baixa pressão, composto de um contactor manométrico, localizado na linha de pressão e de um alarme visual PRESS HIDR PRINC de cor âmbar, localizado no painel múltiplo de alarmes em cada posto de pilotagem. Associado a este, há também um alarme visual intermitente 'ATENÇÃO', de cor âmbar, localizado no painel de alarme geral; este alarme poderá ser cancelado; o alarme PRESS HIDR PRINC, porém, permanece ativado, até que as condições operacionais da bomba hidráulica sejam restabelecidas ou o sistema de emergência tenha sido pressurizado com 2100 psi (consulte o capítulo AG 29-20-00).

O filtro hidráulico incorpora um contactor manométrico para alertar sobre a iminência de obstrução do elemento filtrante, quando a diferencial de pressão entre a linha de entrada e saída do filtro exceder de 70 ± 10 psi. Esta diferencial de pressão dá condições para que o alarme visual FILTRO HIDR, de cor âmbar, localizado no painel múltiplo de alarmes, seja ativado. Simultaneamente a este alarme, será ativado um alarme visual intermitente ATENÇÃO, de cor âmbar, localizado no painel de alarme geral. Este alarme pode ser cancelado, pressionando-se a tecla; o alarme FILTRO HIDR, porém, permanece ativado, até que o elemento filtrante seja substituído.

O sistema de emergência dispõe de um circuito de alarme de baixa pressão, composto de um contactor manométrico na linha de pressão e de um alarme visual PRESS HIDR EMERG de cor vermelha, localizado no painel múltiplo de alarmes,o qual será ativado sempre que a pressão cair abaixo de 1500 ± 75 psi. Simultaneamente a este alarme, será ativado um alarme visual intermitente ALARME, localizado no painel de alarme geral. Este alarme pode ser cancelado, pressionando-se a tecla; o alarme PRESS HIDR EMERG, porém, permanece ativado, até que seja restabelecida a pressão de 2100 psi no sistema de emergência.

2-29-21. MANÔMETRO (figura 2-29-20)

O manômetro, do tipo tubo de bourdon, localiza-se no painel de controle do acumulador. Instalado em paralelo com a linha de enchimento do acumulador, tem por finalidade indicar a pressão total do acumulador (fluido hidráulico + nitrogênio) ou somente a pré-carga de nitrogênio, quando o sistema de emergência estiver despressurizado.

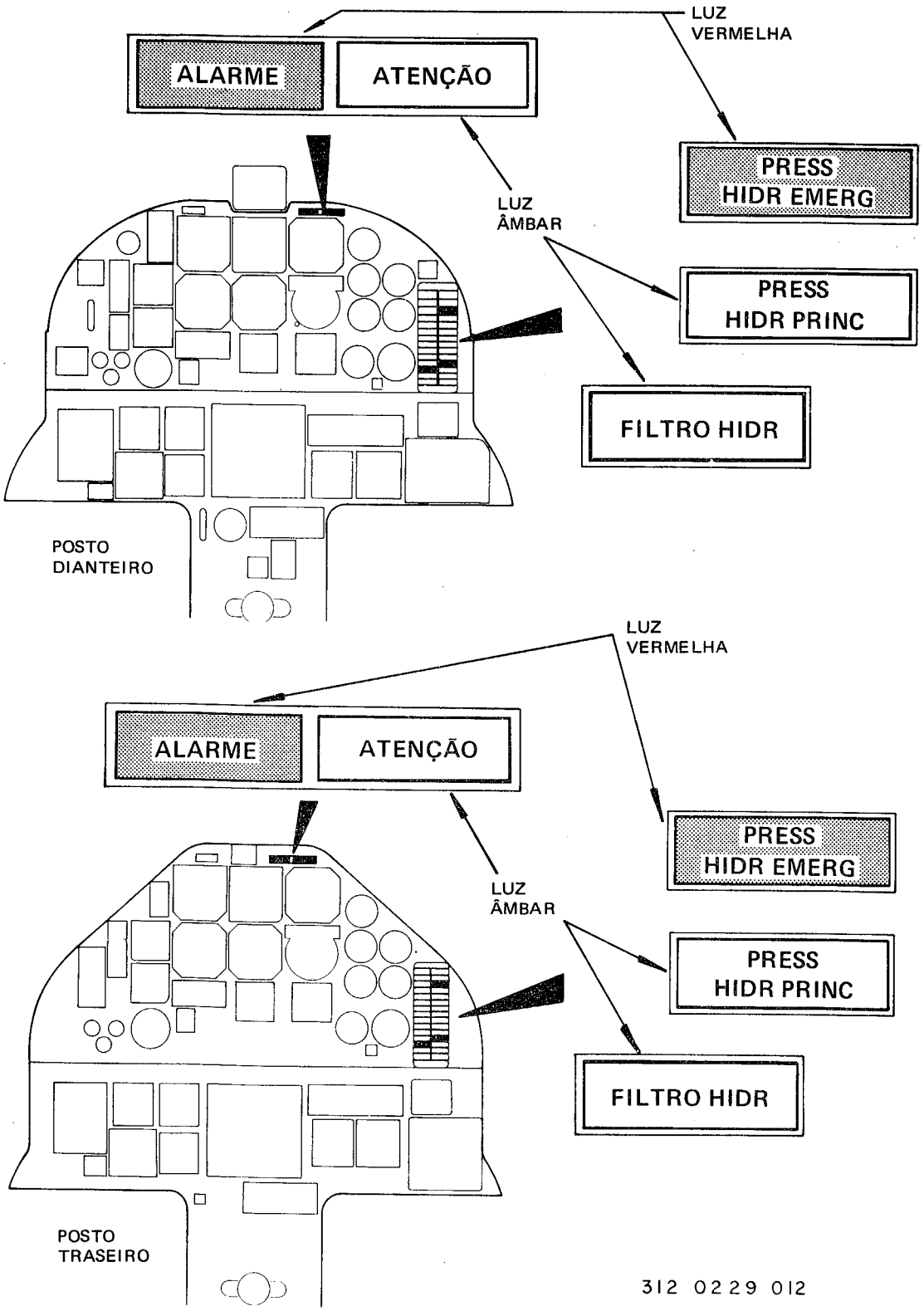


Figura 2-29-19. Localização dos Componentes do Sistema de Alarme (Folha 1 de 2)

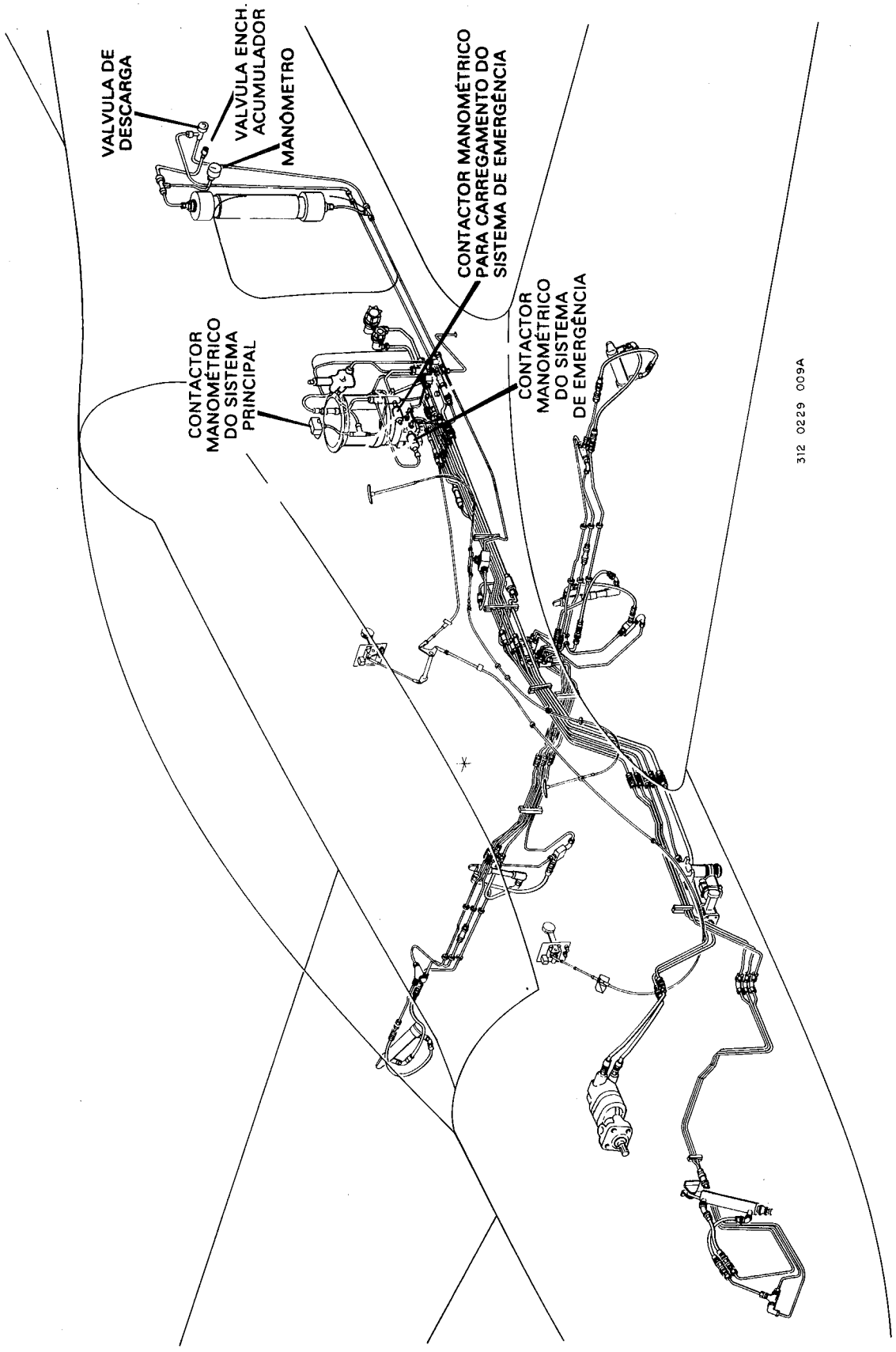


Figura 2-29-19. Localização dos Componentes do Sistema de Alarme (Folha 2 de 2)



Figura 2-29-20. Manômetro

SEÇÃO II

SISTEMA DE INDICAÇÃO E REGISTRO (31 - 00 - 00)

2-31-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-31-1)

(54) Nesta seção são tratados os seguintes componentes: painel múltiplo de alarmes, luzes de alarme geral, painel de avisos, unidade de alarmes sonoro, relógio-cronômetro e acelerômetro.

(55) Nesta seção são tratados os seguintes componentes: painel múltiplo de alarmes, luzes de alarme geral, painel de avisos, clock and accelerometer.

2-31-2. PAINEL MÚLTIPLO DE ALARMES (figura 2-31-2)

O painel múltiplo de alarmes possui 26 luzes de alarme, sendo 10 vermelhas e 16 âmbar, destinadas a indicar falhas ou condições anormais nos diversos sistemas do avião.

O painel está localizado na região superior direita de cada painel de instrumentos (dianteiro e traseiro). Os sinais de falha ou de condição anormal, provenientes dos detectores dos diversos sistemas, são enviados simultaneamente aos dois painéis múltiplos de alarmes, os quais operam independentemente.

As luzes vermelhas estão agrupadas na parte superior do painel e correspondem aos sistemas essenciais do avião, os quais requerem uma ação imediata do piloto em caso de falha.

As luzes âmbar correspondem aos sistemas, cuja ação pelo piloto, em caso de falha, não precisa ser imediata. Embora condensado numa única unidade, o painel múltiplo de alarmes possui dois circuitos totalmente independentes, sendo um para comandar as luzes vermelhas e outro para comandar as luzes âmbar. Além de serem internamente independentes, os circuitos possuem conexões externas e alimentação de 28 V DC também separadas.

O circuito das luzes vermelhas está ligado à barra de emergência e o circuito das luzes âmbar é alimentado pela barra principal.

Em consequência, quando for selecionada a barra de emergência, as luzes âmbar deixarão de operar.

2-31-2A. EQUIPAMENTOS DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este paragrafo contém os equipamentos de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção e testes operacionais do sistema de indicação e registro.

Veja a tabela 2-31-1.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269B	Fonte externa de energia elétrica - FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica
Modelo 462	Multímetro	Equivalente	Verificar alimentação para o fatigômetro

Tabela2-31-1. Equipamento de Apoio

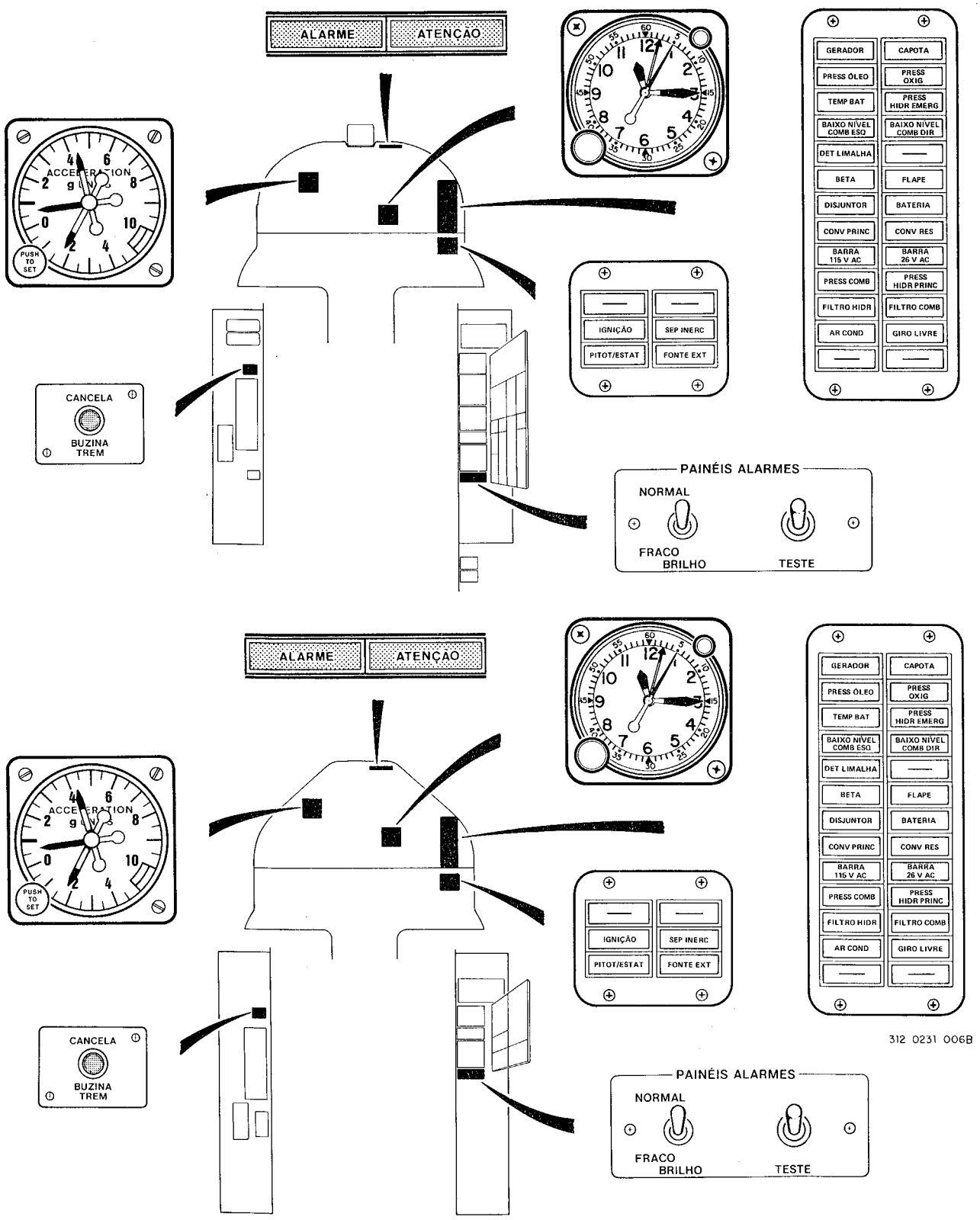


Figura 2-31-1. Sistema de Indicação e Registro

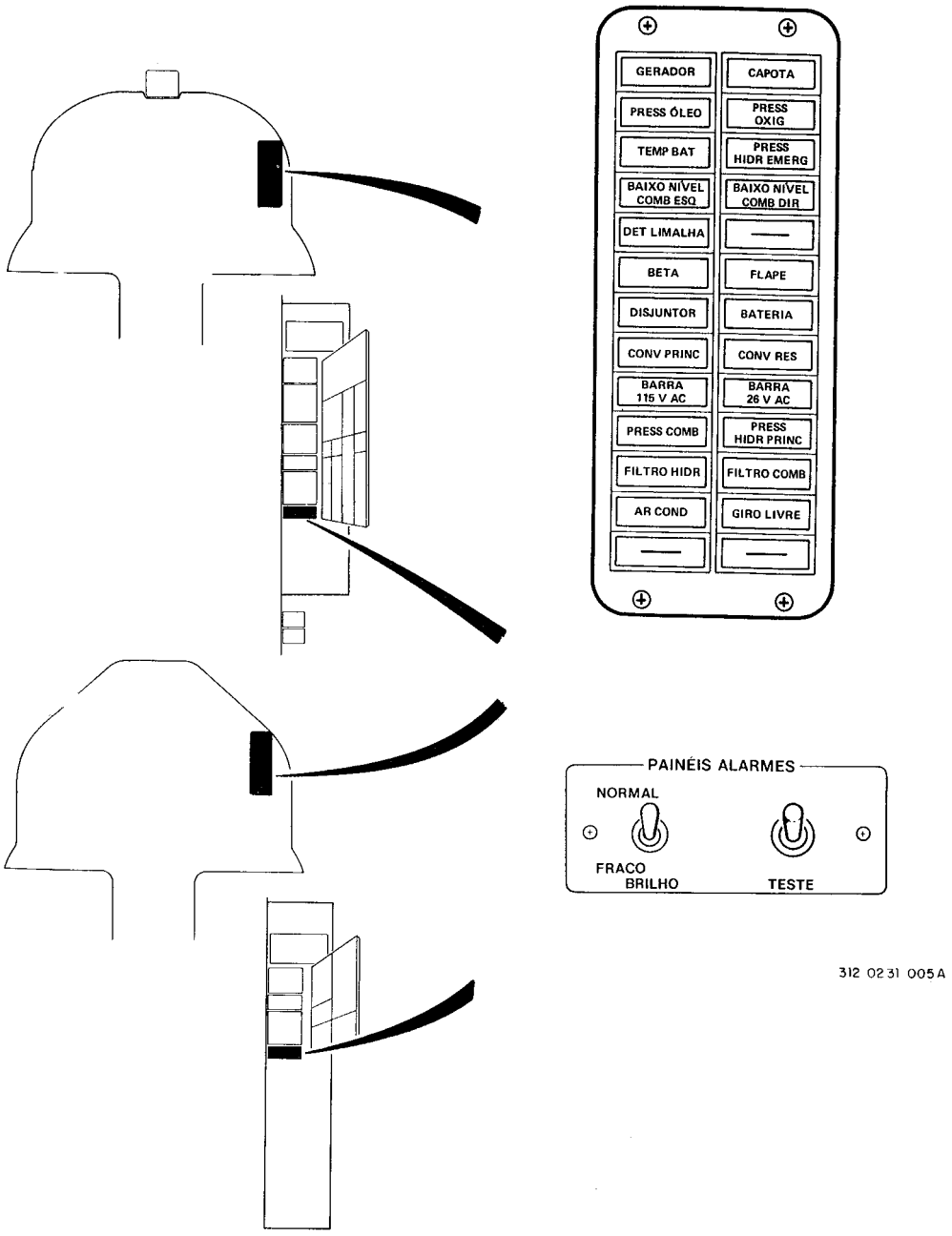


Figura 2-31-2. Painel Múltiplo de Alarmes

2-31-3. OPERAÇÃO DO SISTEMA

Sempre que um detector de falha envia um sinal, a luz correspondente no painel múltiplo de alarmes acende, permanecendo acesa enquanto persistir a falha. Sempre que uma das luzes acende, o painel múltiplo de alarmes envia um sinal para os sistemas de alarme geral e de alarme sonoro (veja os parágrafos 2-31-4 e 2-31-6).

No painel lateral direito de cada posto de pilotagem, um interruptor com inscrição BRILHO permite selecionar os níveis de brilho das luzes do painel múltiplo de alarmes em NORMAL e em FRACO.

Um interruptor com inscrição TESTE, também localizado no painel lateral direito de cada posto de pilotagem, permite testar todas as luzes do painel múltiplo de alarmes, por meio da simulação simultânea de todas as falhas.

Nota

- A operação dos interruptores TESTE e BRILHO é independente para cada posto de pilotagem, atuando somente sobre o painel múltiplo de alarmes do respectivo posto.
- Os interruptores TESTE e BRILHO estão ligados à barra principal e, por esse motivo, perderão sua função quando for selecionada a barra de emergência.
- Os detalhes referentes aos detectores de falha podem ser encontrados nos capítulos desta seção referentes aos sistemas a que pertencem, os quais estão relacionados a seguir.

LUZ DE ALARME	CAPÍTULO
Gerador	24
Capota	52
Press Óleo	79
Press Oxig	35
Temp Bat	24
Press Hidr Emerg	29
Baixo Nível Comb Esq	28
Baixo Nível Comb Dir	28
Det Limalha	79
Beta	61
Flape	27
Disjuntor	24
Bateria	24
Conv Princ	24
Conv Reserva	24
Barra 115 V AC	24
Barra 26 V AC	24
Press Comb	25
Press Hidr Princ	29
Filtro Hidr	29
Filtro Comb	28
Ar Cond	21
Giro Livre	34

2-31-4. SISTEMA DE ALARME GERAL (figura 2-31-3)

O sistema de alarme geral consiste de duas luzes posicionadas lado a lado nos painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.

A luz da esquerda é de cor vermelha e possui a inscrição ALARME, enquanto que a luz da direita é de cor âmbar e possui a inscrição ATENÇÃO. O funcionamento de ambas as luzes é intermitente.

Sempre que uma luz vermelha do painel múltiplo de alarmes acender, a luz ALARME também acenderá. Da mesma forma, a luz A TENÇÃO irá acender sempre que uma luz âmbar do painel múltiplo de alarmes for energizada.

As luzes ALARME e ATENÇÃO são energizadas por dois osciladores independentes montados dentro do painel múltiplo de alarmes do respectivo posto de pilotagem e podem ser canceladas por meio de pressão manual sobre a própria luz.

0 cancelamento de uma das luzes do sistema de alarme geral, em um dos postos de pilotagem, fará com que a luz de mesma cor e posição, localizada no outro posto de pilotagem, também seja cancelada. Após o cancelamento, as luzes voltarão a acender, desde que ocorra qualquer outro alarme adicional.

A alimentação da luz ALARME é feita pela barra de emergência de 28 V DC, enquanto que a luz ATENÇÃO recebe alimentação de 28 V DC da barra principal. Em consequência, a luz ATENÇÃO deixará de operar quando for selecionada a barra de emergência.

Nota

- O fato de as luzes de alarme geral serem energizadas por osciladores existentes dentro do painel múltiplo de alarmes não exclui a possibilidade de o alarme geral ser comandado por outras luzes de alarme,

que não as existentes nesse painel. Como exemplo, pode-se citar o sistema de alarme de fogo (veja Capítulo 26 desta seção), no qual a luz FOGO comanda também a luz ALARME. Isso é possível devido a uma entrada no painel múltiplo de alarmes, destinada apenas a disparar o oscilador que comanda essa luz.

- Os osciladores interromperão seu funcionamento quando os sinais provenientes dos detectores de falha deixarem de existir. Nesse caso, as luzes de alarme geral deixarão também de piscar, não sendo necessário o cancelamento manual das mesmas.

- O teste das luzes de alarme geral é feito juntam ente com o teste do painel múltiplo de alarmes, uma vez que a atuação da chave TESTE, mencionada no parágrafo 2-31-3, provoca o acendimento de todas as luzes desse painel (vermelhas e âmbar).

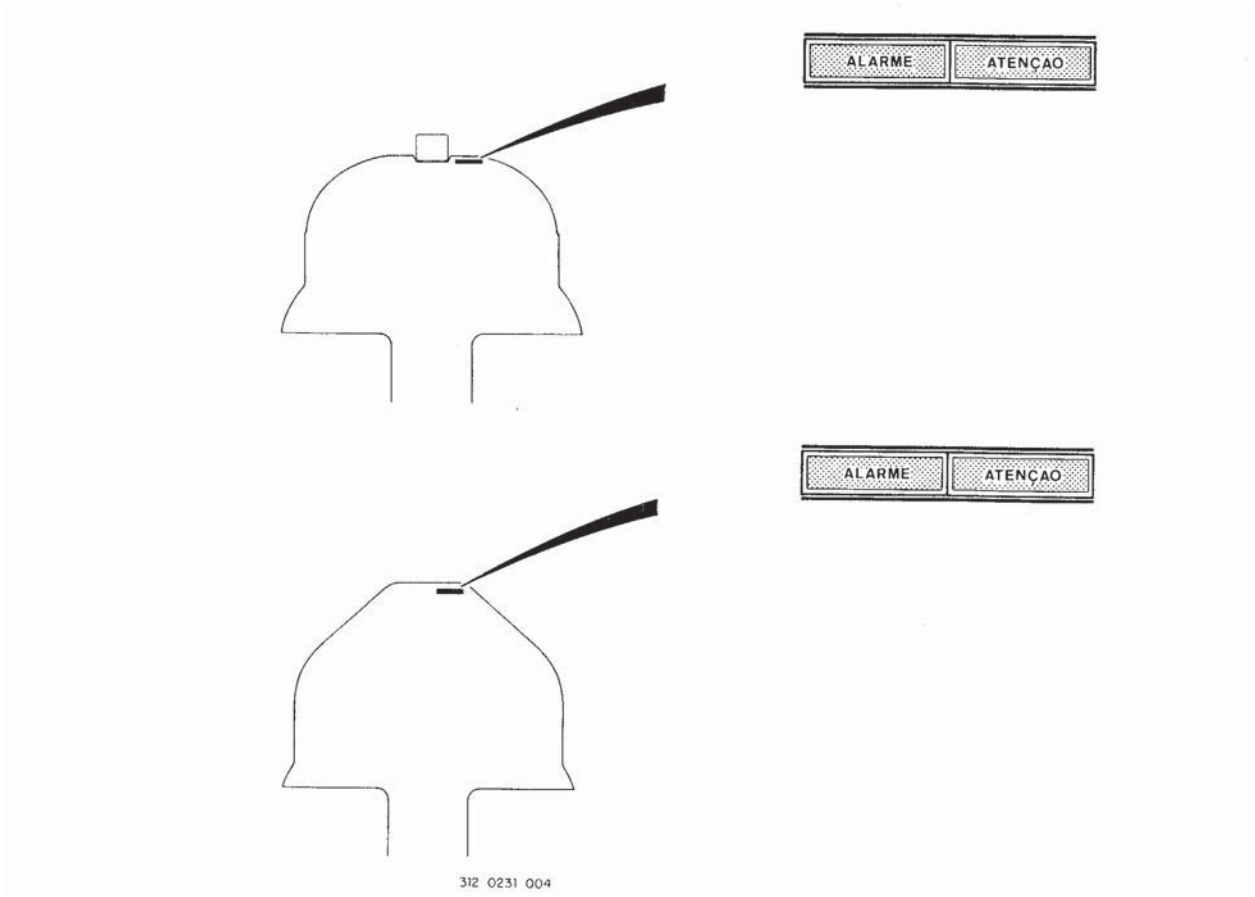


Figura 2-31-3. Sistema de Alarme Geral

2-31-5. PAINEL DE AVISOS (figura 2-31-4)

O painel de avisos possui quatro luzes verdes, para aeronaves Pré-Mod B.S. 312-74-0001, e seis luzes verdes, para aeronaves Pós-Mod B.S. 312-74-0001, que acendem quando determinados sistemas estão em funcionamento.

Os sinais para acendimento das luzes provêm de sensores existentes nos sistemas monitorados. A alimentação do painel é feita pela barra de emergência de 28 V DC. O controle de brilho e teste das luzes desse painel é feito simultaneamente com as luzes do painel múltiplo de alarmes do respectivo posto de pilotagem, por meio dos interruptores BRILHO e TESTE, mencionados no parágrafo 2-31-3.

Nota

Os detalhes referentes aos sensores dos sistemas monitorados podem ser encontrados nos capítulos desta seção referentes aos sistemas a que pertencem, os quais estão relacionados a seguir:

LUZ DE ALARME	CAPÍTULO
PX (17)	74
Desafogar (17)	74
Ignição	74
Sep Inerc	75
Pitot/Estát	34
Fonte Ext	24

2-31-6. SISTEMA DE ALARME SONORO (54)

O sistema de alarme sonoro interliga-se ao sistema de áudio (veja o Capítulo 23 desta seção), injetando nos fones dos pilotos sons gerados eletronicamente, de modo a chamar a atenção e permitir a identificação rápida das anomalias mais importantes que possam ocorrer na aeronave. Adicionalmente, o processamento dos sinais dos sensores de situação do trem de pouso é aproveitado para executar a sinalização luminosa nas alavancas de comando do trem. Além disso, o sistema é usado para enviar à torre de controle, por meio dos transceptores de VHF, a informação da situação de trem de pouso travado embaixo.

O sistema é formado pela unidade de alarme sonoro, localizada no compartimento eletrônico, e por diversos sensores ou pontos de tomada de informação, que são:

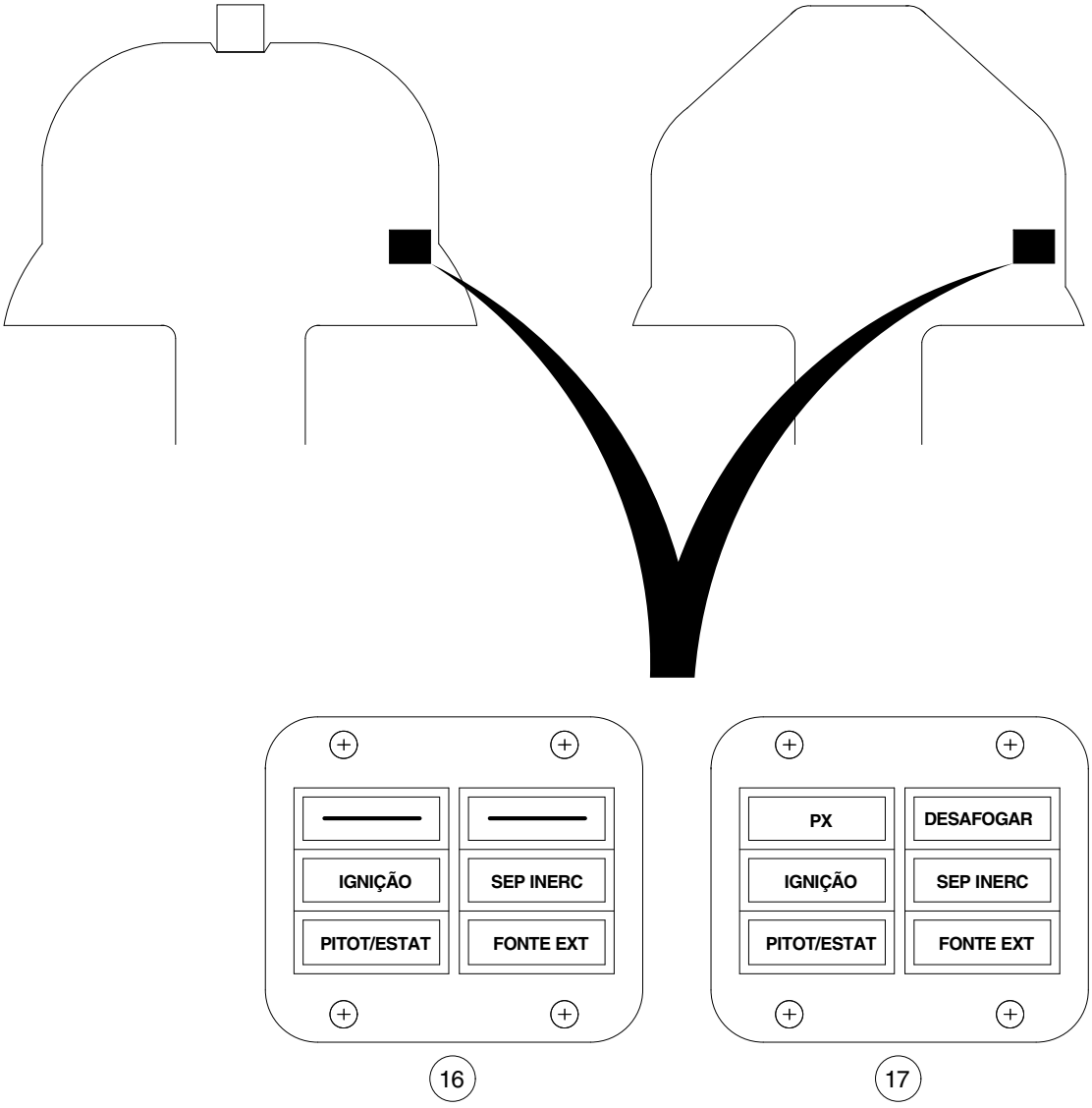


Figura 2-31-4. Painel de Avisos

– ESTOL - Um microinterruptor associado a uma lâmina é montado no bordo de ataque da asa. Por ocasião de um pré-estol, o fluxo de ar nessa região da asa atua a lâmina, acionando o microinterruptor. Dessa forma, a unidade de alarme sonoro é ativada por meio de um sinal de massa.
– FATOR DE CARGA - A condição de "G" excessivo monitorado por um sensor interno ao acelerômetro, no painel do posto traseiro, que envia um sinal (massa) à unidade de alarme sonoro, quando o valor de "G" for maior que 5.
– SOBREVELOCIDADE - Os velocímetros possuem um conjunto de contatos elétricos que enviam um sinal de massa à unidade de alarme sonoro, quando a velocidade do avião é de 291,5 nós.
– TREM DE POUSO - A condição do trem de pouso é obtida por meio de microinterruptores pertencentes ao sistema de trem de pouso (veja o Capítulo 32 desta seção). A condição de trem não travado embaixo, combinada à situação de manete de potência reduzida, ocasiona o envio de um sinal de massa à unidade de alarme sonoro.

  Da mesma forma, a situação de trem não travado embaixo, combinada à deflexão do flape além de $24^{\circ}\ ^{+\ 4^{\circ}}_{-\ 1^{\circ},}$ causa a ativação do alarme sonoro.

– PAINÉIS MÚLTIPLOS DE ALARMES - O acendi- mento intermitente da luz vermelha ALARME (veja o parágrafo 2-31-4) ocasiona o envio de um sinal (massa) à unidade de alarme sonoro, em virtude da ocorrência de qualquer falha ou condição anormal registrada no painel múltiplo de alarmes.

O alarme sonoro pode ser cancelado manualmente nos casos de trem não travado embaixo, combinado à redução da manete de potência ou em caso de falha registrada no painel múltiplo de alarmes. No primeiro caso, o cancela- mento é feito, pressionando-se o botão CANCELA BUZINA TREM, localizado no painel lateral esquerdo de cada posto de pilotagem.

Pressionando-se um dos botões, o alarme sonoro fica cancelado em ambos os postos. No caso de falha registra- da no painel múltiplo de alarmes, o alarme sonoro é cancelado, pressionando-se a luz vermelha ALARME de qualquer um dos postos de pilotagem.

O som gerado pela unidade de alarme sonoro é diferente para cada tipo de falha. Em caso de simultaneidade de falhas, a unidade será ativada de acordo com a seguinte ordem de prioridades:

1. Estol.
2. Fator de carga.
3. Sobrevelocidade.
4. Trem de pouso não travado embaixo e qualquer falha ou condição no painel múltiplo de alarmes.

Caso ocorra mais de uma falha de igual prioridade, a unidade irá gerar alternadamente os sons correspondentes a cada falha.

A unidade de alarme sonoro recebe alimentação da barra de emergência de 28 V DC.

2-31-6A. SISTEMA DE ALARME SONORO (55)

Todas as mensagens de alarme são geradas pelo painel seletor de áudio (veja o Capítulo 23 desta seção), o qual injeta nos fones dos pilotos sons gerados eletronicamente, de modo a chamar a atenção e permitir a identificação rápida das anomalias mais importantes que possam ocorrer na aeronave. Adicionalmente, o processamento dos sinais dos sensores de situação do trem de pouso é aproveitado para executar a sinalização luminosa nas alavancas de comando do trem. Além disso, o sistema é usado para enviar à torre de controle, por meio dos transceptores de VHF, a informação da situação de trem de pouso travado embaixo.

O sistema é formado pelo painel seletor de áudio, localizado no painel de instrumentos, e por diversos sensores ou pontos de tomada de informação, que são:

– ESTOL - Um microinterruptor associado a uma lâmina é montado no bordo de ataque da asa. Por ocasião de um pré-estol, o fluxo de ar nessa região da asa atua a lâmina, acionando o microinterruptor. Dessa forma, a função de alarme sonoro do painel seletor de áudio é ativada por meio de um sinal de massa.
– FATOR DE CARGA - A condição de "G" excessivo monitorado por um sensor interno ao acelerômetro, no painel do posto traseiro, que envia um sinal (massa) ao painel seletor de áudio, quando o valor de "G" for maior que 5.
– SOBREVELOCIDADE - Os velocímetros possuem um conjunto de contatos elétricos que enviam um sinal de massa ao painel seletor de áudio, quando a velocidade do avião é de 291,5 nós.
– TREM DE POUSO - A condição do trem de pouso é obtida por meio de microinterruptores pertencentes ao sistema de trem de pouso (veja o Capítulo 32 desta seção). A condição de trem não travado

embaixo, combinada à situação de manete de potência reduzida, ocasiona o envio de um sinal de massa ao painel seletor de áudio.

Da mesma forma, a situação de trem não travado embaixo, combinada à deflexão do flape além de $24^{\circ}\ ^{+\ 4^{\circ}}_{-\ 1^{\circ},}$ causa a ativação do alarme sonoro.

– PAINÉIS MÚLTIPLOS DE ALARMES - O acendimento intermitente da luz vermelha ALARME (veja o parágrafo 2-31-4) ocasiona o envio de um sinal (massa) ao painel seletor de áudio, em virtude da ocorrência de qualquer falha ou condição anormal registrada no painel múltiplo de alarmes.

O alarme sonoro pode ser cancelado manualmente nos casos de trem não travado embaixo, combinado à redução da manete de potência ou em caso de falha registrada no painel múltiplo de alarmes. No primeiro caso, o cancela- mento é feito, pressionando-se o botão CANCELA BUZINA TREM, localizado no painel lateral esquerdo de cada posto de pilotagem.

Pressionando-se um dos botões, o alarme sonoro fica cancelado em ambos os postos. No caso de falha registra- da no painel múltiplo de alarmes, o alarme sonoro é cancelado, pressionando-se a luz vermelha ALARME de qualquer um dos postos de pilotagem.

O som gerado pelo painel seletor de áudio é diferente para cada tipo de falha. Em caso de simultaneidade de falhas, a unidade será ativada de acordo com a seguinte ordem de prioridades:

1. Estol.
2. Fator de carga.
3. Sobrevelocidade.
4. Trem de pouso não travado embaixo e qualquer falha ou condição no painel múltiplo de alarmes.

Caso ocorra mais de uma falha de igual prioridade, o painel seletor de áudio irá gerar alternadamente os sons correspondentes a cada falha.

2-31-7. RELÓGIO-CRONÔMETRO (figura 2-31-5)

Cada posto de pilotagem está equipado com um relógio - cronômetro, tipo mecânico, com corda para oito dias. O instrumento possui ponteiros de minutos e segundos, para fins de cronometragem, e ponteiros de horas e minutos, para marcação da hora. Os ponteiros de cronometragem são comandados por um botão localizado na lateral superior direita do instrumento, cuja ação não interfere com a marcação da hora. Um botão localizado na lateral inferior esquerda do instrumento é usado para dar corda e acertar o relógio.

2-31-8. ACELERÔMETRO (figura 2-31-6)

O avião está equipado com dois acelerômetros, instalados no painel de instrumentos de cada posto de pilotagem. O instrumento possui os seguintes elementos:

– Escala de fator de carga - graduada em unidades de "G" (9,81 m/s^2).
– Ponteiro indicador - indica o fator de carga positivo ou negativo a que a aeronave está sendo submetida.
– Ponteiros registradores - registram o maior fator de carga (tanto positivo como negativo) indicado. Permanecem nas posições, até serem comandados para a posição normal.
– Botão de retorno - quando comprimido, retorna os ponteiros registradores para a posição normal (1G).

Nota

- (54) O sensor fator de carga existente no acelerômetro do posto traseiro proporciona o envio de um sinal (massa) à unidade de alarme sonoro, quando o fator de carga for maior que 5G.
- (55) O sensor fator de carga existente no acelerômetro do posto traseiro proporciona o envio de um sinal (massa) ao painel seletor de áudio, quando o fator de carga form maior que 5G.

2-31-9. SISTEMA DE MEDIDOR DE FADIGA (figura 2-31-7) (47)

O sistema do medidor de fadiga tem a finalidade de medir e registrar as acelerações, segundo o eixo vertical, às quais é submetido o avião durante o vôo.

É constituído de um medidor de fadiga, instalado em um suporte na lateral esquerda do posto de pilotagem dianteiro, à esquerda do assento ejetável, e de um microcontactor instalado no sistema do amortecedor do trem de pouso esquerdo.

O microcontactor permite a operação do medidor de fadiga somente quando o amortecedor estiver distendido.

O medidor registra, por meio de oito contactores, o numero de vezes em que é superado cada um dos seguintes valores de aceleração prescritos, e expressos em "GS", a saber:

— 2,5; — 1,5; — 0,5; + 0,25; + 3,5; + 4,5; + 6,0; + 8,0.

Toda vez que um destes valores é superado, o respectivo contador avança de uma unidade.

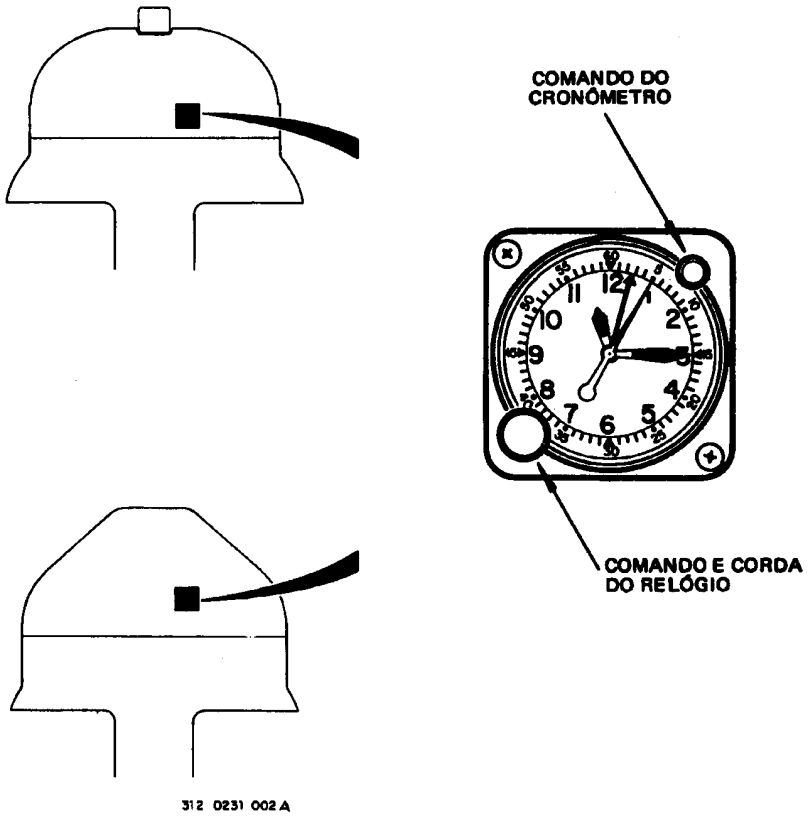
Os valores registrados devem ser periodicamente anotados pelos técnicos, a fim de estabelecer o limite de vida em fadiga do avião.

O sistema é suprido pela barra principal de 28 V DC através do disjuntor "LUZ DE NAVEGAÇÃO".

2-31-10. MEDIDOR DE FADIGA (figura 2-31-8) (47)

O acelerômetro é constituído de um peso montado sobre uma lâmina dupla, conectada por meio de uma corrente a um conjunto amortecedor. Este está ligado por meio de um eixo a uma escova móvel que atua sobre a superfície de um comutador. Quando o peso oscila, com as acelerações a que é submetido pelo movimento do avião, a corrente tranforma o movimento vertical do peso em movimento rotativo da escova. Esta escova, passando sobre a superfície do comutador em quantidade proporcional ao valor da aceleração sofrida, aciona os contadores atingidos por esta aceleração.

Há uma trava para trânsito que, travando o peso sensor, evita a operação do medidor de fadiga.



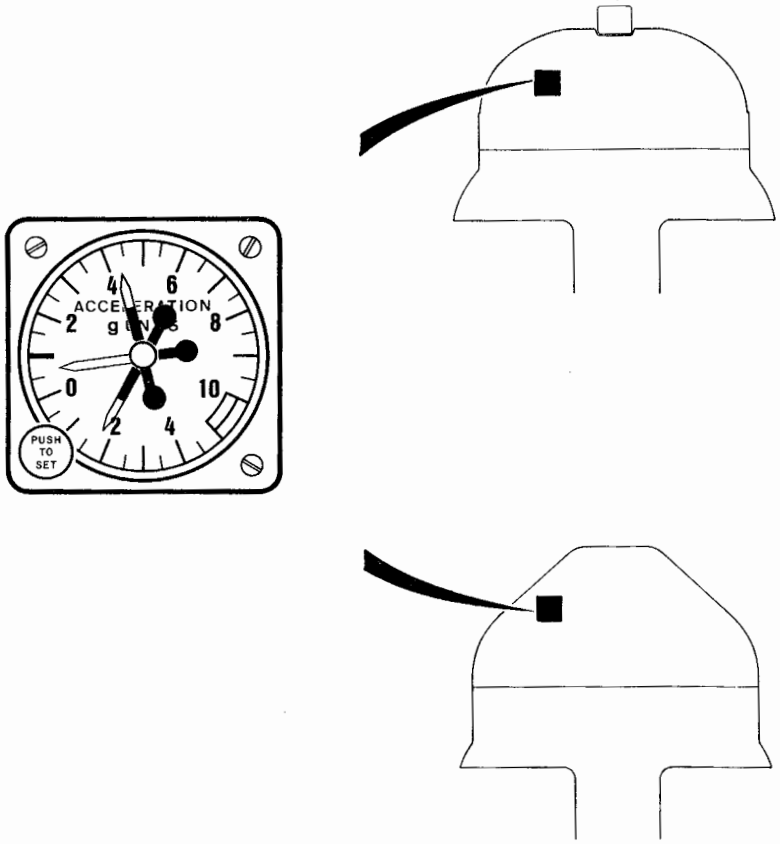
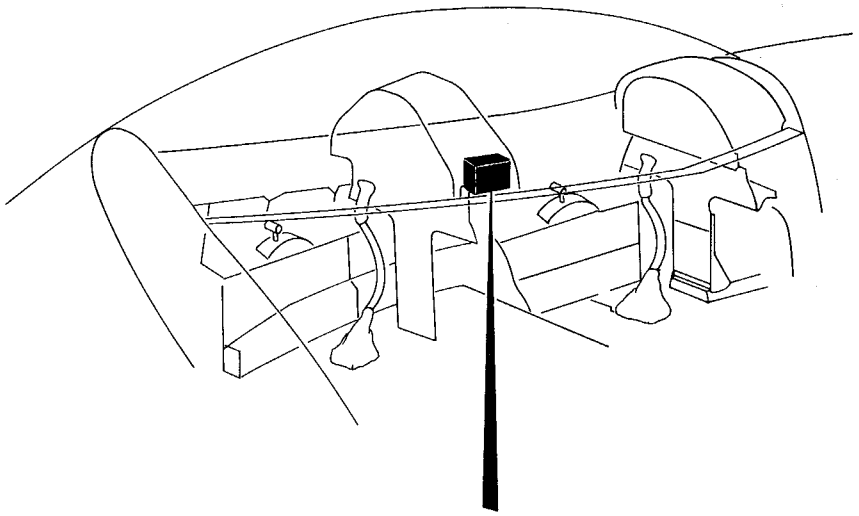


Figura 2-31-6. Acelerômetro



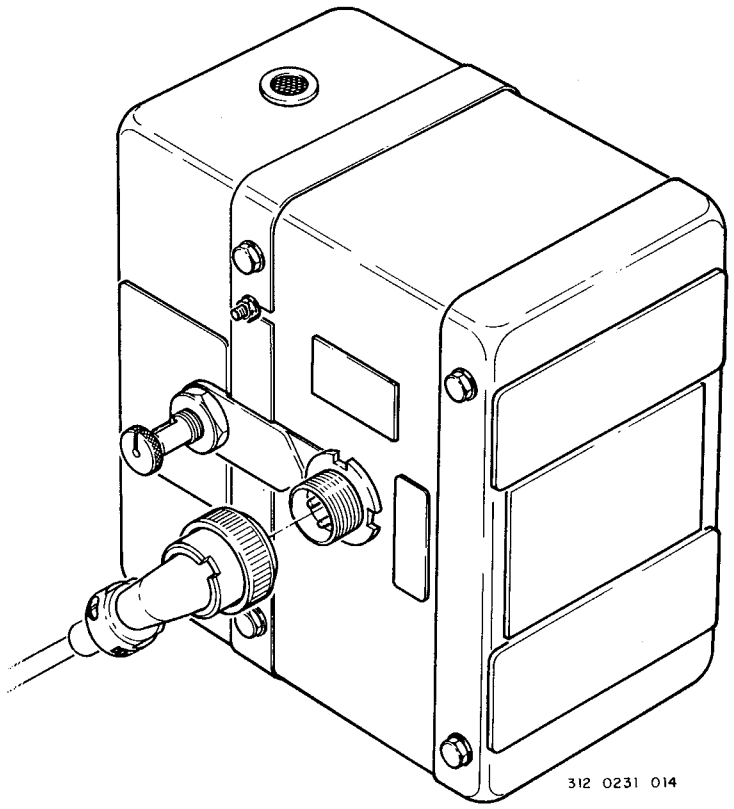
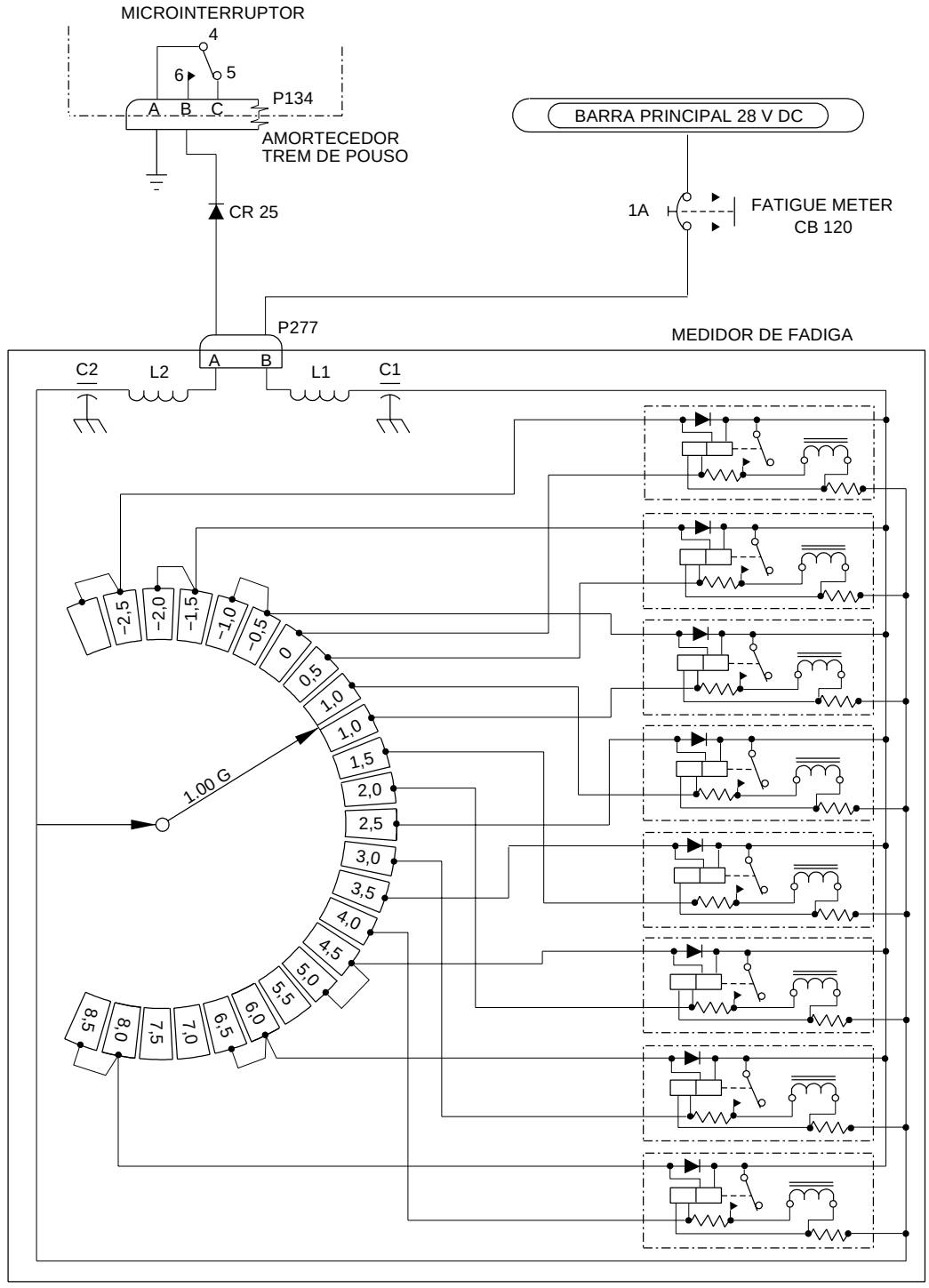


Figura 2-31-7. Medidor de Fadiga



EM312AG310003A.DGN

Figura 2-31-8. Medidor de Fadiga (Esquemático) (47)

2-31-11. SISTEMA DE MEDIÇÃO DE FADIGA (48)

2-31-12. ABREVIATURAS NÃO PADRONIZADAS (48)

As abreviaturas não padronizadas, usadas neste sistema, estão apresentadas abaixo:

ASCII - *American Standard Code for Information Interchange*.

EMI - Interferência Eletromagnética (*Electromagnetic Interference*).

GND - Terra (Ground).

NVRAM - Memória de acesso aleatório não-volátil (N*on-volatile Random Access Memory*).

RFI - Interferência de rádio-freqüência (*Radio Frequency Interference)*.

2-31-13. DESCRIÇÃO GERAL (48)

(figura 2-31-9)

Quando a aeronave está em vôo, ela está sujeita a diversas acelerações que vão impor cargas mecânicas à sua estrutura. Por isso, é importante obter a maior quantidade possível de informações referentes a estas cargas. Inicialmente, as cargas ao longo do eixo normal da aeronave determinam o peso da estrutura da aeronave. A estrutura deve ser dimensionada para suportar não apenas a máxima carga especificada, como também ser resistente à fadiga que lhe é imposta durante toda a vida operacional da aeronave.

O taxiamento em terra também produz cargas na asa, mas estas cargas só são aplicadas no momento de compressão da longarina inferior da asa (esta longarina é altamente resistente à fadiga).

A função principal do sistema de medição de fadiga é medir e registrar, no centro de gravidade (CG) da aeronave, as acelerações verticais aplicadas na estrutura da aeronave durante o vôo. O sistema registra o número de vezes em que a aceleração ultrapassa o limite de aceleração pré-determinado na aeronave. O sistema de medição de fadiga possui 20 (vinte) limites pré-determinados de aceleração e vai registrar sempre que a aceleração na estrutura da aeronave exceder qualquer um destes 20 limites pré-determinados.

A estimativa do ciclo de fadiga é, comumente, baseada na hipótese de dano cumulativo de Palmgren-Miner, onde se assume que a duração da carga não tem efeito no dano à estrutura.

O sistema de medição de fadiga consiste em um instrumento denominado medidor de fadiga. O medidor de fadiga, por sua vez, é composto por sensor de aceleração, aquisição de dados, compressão de dados, processamento de dados, equipamento de gravação (registro) de dados, e relógio-calendário para as funções de data e hora.

O medidor de fadiga mede e registra o número de vezes que cada limite de aceleração é atingido e a quantidade de acelerações impostas à estrutura da aeronave. Essas contagens são armazenadas na memória não-volátil do medidor (NVRAM).

As contagens das acelerações têm, como base, o uso de um circuito de acoplamento-desacoplamento (circuito tipo *Lock-Release*), onde cada um dos 20 contadores é energizado (fase de acoplamento) quando um dos limites de aceleração pré-determinados é excedido, este contador completa a contagem quando o nível de desacoplamento é atingido. Os contadores são, normalmente, identificados apenas durante o nível de acoplamento, e a diferença entre os níveis de acoplamento e de desacoplamento é definida com largura do limiar, ou largura da margem.

Estes 20 contadores do sistema fornecem a medição das faixas de tensão mecânica (*stress*) encontrados. O sistema é capaz de monitorar o máximo valor de *g* e os danos ocasionados pela fadiga (o valor máximo de *g* corresponde, aproximadamente, à carga de prova que é definida nos ensaios estruturais na fase do projeto).

O sistema de medição de fadiga opera durante a fase de vôo da aeronave. A fase de vôo, aqui, é definida como o momento desde que aeronave deixa o solo até o momemto em que a aeronave pousa e fica, pelo menos, 10 minutos no solo (caso a aeronave deixe o solo num tempo menor que 10 minutos após o pouso, os dois vôos consecutivos serão considerados como uma única fase de vôo).

O medidor de fadiga é capaz de medir e armazenar dados de até 329 fases de vôo sem a ocorrência da gravação dos dados mais recentes sobre os dados mais antigos.

Os registros de vôo armazenados no medidor de fadiga podem ser descarregados sob a forma de arquivo texto (ASCII) através de um computador de apoio no solo executando um programa (software) dedicado a esta tarefa. Este arquivo deverá ser salvo num diretório (pasta) de trabalho que tenha, de preferência, o mesmo nome da identificação (matrícula) da aeronave. O nome do arquivo deve obedecer ao formato ddmmaaaahh.txt para que, facilmente, seja identificado a data e a hora em que este arquivo foi descarregado da aeronave. Uma vez que o

descarregamento de dados estiver concluído, o último número de vôo será gravado na memória NVRAM do medidor de fadiga, permitindo, ao operador, o acesso a quantidade de vôos desde o último descarregamento de dados efetuado.

A identificação da aeronave deve ser feita durante o processo de inicialização do sistema, enquanto a data e a hora podem ser ajustadas a qualquer instante. Essas funções são executadas pelo computador de apoio no solo com o programa dedicado. Se houver necessidade, a identificação da aeronave pode ser alterada, mas isto irá apagar todos os dados de vôo registrados anteriormente. Por isto, deve-se fazer o descarregamento de dados de vôo antes de ajustar a identificação da aeronave.

O medidor de fadiga, também, possui os seguintes destaques:

- Uma saída discreta para enviar o sinal de curto ou terra (*GND*) ao relê da aeronave se ela for submetida a acelerações menores que 0,30g, ou para enviar o sinal de circuito aberto (*OPEN*) se a aeronave for submetida a acelerações maiores que 0,35g.

- Chaves para selecionar o vôo de missão, permitindo ao operador selecionar um único número, entre 00 e 99, para cada missão de treinamento. Esta informação faz parte dos dados de vôo, sendo armazenada pelo sistema de medição de fadiga.

- Um contador para toques e arremetidas (*touch and go*) para auxílio no treinamento de pouso. Esta informação, também, é armazenada como componente dos dados de vôo.

- Contador do número total de vôos. Esta informação faz parte dos dados de vôo e, também, é armazenada pelo sistema de medição de fadiga.

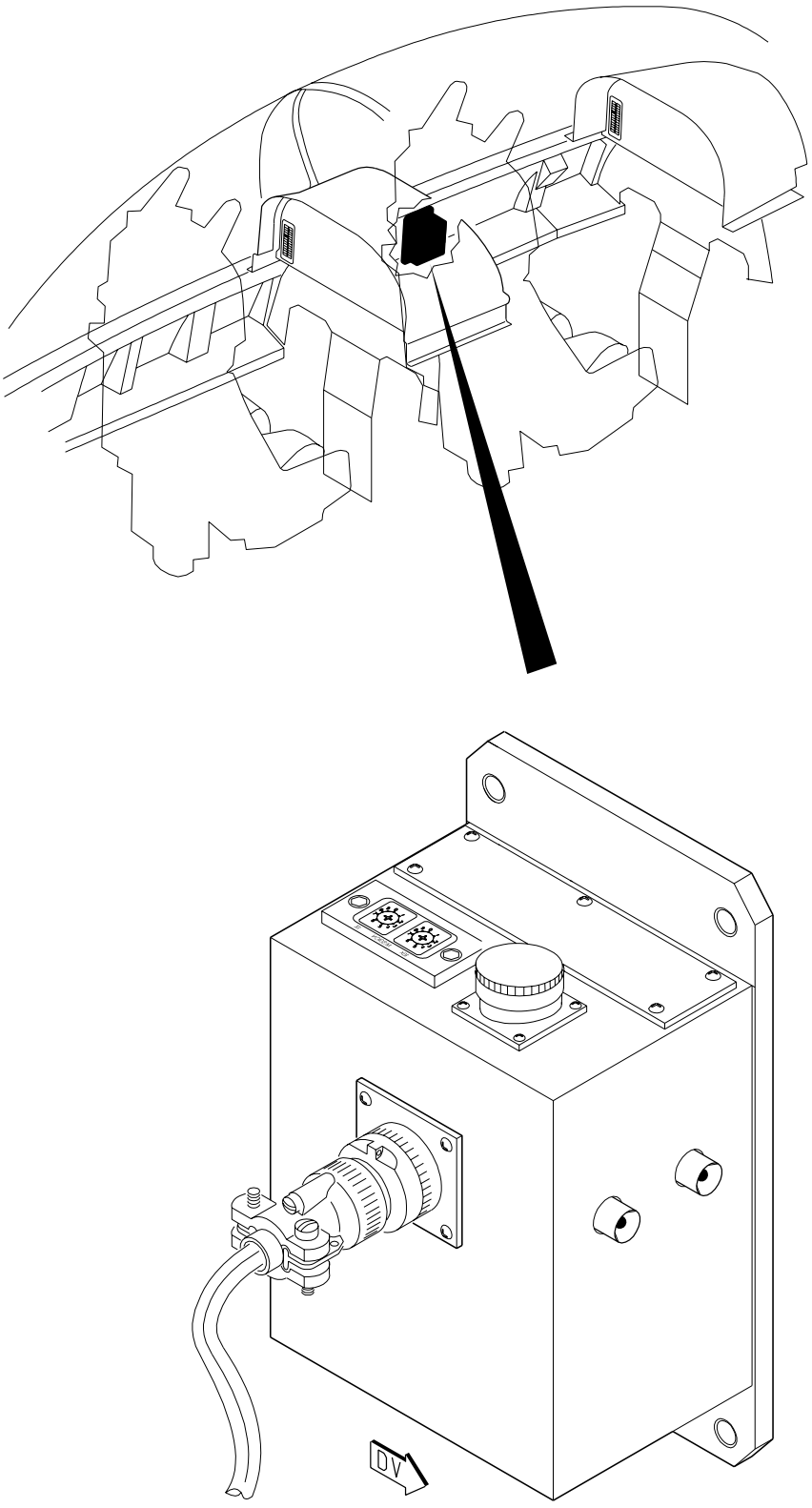
- Capacidade de ajuste e registro de até 20 contadores, únicos e independentes.

O sistema de medição de fadiga não exige ação da tripulação para a sua operação. A falha do sistema não afetará a segurança de vôo e, também, não irá gerar carga de trabalho adicional à tripulação.

2-31-14. OPERAÇÃO DO MEDIDOR DE FADIGA (figura 2-31-10) (48)

O acelerômetro do medidor de fadiga é um micro-sensor de estado sólido (semicondutor) que, também, possui capacidade para compensação de temperatura. A saída deste sensor é enviada ao circuito analógico composto por amplificador e filtro para obter a faixa de freqüência desejada. Este filtro é de fase linear, tipo passa-baixas Bessel de quinta ordem, com freqüência de corte de 8Hz e inclinação de 18dB por oitava.
O sinal é, em seguida, enviado ao circuito de condicionamento digital que possui um conversor análogo-digital e um microcontrolador com códigos de instrução em sua memória interna (ROM) para correções de temperatura. Além da correção de temperatura, o microcontrolador ajusta os níveis dos limites da aceleração e controla os protocolos de comunicação.

O sistema de medição de fadiga é energizado pelo barramento principal da aeronave através do disjuntor FATIGUE METER. Esta tensão é regulada dentro do medidor de fadiga, que também é protegido contra interferências eletromagnéticas (EMI) e interferências de rádio-freqüência (RFI).
O medidor de fadiga funciona somente quando a aeronave estiver energizada e seus contadores só atuam com a aeronave em vôo. Entretanto, o medidor de fadiga é operacional através de sua bateria interna, permitindo que a equipe de manutenção faça o descarregamento de dados de vôo sem a necessidade de energizar a aeronave. Isto é possível graças a uma chave interna que ativa a operação pela bateria quando o cabo de comunicação do computador de apoio ao solo é conectado ao medidor de fadiga.
O medidor de fadiga possui memória não volátil para armazenar os dados de vôo. Esta memória é alimentada por uma bateria de lítio, tipo longa-vida de 3,6V. Esta bateria também alimenta o relógio-calendário interno do medidor de fadiga.
Esta bateria deverá ser substituída por uma nova quando sua tensão ficar abaixo de 2,4V. O uso excessivo da bateria fará com que sua carga diminua de maneira mais rápida em relação ao uso normal. A substituição da bateria é feita sem perdas de dados no medidor de fadiga e dos seus ajustes. Entretanto, se o medidor de fadiga ficar completamente desenergizado por mais de 1 (um) minuto, os ajustes do relógio-calendário serão perdidos.



EM312AG310001A.DGN

Figura 2-31-9. Medidor de Fadiga (48)

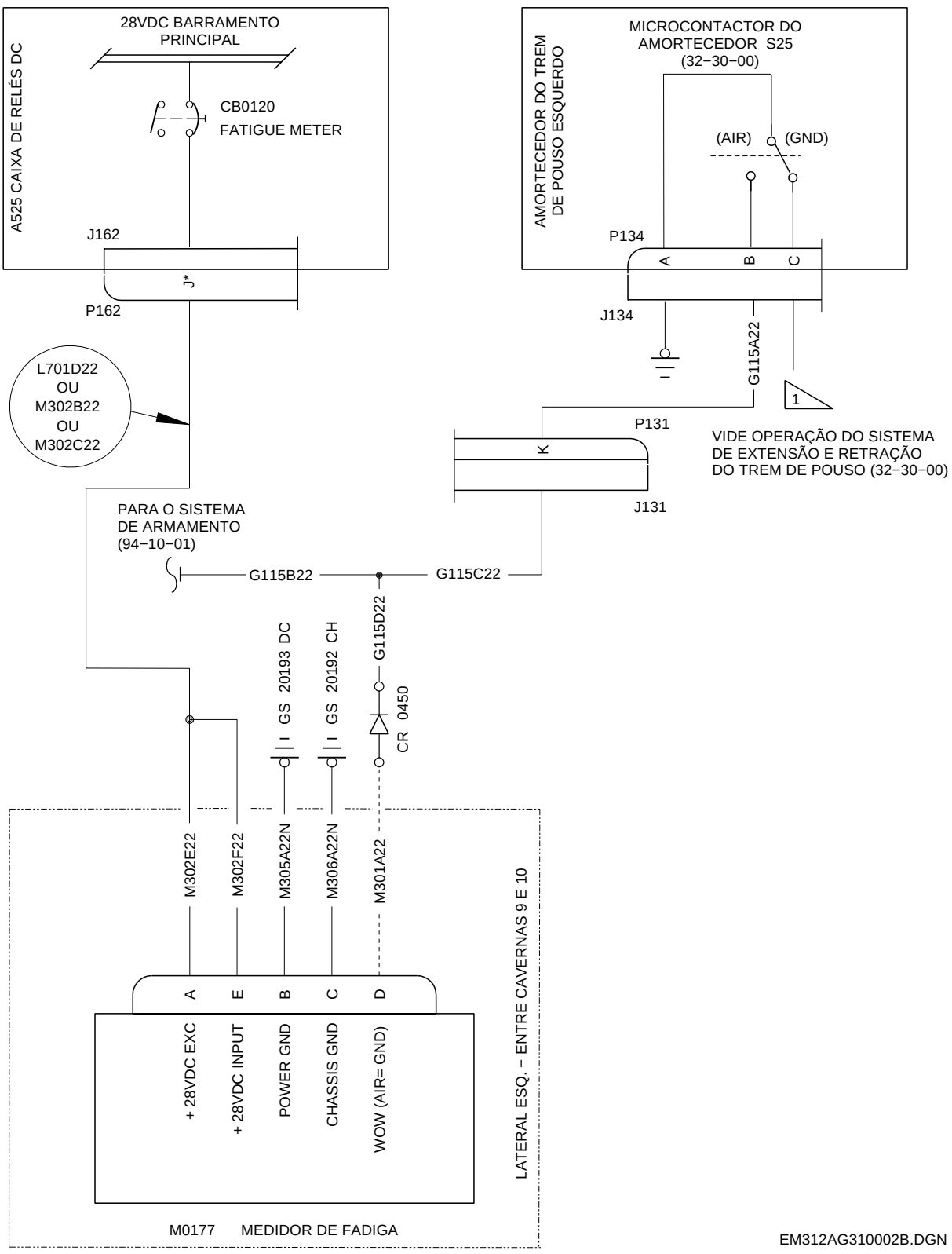


Figura 2-31-10. Operação do Medidor de Fadiga (48)

SEÇÃO II
TREM DE POUSO (32 - 00 - 00)

2-32-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-32-1)

O trem de pouso é do tipo triciclo, escamoteável, com rodas simples e operado hidraulicamente. A alimentação normal é fornecida pelo sistema hidráulico principal, existindo ainda um subsistema que possibilita seu abaixamento em emergência. A alimentação elétrica necessária ao seu funcionamento é fornecida pela barra de emergência de 28 V DC, através dos disjuntores ligados ao circuito.

O sistema de trem de pouso é composto de um trem de nariz, dois trens principais, válvulas seletoras dos trens (normal e emergência), válvulas restritoras, atuadores, travas, circuitos elétricos de comando, indicação e alarme.

O trem de pouso de nariz é fixado na estrutura da seção do nariz e recolhe para trás pela ação de um atuador hidráulico. Possui ainda um sistema direcional, comandado da cabine de pilotagem, através de um conjunto de pedais, hastes rígidas e guinhóis.

Os trens de pouso principais são fixados na estrutura de cada semi-asa, recolhendo na direção do eixo transversal, no sentido da fuselagem. Cada roda incorpora um conjunto de freio a disco, atuado hidraulicamente.

Cada trem de pouso possui um conjunto de travas EM CIMA e EMBAIXO , com travamento mecânico e destravamento hidráulico.

Os alojamentos dos trens de pouso possuem portas, sendo que as portas externas dos trens principais e as portas dianteiras do trem de nariz são acionadas mecanicamente, pelas próprias pernas dos trens, permanecendo abertas com os trens travados embaixo e fechadas com os trens travados em cima. As portas internas dos trens principais e as portas traseiras do trem de nariz são acionadas através de atuadores hidráulicos, permanecendo abertas somente com os trens em trânsito; com os trens travados em cima ou embaixo, essas portas permanecem fechadas. Um indicador de posição, em cada posto de pilotagem, fornece, através de luzes, as indicações de travamento em cima, de travamento embaixo e de trânsito dos trens de pouso.

Um interruptor BIP confirma, pela torre de controle, a condição de trem travado embaixo.

Um sistema de alarmes é acionado todas as vezes em que forem abaixados os flapes e/ou houver redução da manete de potência e/ou a velocidade indicada estiver reduzida, sem que os trens estejam travados embaixo.

Um sistema de proteção impede que os trens de pouso sejam recolhidos com os amortecedores dos trens principais comprimidos. Por outro lado, um interruptor no painel de comando, quando posicionado em EMERG, anula o sistema de proteção, possibilitando o recolhimento dos trens com o avião no solo.

O avião incorpora um estribo retrátil, para acesso à cabine, localizado no bordo de fuga, próximo à raiz da asa esquerda. Este estribo é comandado pelo trem de pouso esquerdo, através de cabo e haste rígida, permanecendo saliente com o trem travado embaixo e embutido com o mesmo em cima.

2-32-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio e os materiais de consumo, necessários para os procedimentos de manutenção do sistema do trem de pouso, relacionados sob a forma de tabelas.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
U-600	Fonte externa de energia hidráulica	Equivalente	Prover energia hidráulica para a verificação operacional do sistema.
6269-B	Fonte externa de energia elétrica	Equivalente	Prover energia elétrica para o avião.
820-033-W16E	Gabarito	—	Verificar a folga da haste de travamento embaixo do trem de nariz.
312-03920-007-W16E	Transferidor	—	Verificar a deflexão angular da roda do trem de nariz.
312-00640-001-W26H	Pino	—	Travar o guinhol do mecanismo de comando da roda.
312-00040-003-W26H	Pino	—	Travar o pedal de comando do leme.
—	Manômetro 0-800 lb/pol	—	Verificar a pressão do freio.
Será fornecido posteriormente	Adaptador	—	Acoplar ao manômetro.
Será fornecido posteriormente	Pino	—	Regulagem do mecanismo de acionamento da válvula seletora do trem (normal).
4A-421/422-W26H4	Dispositivo	—	Descolar o talão do pneu principal (nariz).
312-03920-401-W26H4	Dispositivo	—	Balanceamento estático do conjunto da roda do trem de nariz.
4A-410-10-01-W26H2	Dispositivo	—	Aplicação de massas para balanceamento da roda.

Tabela 2-32-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Arame de freno	QQB-626	–
Contrapino	MS24665-285	–
Contrapino	MS24665-355	–
Arruela espaçadora	AN960-816	–
Fluido hidráulico	MIL-H-5606	–
Nitrogênio (gás)	BB-N-411, tipo I, classe I, grau B	–
Graxa	MIL-G-23827	–
Porca	MS20365-428C	–
Calço	–	48071-0
Contrapino	MS24665-153	–
Calço	–	48070-0
Calço	–	48070-2
Porca	–	H14-3
Arame de freno	MS20995C-32	–
Fita de fixação da cablagem	MS3367-1-9	–
Contrapino	MS24665-353	–
Contrapino	MS24665-283	–
Arame de freno	MS20995C-20	–
Arame de solda	Sb60Pb40	–
Composto de vedação	PR1201-Q	–
Porca	MS20365-524C	–
Anel de vedação	MS28778-4	–
Anel de vedação	MS28778-5	–
Anel de vedação	MS28778-8	–
Contrapino	MS24665-134	–
Graxa	MIL-G-3545	–
Solvente	PD-680	–
Porca	AN365-428	–
Porca	MS21042L5	–
Porca	MS21042C	–

Tabela 2-32-2. Material de Consumo

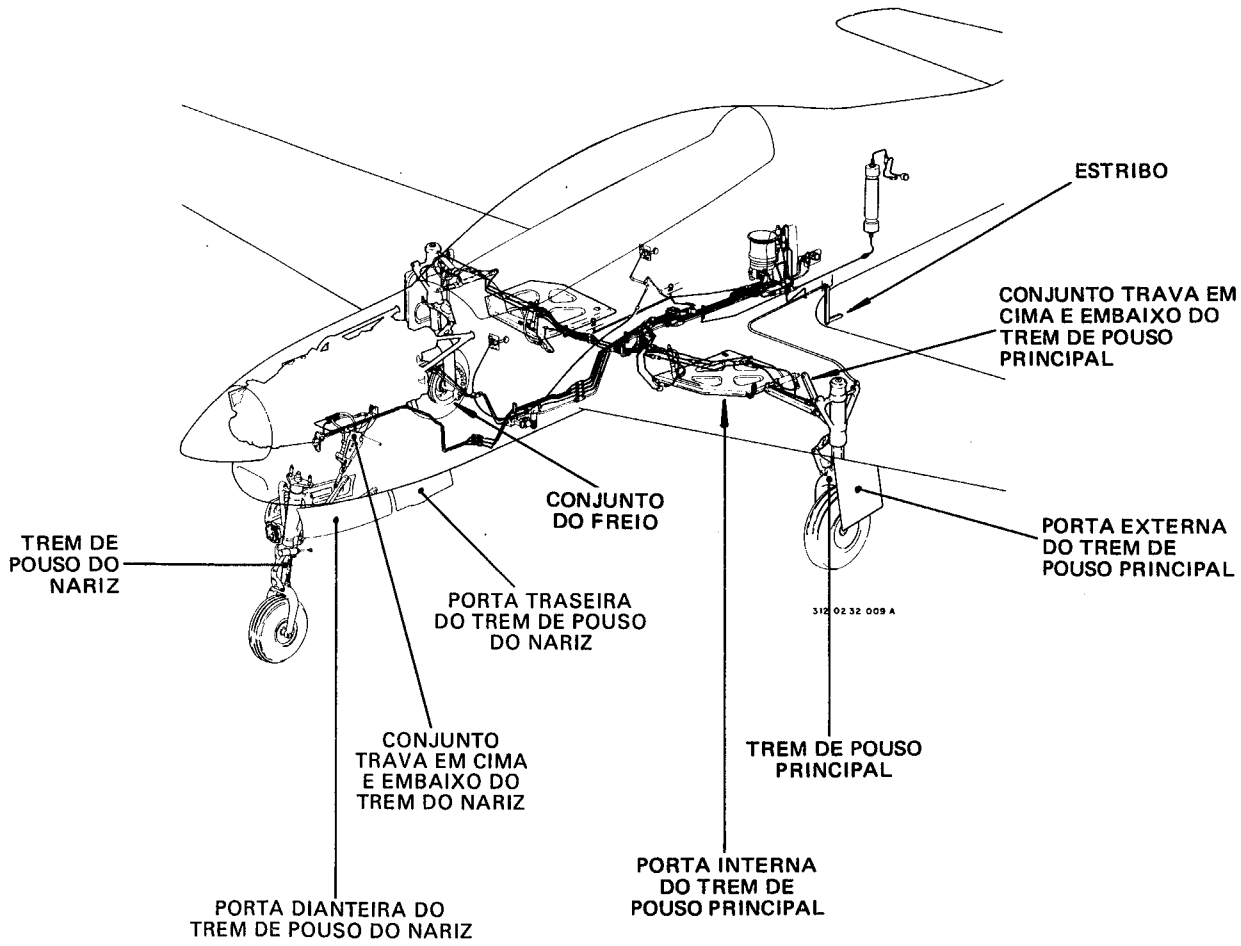


Figura 2-32-1. Localização dos Componentes do Sistema de Trem de Pouso (Folha 1 de 2)

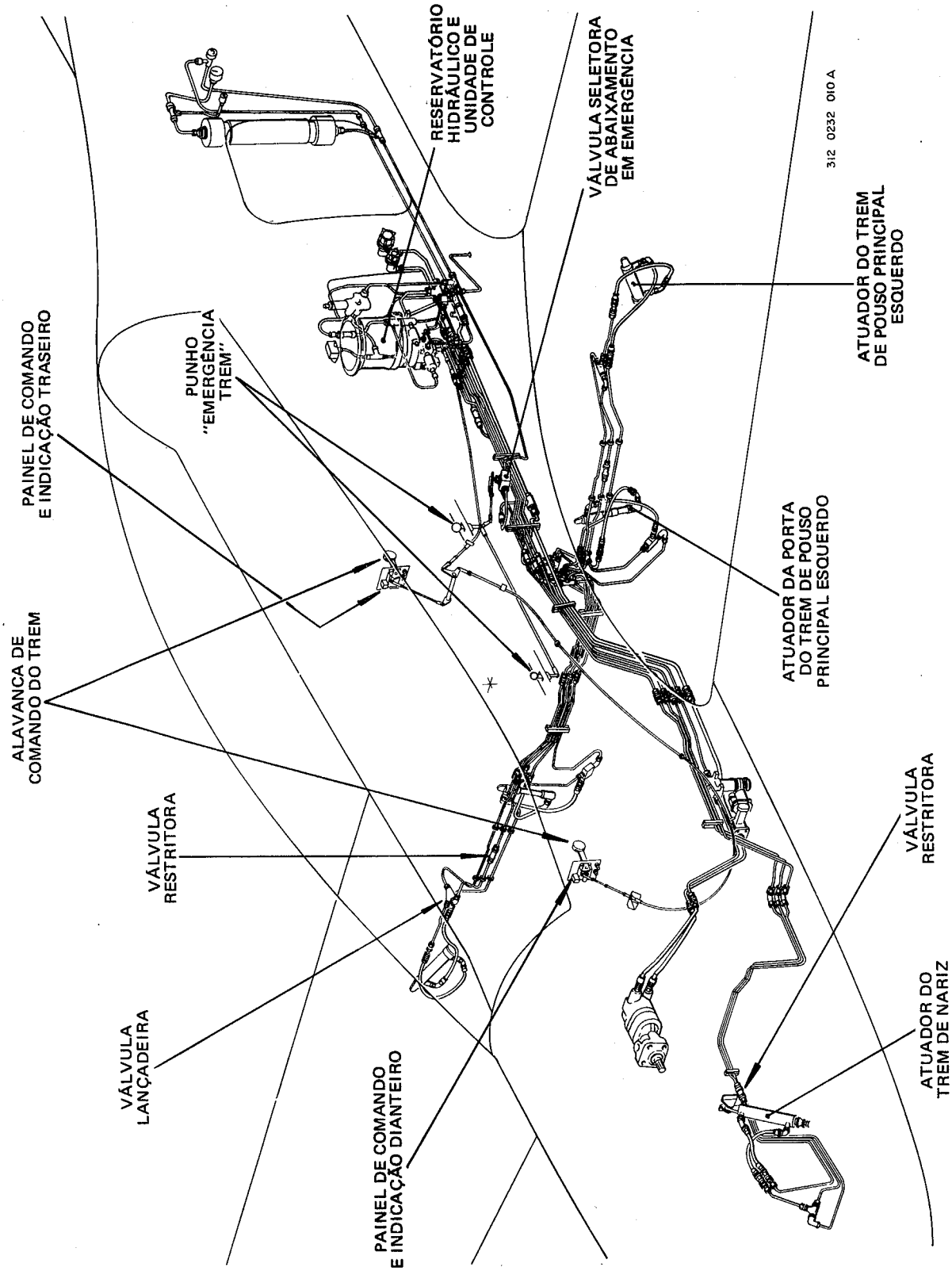


Figura 2-32-1. Localização dos Componentes do Sistema de Trem de Pouso (Folha 2 de 2)

SEÇÃO II
TREM DE POUSO PRINCIPAL E PORTAS (32 - 10 - 00)

2-32-3. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-32-2 e 2-32-3)

Cada trem de pouso principal é constituído de uma perna de força, de um conjunto de hastes de travamento, de dois cilindros atuadores de ação dupla (trem e porta), de um conjunto de roda, de um conjunto de freio a disco e de duas portas.

Cada perna de força é equipada, basicamente, por um montante, por um conjunto de tesoura e por um conjunto tubo/pistão.

O amortecedor, constituído pelo montante e pelo conjunto tubo/pistão, é do tipo óleo-pneumático. Uma válvula localizada na parte superior do montante permite o abastecimento e o enchimento do amortecedor.

O alojamento do trem de pouso é complementado por duas portas; uma interna, acionada hidraulicamente por um cilindro atuador e outra externa, acionada mecanicamente através de hastes rígidas conectadas diretamente à perna de força.

O acionamento do trem de pouso é obtido hidraulicamente através de um cilindro atuador fixado à estrutura da asa e conectado à haste de travamento.

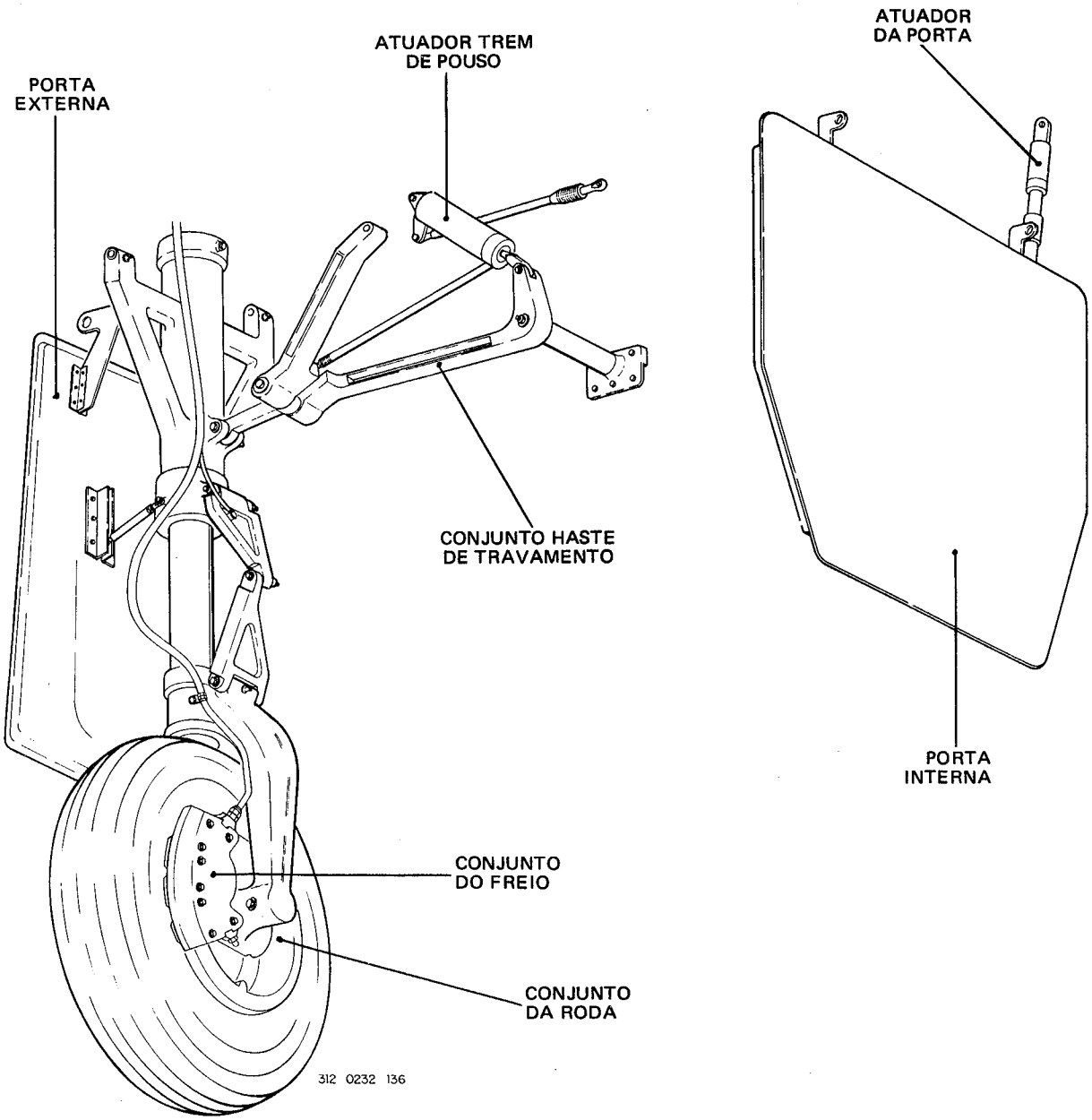


Figura 2-32-2. Trem de Pouso Principal

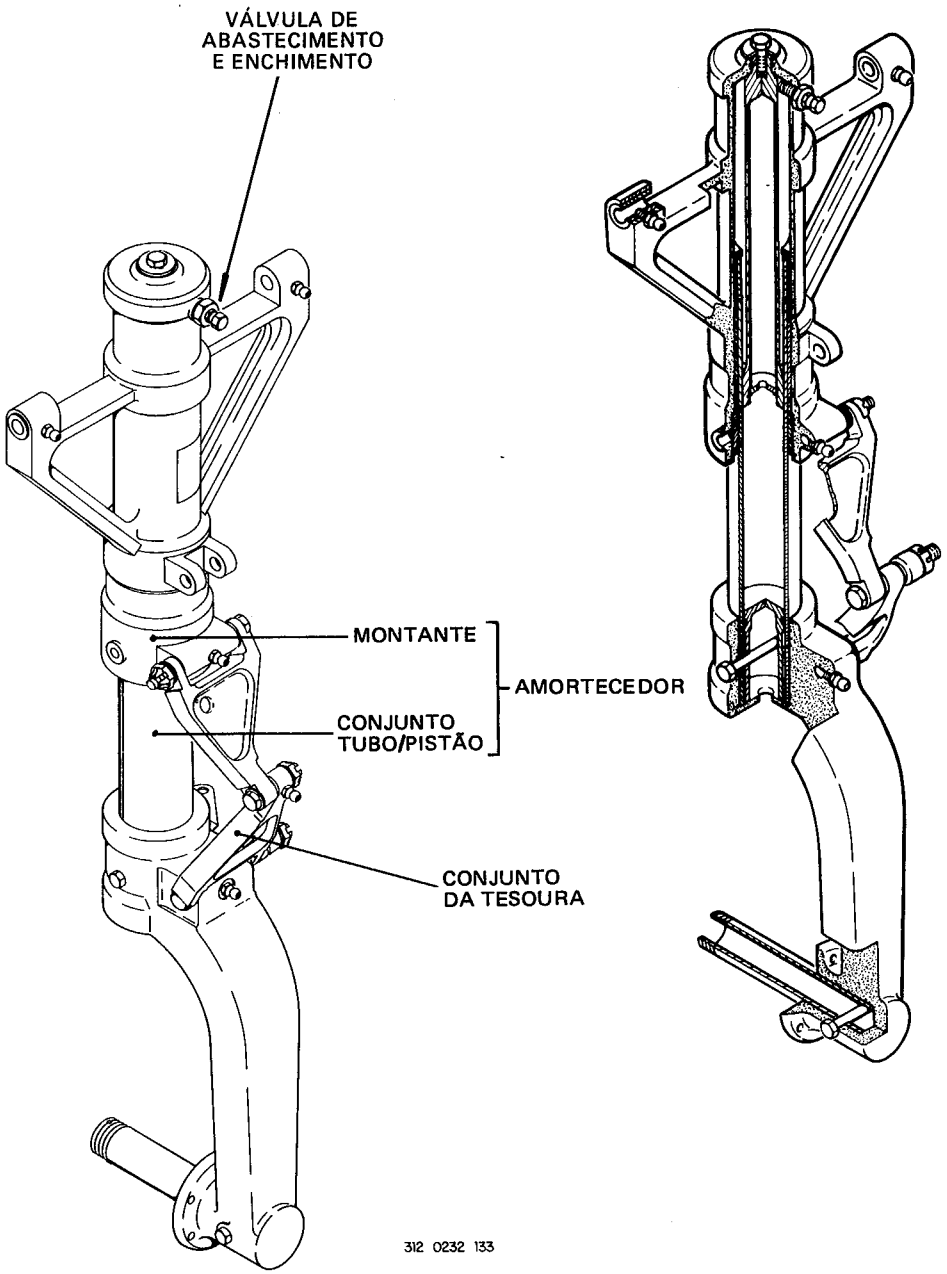


Figura 2-32-3. Perna de Força Trem Principal

SEÇÃO II
TREM DE POUSO DE NARIZ E PORTAS (32 - 20 - 00)

2-32-4. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-32-4 e 2-32-5)

O trem de pouso de nariz é constituído de uma perna de força, de um conjunto de hastes de travamento, de dois cilindros atuadores de ação dupla (trem e porta), de um conjunto da roda, de um sistema direcional e de duas portas.

Cada perna de força é equipada, basicamente, por um montante, por um conjunto de tesouras, por um conjunto tubo/pistão e por um sistema direcional. O amortecedor, constituído pelo montante e pelo conjunto tubo/pistão, é do tipo óleo-pneumático. Uma válvula na parte superior do montante permite o abastecimento e o enchimento do amortecedor.

O alojamento do trem de pouso é complementado por duas portas; uma traseira, acionada hidraulicamente por um cilindro atuador, e outra dianteira, acionada mecanicamente através de hastes rígidas e braços articuláveis conectados diretamente à perna de força.

O acionamento do trem de pouso é obtido hidraulicamente através de um cilindro atuador fixado à estrutura do alojamento e conectado à haste de travamento.

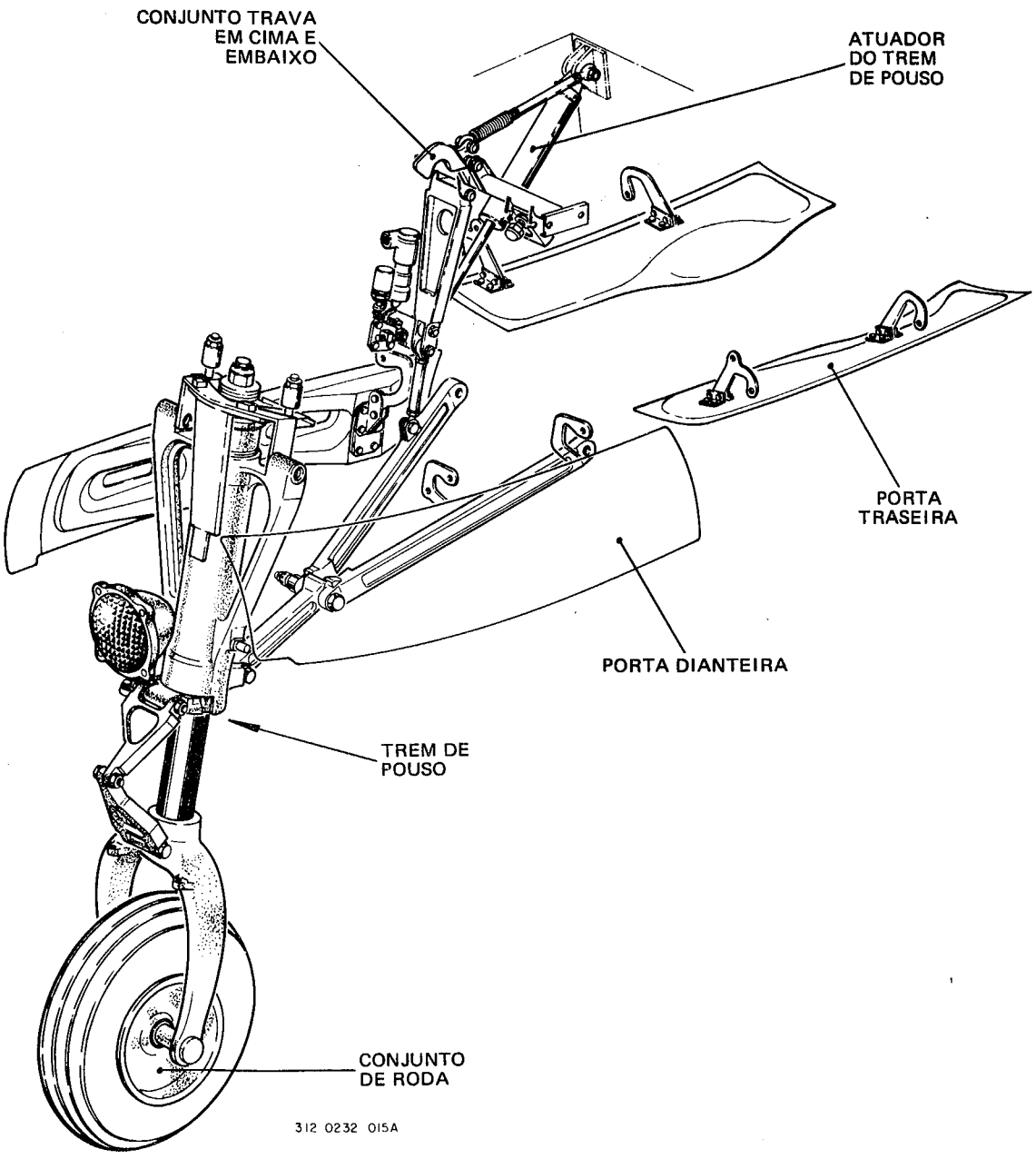


Figura 2-32-4. Trem de Pouso de Nariz

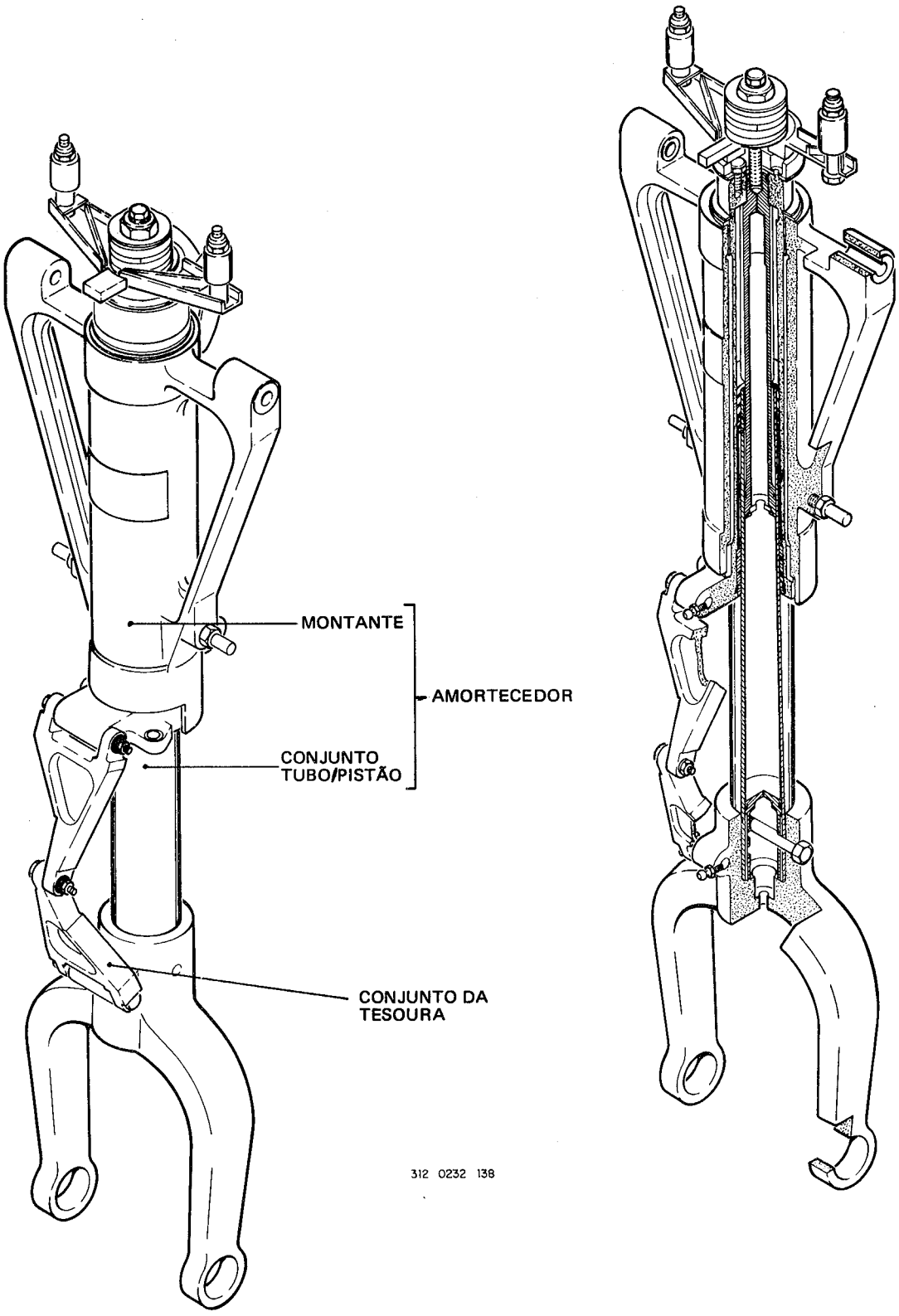


Figura 2-32-5. Perna de Força (Trem de Nariz)

SEÇÃO II
EXTENSÃO E RETRAÇÃO (32 - 30 - 00)

2-32-5. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de retração e extensão do trem de pouso opera, em condições normais, com pressão hidráulica gerada pelo sistema principal, podendo, na falha deste, ser operado pelo sistema de emergência, somente para extensão (abaixamento).
O sistema de retração e extensão é constituído de um painel de controle do trem, uma unidade de controle, cilindros atuadores, travas em cima e embaixo, válvulas restritoras, válvulas lançadeiras, válvula seletora de abaixamento do trem em emergência e microcontactores.
A energia elétrica associada ao sistema de retração e extensão é fornecida pela barra de emergência de 28 V DC.
A operação normal de retração e extensão do trem de pouso é controlada pela alavanca localizada no painel de controle do trem.
A operação do trem para abaixamento em emergência é controlada pela alavanca localizada no console lateral esquerdo.
Um circuito de proteção contra recolhimento inadvertido do trem, composto por microcontactores ligados em série, instalados nos amortecedores principais, interrompe a energia elétrica para o solenóide-trava da alavanca de comando do trem, sempre que os amortecedores principais estiverem comprimidos.
Se, entretanto, houver necessidade de recolher o trem numa emergência, um interruptor localizado no painel de controle do trem quando posicionado em EMERG permite recolher o trem, mesmo que os amortecedores principais estejam comprimidos.

2-32-6. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE EXTENSÃO E RETRAÇÃO DO TREM DE POUSO

A operação do sistema de extensão e retração do trem de pouso é detalhada a seguir nas várias situações em que poderá se encontrar.

2-32-7. ALAVANCA DO TREM DE POUSO NA POSIÇÃO NEUTRA (figuras 2-32-6 e 2-32-7)

Nesta situação, a válvula-solenóide das portas permanece energizada, permitindo, desta forma, a ligação entre a linha proveniente da bomba hidráulica e a linha para fechar a porta.
Após o fechamento das portas, a demanda da bomba hidráulica passa pela válvula seletora do trem e retorna para a linha de sucção da bomba sem, no entanto, gerar pressão.

2-32-8. RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO, SISTEMA NORMAL (figuras 2-32-8 e 2-32-9)

Nesta situação, a alavanca do trem de pouso, ao ser posicionada em SOBE, desenergiza a válvula-solenóide das portas.
O fluido hidráulico proveniente da bomba hidráulica passa pela válvula-solenóide das portas e se dirige para os cilindros atuadores das portas no sentido de abri-las.
Após a abertura das portas, a pressão no circuito, ao atingir 600 psi, abrirá a válvula de seqüência (porta/trem), orientando o fluido hidráulico para a válvula seletora do trem e esta, por sua vez, para a trava embaixo do trem do nariz e para os cilindros atuadores dos trens, no sentido de recolher.
Após o travamento em cima dos trens, a válvula-solenóide será energizada, conforme mostra o esquema 2-32-10, permitindo desta forma fechar as portas.
Depois de 5 a 9 segundos, a válvula de retardo permitirá que a pressão (750 – 1250 psi) atue sobre a trava de comando da alavanca do trem, levando-a automaticamente para a posição NEUTRO.

2-32-9. RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO, EMERGÊNCIA (figura 2-32-11)

Nesta situação, o interruptor REC/EMERG é posicionado em EMERG, possibilitando, desta forma, energizar a solenóide-trava da alavanca de comando do trem, mesmo que o(s) amortecedor(es) do(s) trem(ns) principal(is) esteja(m) comprimido(s).
Esta alternativa permite posicionar a alavanca do trem em SOBE e, em seguida, desenergizar a válvula-solenóide das portas.

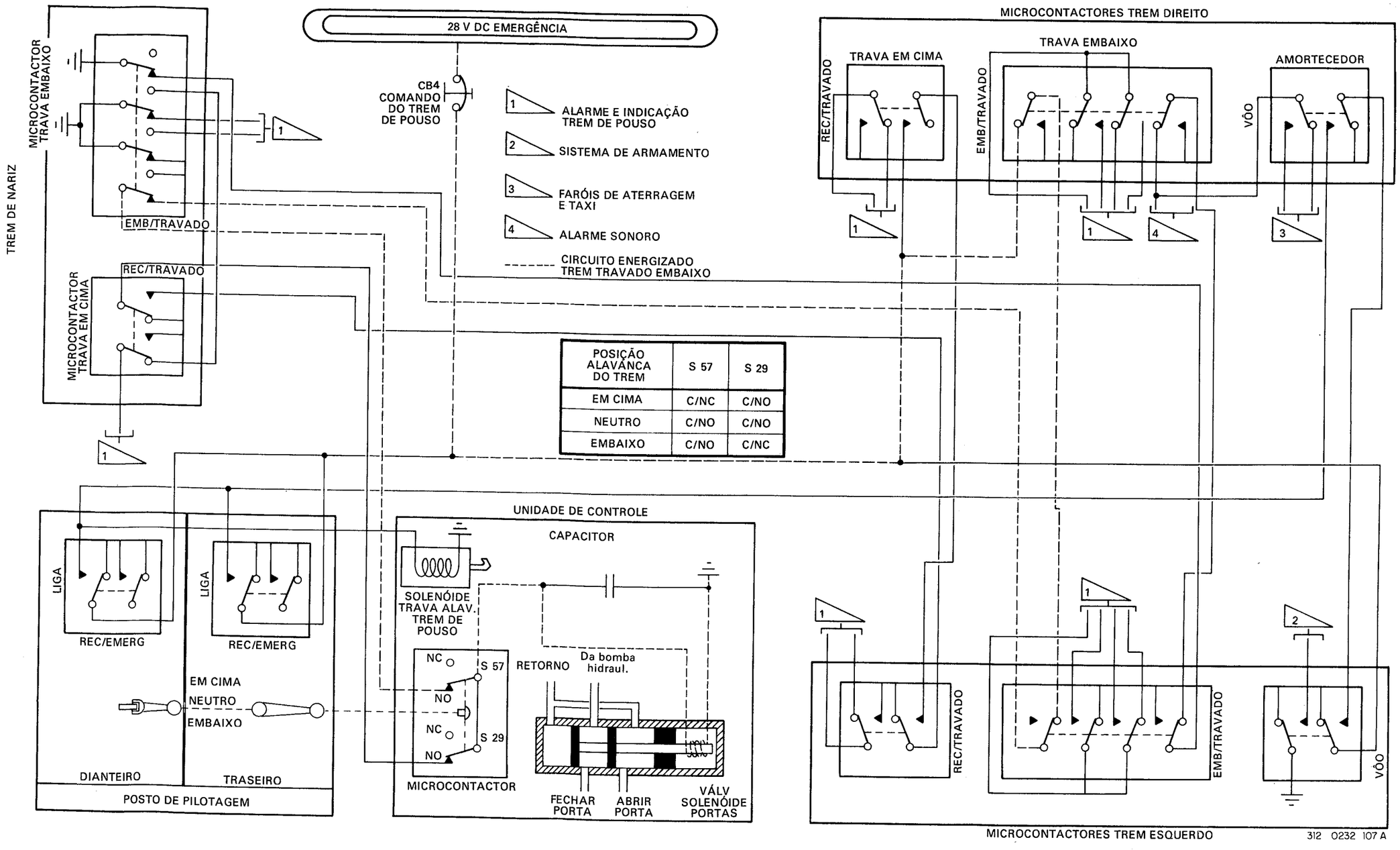


Figura 2-32-6. Alavanca de Comando do Trem de Pouso na Posição Neutra

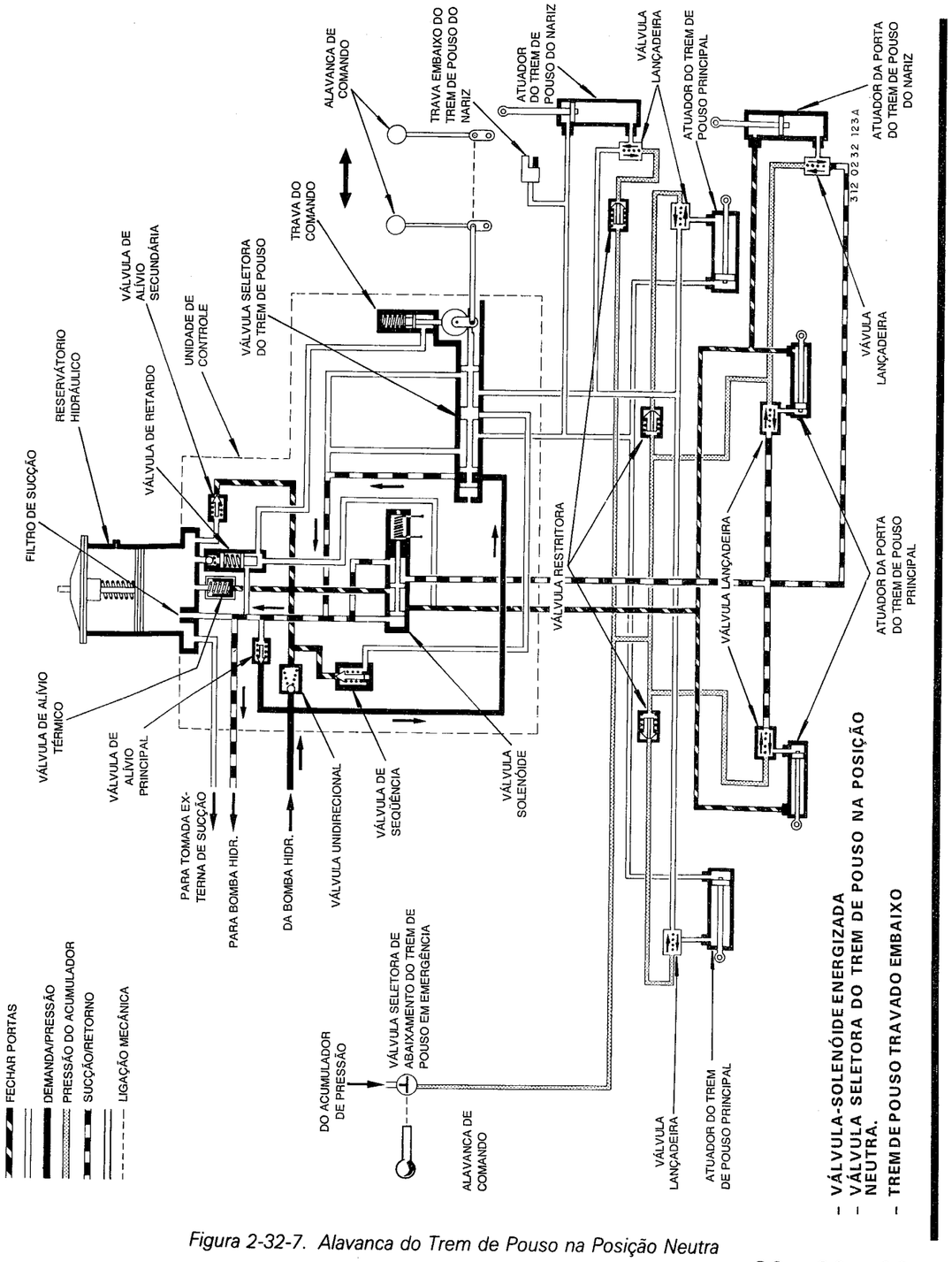


Figura 2-32-7. Alavanca do Trem de Pouso na Posição Neutra

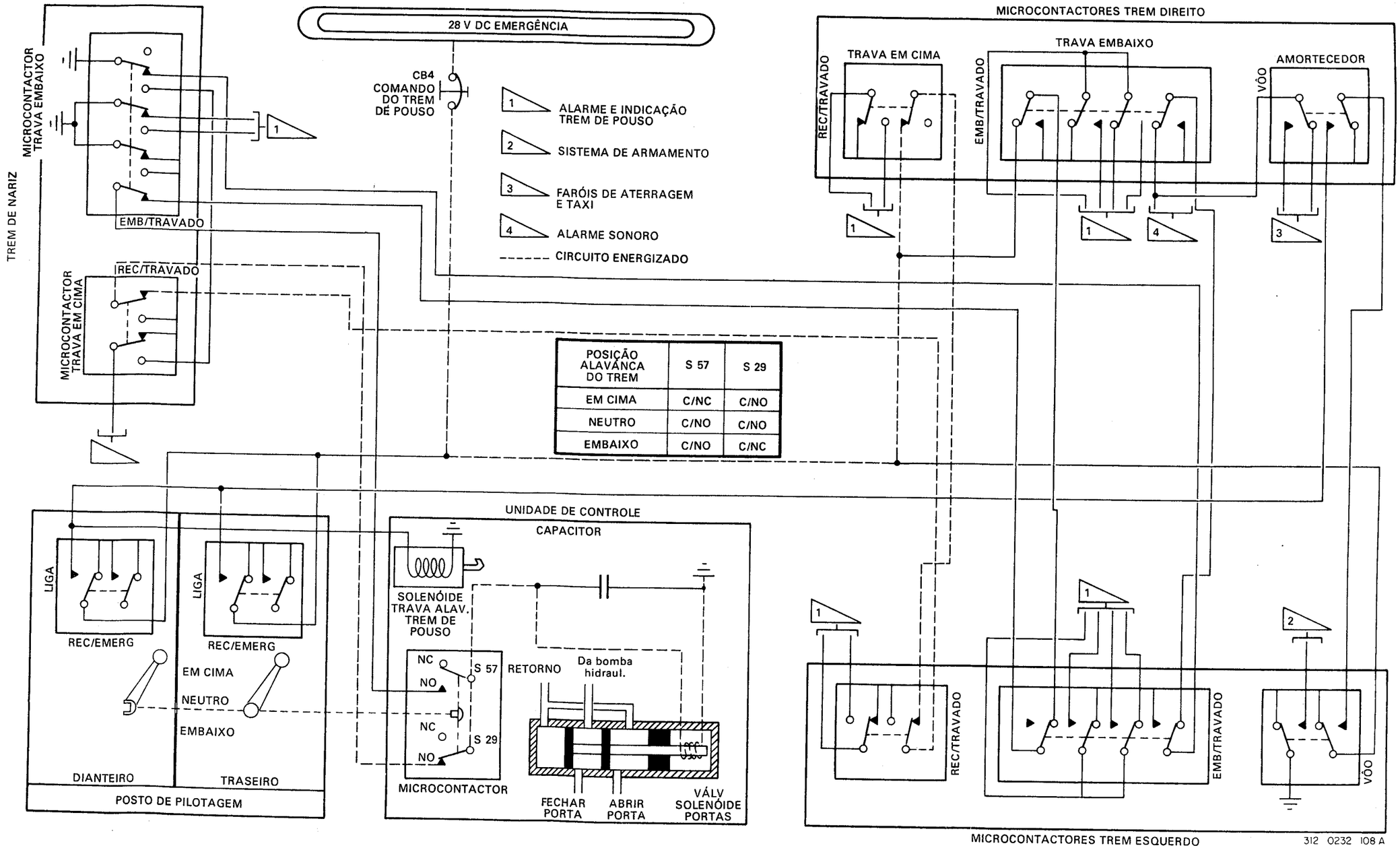


Figura 2-32-8. Recolhimento do Trem de Pouso. Sistema Normal

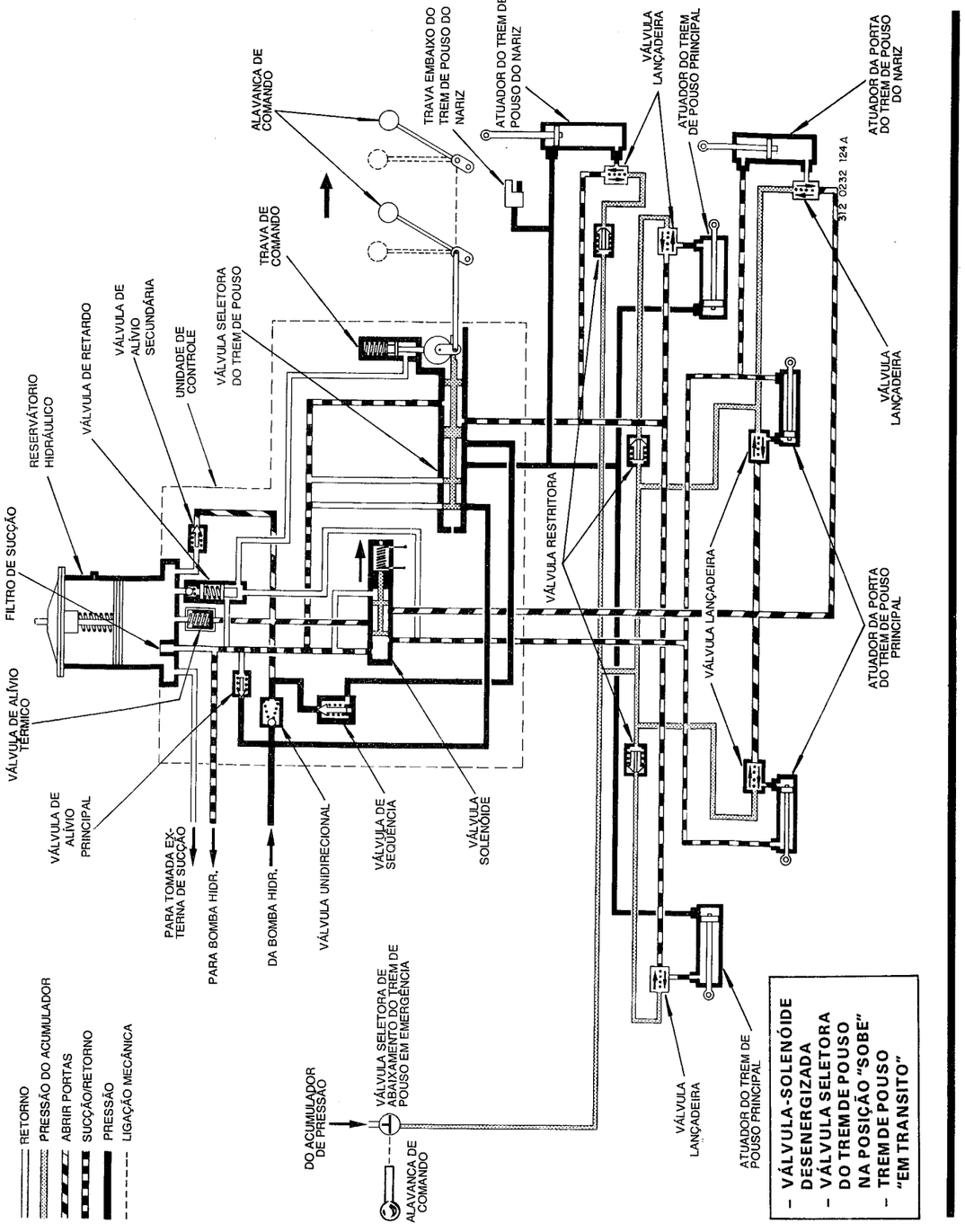


Figura 2-32-9. Recolhimento do Trem de Pouso-Sistema Normal

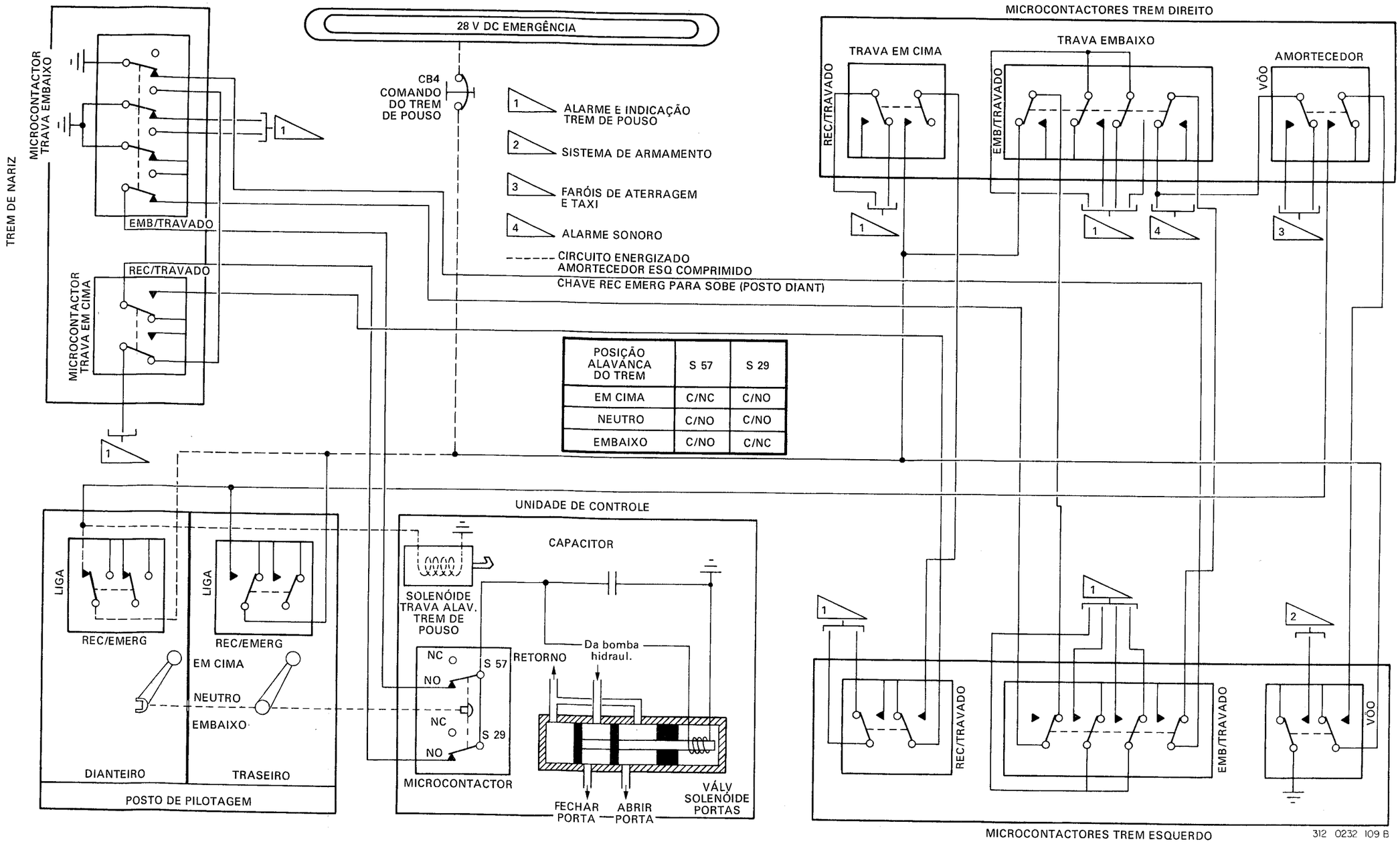


Figura 2-32-10. Recolhimento do Trem de Pouso. Emergência

A partir deste ponto, a seqüência de recolhimento do trem é idêntica ao recolhimento do trem pelo sistema normal.

2-32-10. ABAIXAMENTO DO TREM DE POUSO, SISTEMA NORMAL (figuras 2-32-11 e 2-32-12)

Nesta situação, a alavanca do trem de pouso, ao ser posicionada em DESCE, desenergiza a válvula-solenóide das portas.
O fluido hidráulico proveniente da bomba hidráulica passa pela válvula-solenóide das portas e se dirige para os cilindros atuadores das portas no sentido de abri-las.
Após a abertura das portas, a pressão no circuito, ao atingir 600 psi, abrirá a válvula de seqüência (porta/trem), orientando o fluido hidráulico para a válvula seletora do trem e esta, por sua vez, para os cilindros atuadores dos trens no sentido de estender (abaixar).
Após o travamento embaixo dos trens, a válvula-solenóide será energizada conforme mostra o esquema 2-32-7, permitindo, desta forma, fechar as portas.
Depois de 5 a 9 segundos, a válvula de retardo permitirá que a pressão (750 − 1250 psi) atue sobre a trava de comando da alavanca do trem, levantando-a automaticamente para a posição NEUTRO.

2-32-11. ABAIXAMENTO DO TREM DE POUSO, SISTEMA DE EMERGÊNCIA (figura 2-32-13)

Nesta situação, o abaixamento dos trens independe de energia elétrica e da posição da alavanca do trem de pouso no painel de instrumentos.
A alavanca localizada no console esquerdo, ao ser posicionada em TREM DESCE EMERG, permite que a pressão do acumulador do sistema de emergência seja descarregada, simultaneamente, nos cilindros atuadores das portas e dos trens no sentido de abri-las e estendê-los, respectivamente.

2-32-12. PAINEL DE COMANDO DO TREM (figura 2-32-14)

O painel de comando do trem, um para cada posto de pilotagem, tem por finalidade comandar e monitorar o trem de pouso.
O painel é composto de uma alavanca, um solenóide-trava da alavanca, um interruptor para recolhimento em emergência e luzes indicadoras de posição de trens e portas (consulte 32-60-00).
A alavanca possui três posições: SOBE, NEUTRO e DESCE.
Normalmente, após completar o ciclo de travamento, EM CIMA ou EMBAIXO, a alavanca permanece na posição NEUTRO.
O solenóide-trava não permite que a alavanca de comando do trem seja posicionada em SOBE, caso os amortecedores principais estejam comprimidos.
O interruptor para recolhimento em emergência é mantido frenado de tal forma que com um mínimo esforço o piloto possa rompê-lo e comandar o interruptor para a posição EMERG.
As duas alavancas de comando do trem (postos dianteiro e traseiro) são interconectadas mecanicamente de tal forma que o comando em um posto é refletido no outro posto.

2-32-13. UNIDADE DE CONTROLE (figuras 2-32-15 e 2-32-16)

A unidade de controle, localizada no compartimento hidráulico, tem por finalidade controlar a seqüência de atuação das portas e dos trens, a partir do posicionamento da alavanca de comando do trem de pouso.
A unidade de controle é composta de: uma válvula unidirecional, uma válvula de seqüência (porta/trem), uma válvula de alívio principal, uma válvula de alívio secundário, uma válvula de alívio térmico, uma válvula de retardo, uma válvula de seqüência (seletora trem), uma válvula-solenóide das portas, uma válvula seletora dos trens (normal), microcontactores e telas filtrantes.
O acesso a qualquer um dos componentes é possível, se a unidade de controle for removida do avião.
A válvula de seqüência (porta/trem) permite, em primeiro lugar, atuar as portas e, somente após a pressão no circuito atingir $600 \begin{smallmatrix} +50 \\ -0 \end{smallmatrix}$ psi, ela liberará o fluido hidráulico para atuação dos trens de pouso.
A válvula de alívio principal abre com um valor de 2100 ± 10 psi; se entretanto ocorrer falha desta, a válvula de alívio secundário abrirá com 2150 ± 10 psi, liberando o fluido hidráulico para o reservatório.
A válvula de alívio térmico entre 0 e 100 psi permanece aberta, acima de 150 ± 20 psi a válvula fecha totalmente, não permitindo a passagem do fluido hidráulico proveniente da bomba para o reservatório.
A válvula de retardo libera a pressão para a trava de comando após 5 a 9 segundos. Este é o tempo necessário para o travamento dos trens EM CIMA OU EMBAIXO.

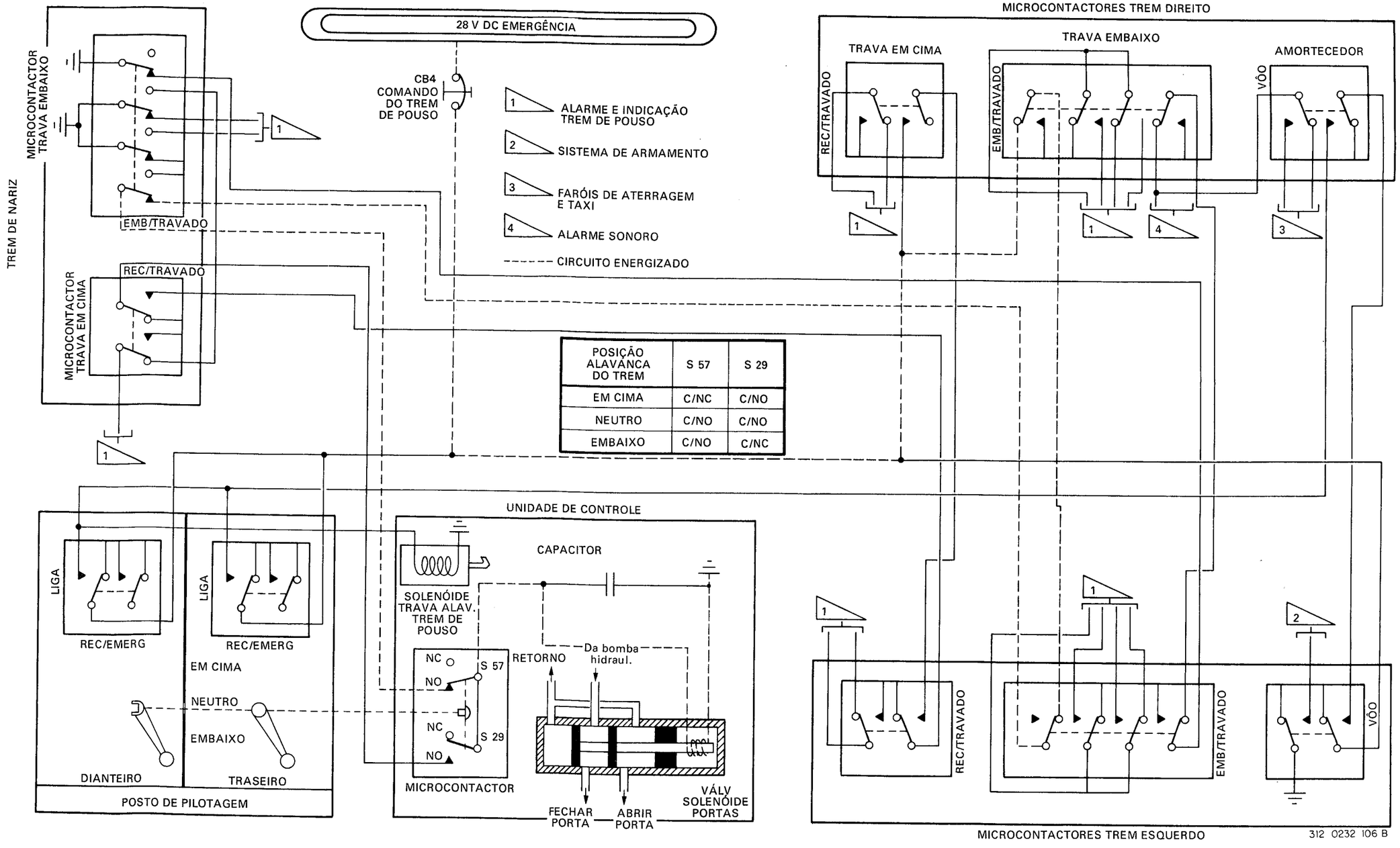


Figura 2-32-11. Abaixamento do Trem de Pouso-Sistema Normal

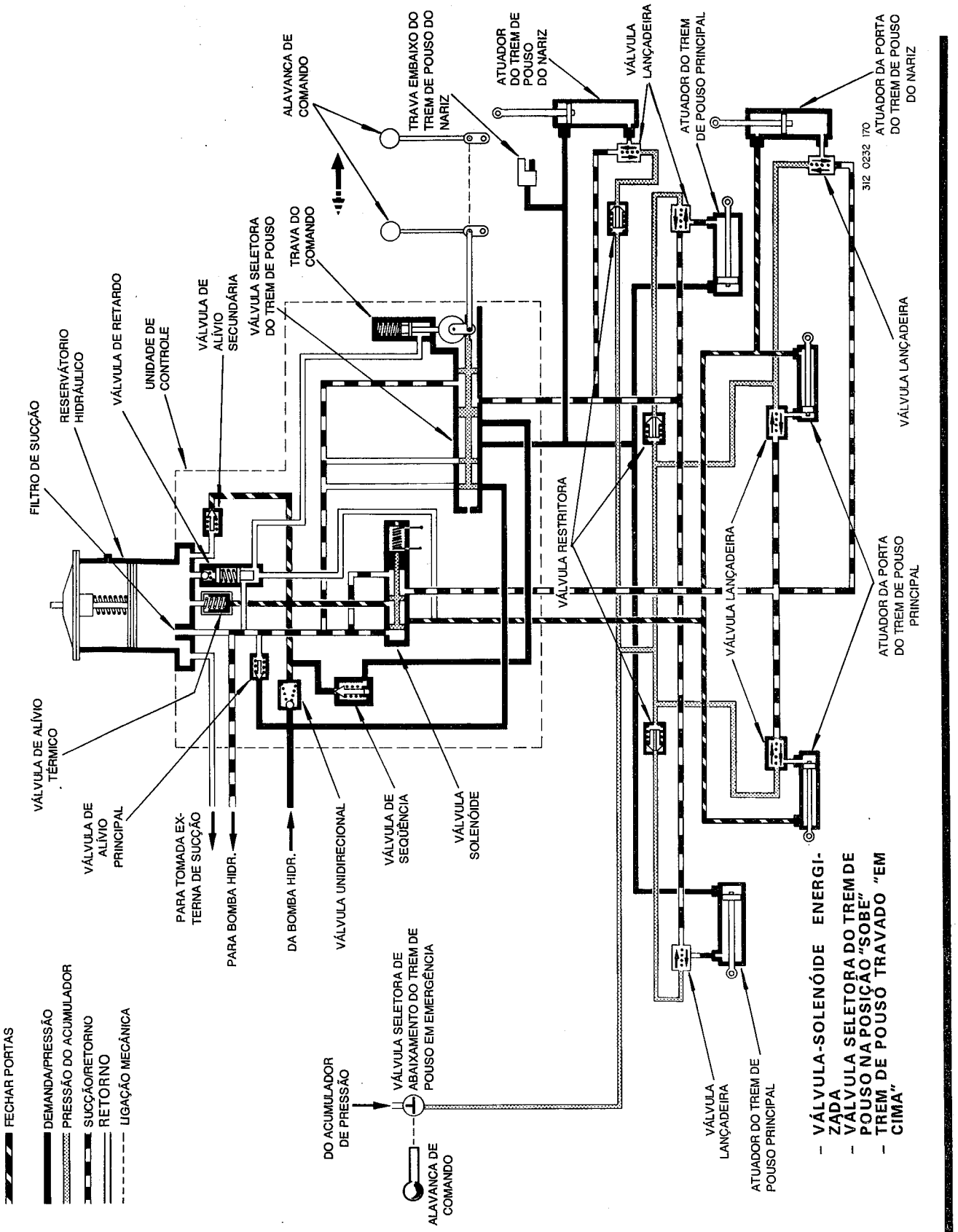


Figura 2-32-10A. Trem de Pouso Travado em Cima e Fechamento das Portas

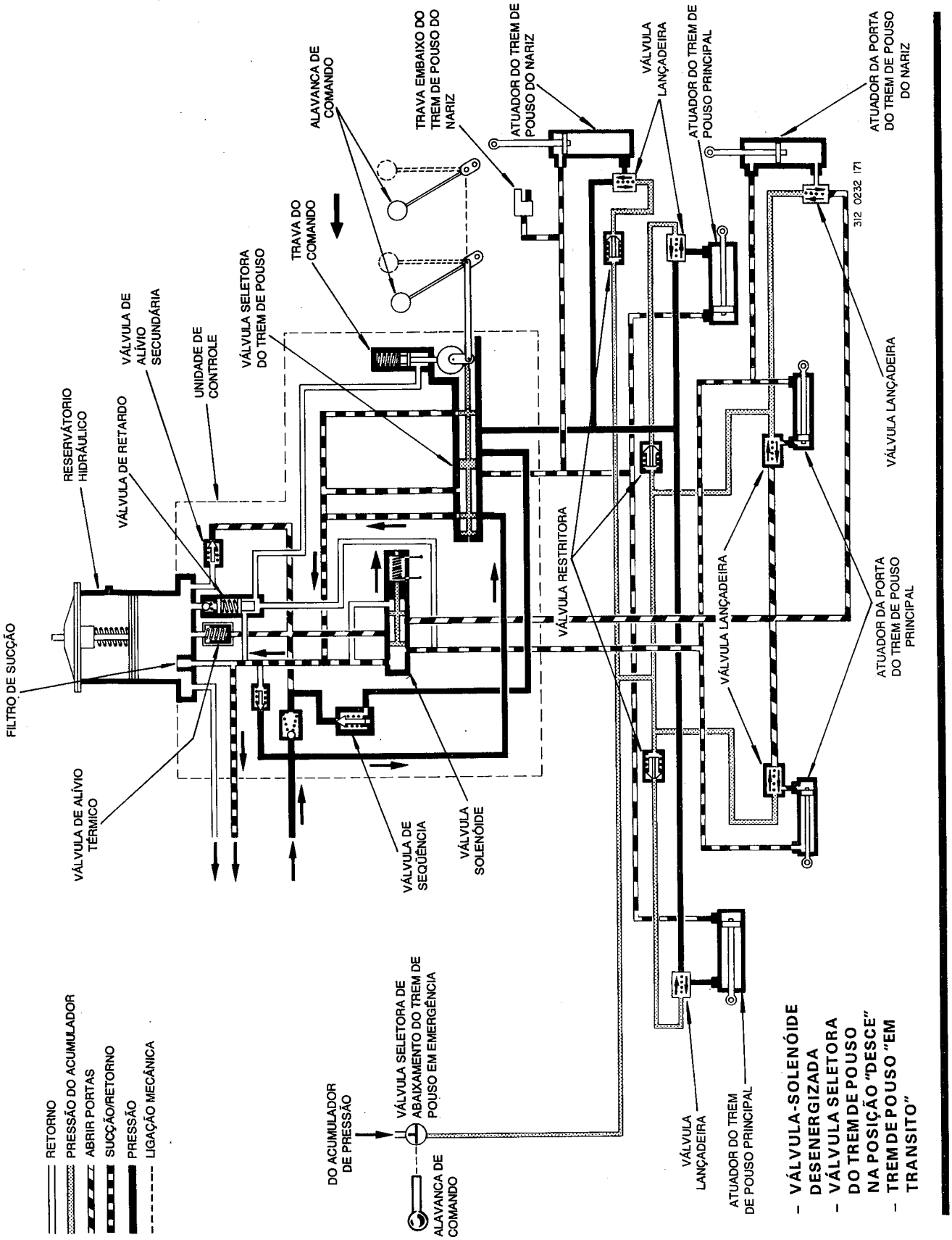


Figura 2-32-12. Abaixamento do Trem de Pouso-Sistema Normal

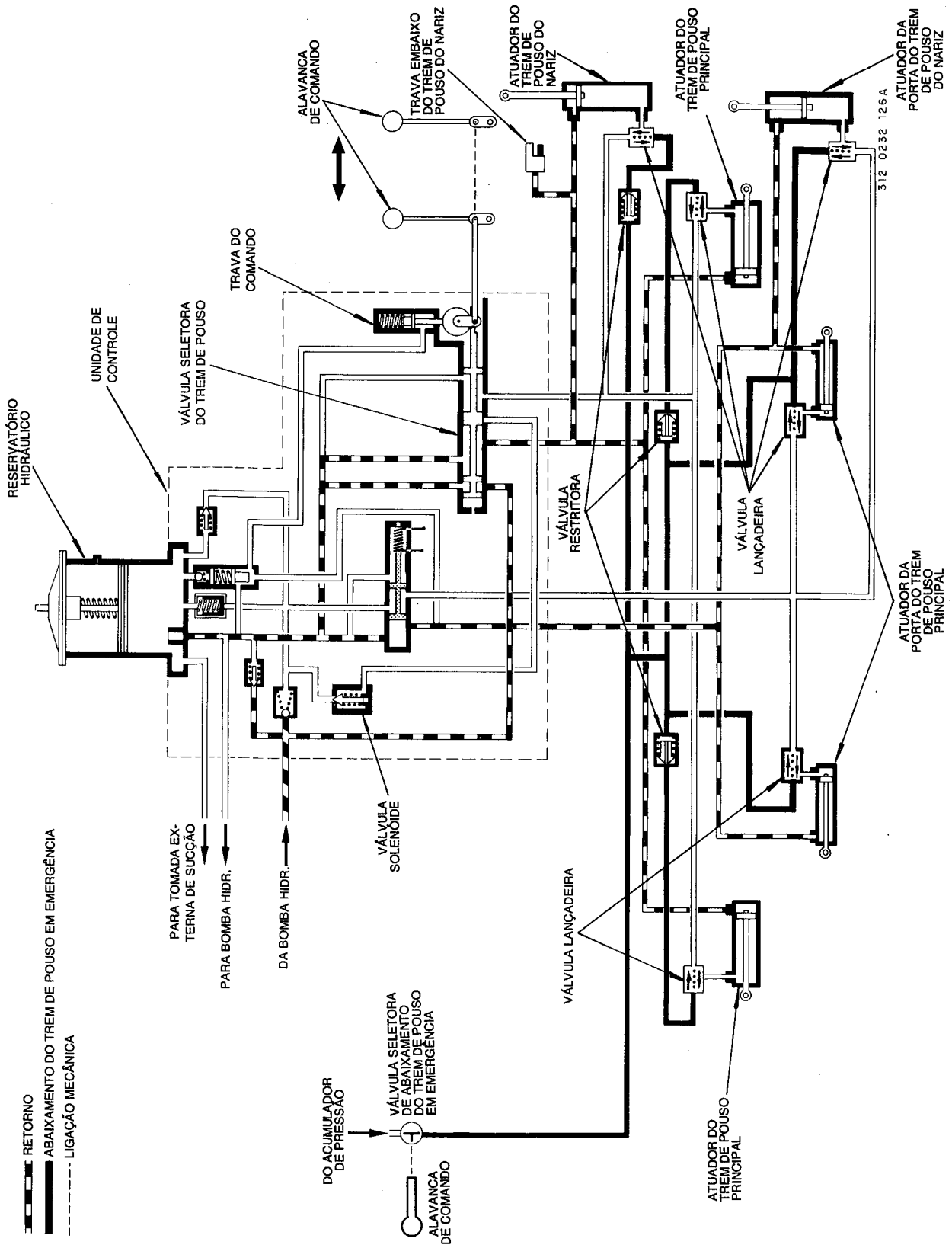


Figura 2-32-13. Abaixamento do Trem de Pouso-Sistema de Emergência

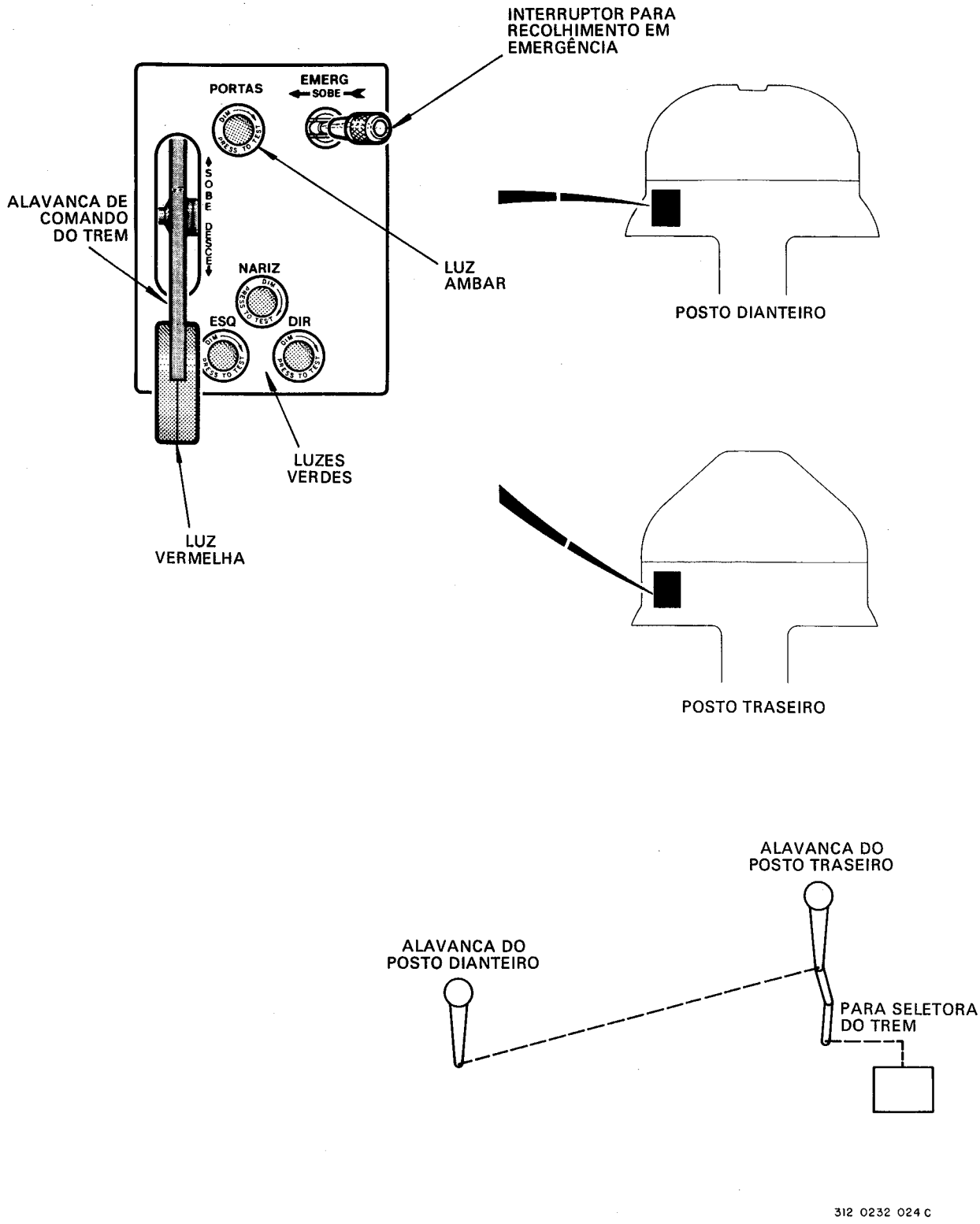


Figura 2-32-14. Painel de Comando do Trem

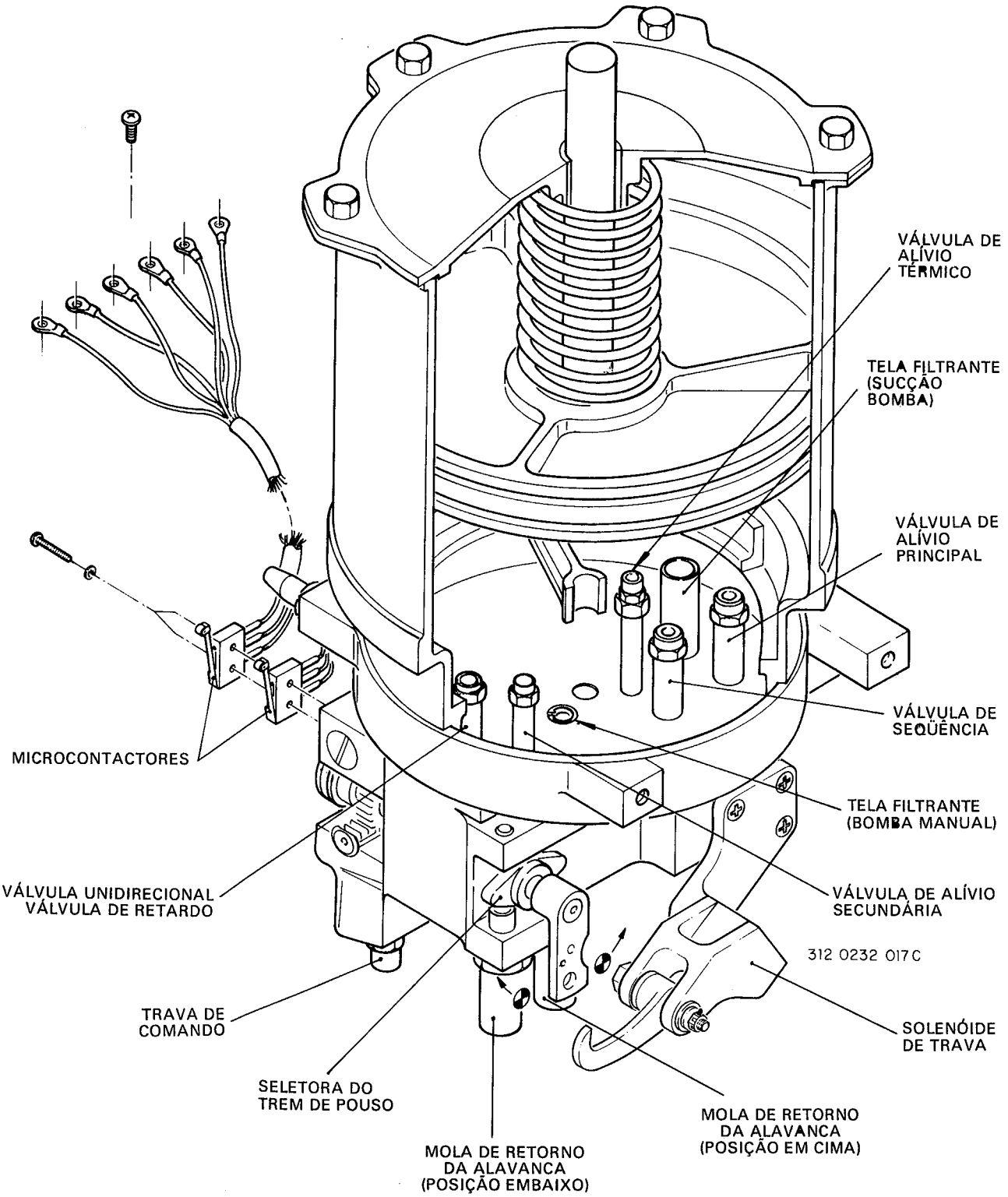


Figura 2-32-15. Reservatório e unidade de Controle

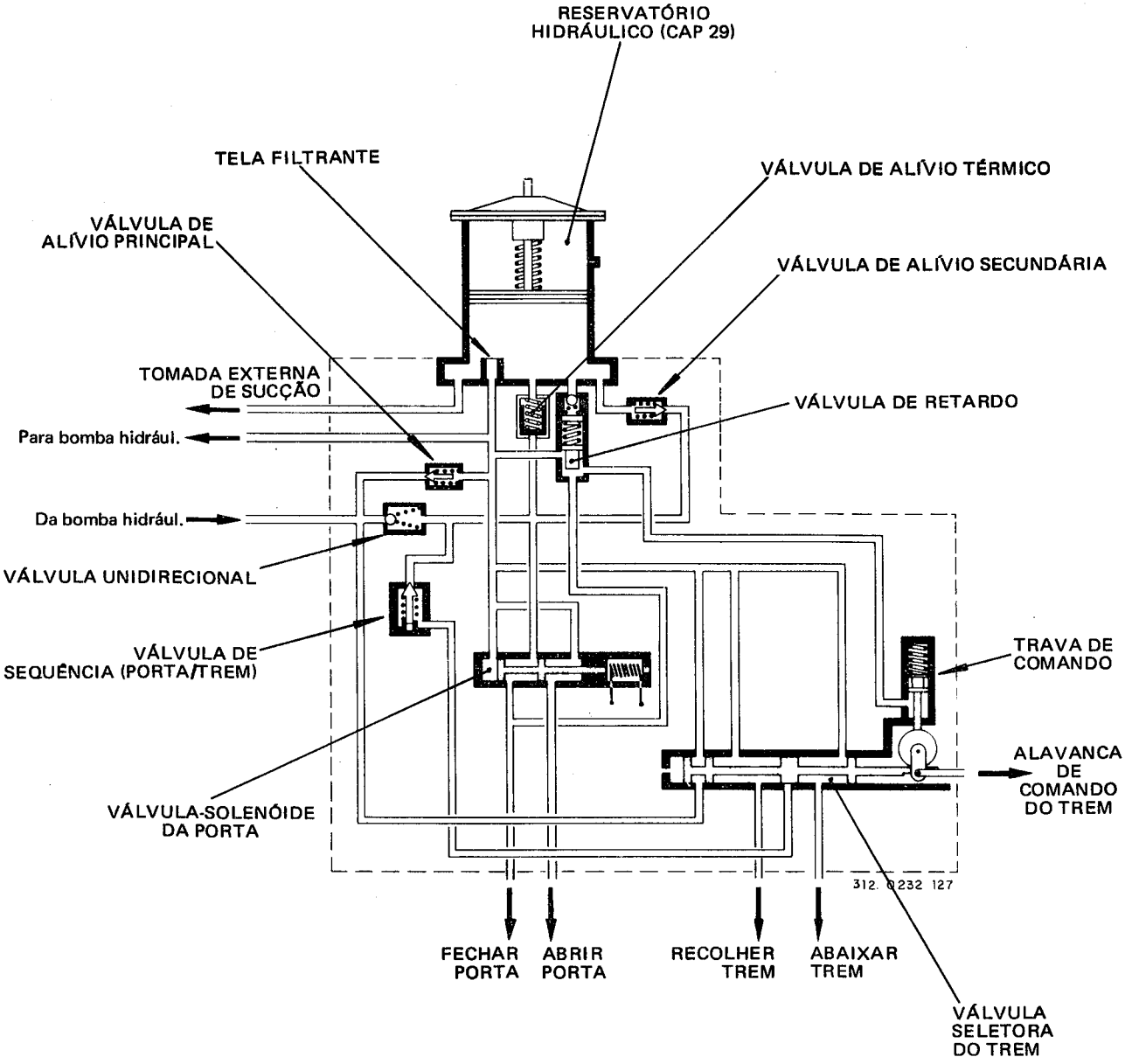


Figura 2-32-16. Unidade de Controle (Diagrama Esquemático)

A trava de comando, ao receber uma pressão compreendida entre 750 e 1250 psi, libera a alavanca de comando do trem para retorná-la à posição NEUTRO após o travamento dos trens EM CIMA ou EMBAIXO.
A válvula-solenóide das portas, do tipo carretel, opera com 28 V DC da barra de emergência. A válvula, quando energizada, permite a abertura das portas e, desenergizada, o núcleo, por ação de mola, retorna para a posição de descanso, permitindo desta forma o fechamento das portas.
A válvula seletora do trem, do tipo carretel, é acionada diretamente pela alavanca de comando do trem. Quando a alavanca for selecionada para a posição SOBE ou DESCE, O núcleo da seletora permite a comunicação entre a linha proveniente da bomba hidráulica e a linha de recolhimento ou abaixamento do trem, respectivamente.
Os microcontactores, acionados pela própria válvula seletora do trem, têm por finalidade energizar a válvula-solenóide das portas.

2-32-14. TRAVA EMBAIXO DO TREM DE POUSO PRINCIPAL E DE NARIZ (figuras 2-32-17 e 2-32-19)

O conjunto da trava EMBAIXO do trem de pouso principal acha-se fixado na estrutura do alojamento e na perna de força do trem, por meio de hastes articuláveis.
O conjunto é composto de um gancho de travamento, de um microcontactor de trava EMBAIXO, hastes articuláveis e de uma haste de comando do gancho da trava.
O conjunto da trava EMBAIXO do trem de pouso de nariz acha-se fixado na estrutura do alojamento e na perna de força ou trem, por meio de hastes articuláveis.
O conjunto é composto de hastes, de um microcontactor e de uma trava de atuação hidráulica.

2-32-15. TRAVA EM CIMA DOS TRENS DE POUSO PRINCIPAIS E DE NARIZ (figuras 2-32-17 e 2-32-18)

Os conjuntos das travas EM CIMA dos trens de pouso principais acham-se fixados na parte superior de cada alojamento dos trens e exercem sua ação de travamento sobre os roletes fixados nas pernas de força dos respectivos trens.
Cada conjunto é constituído de um gancho de travamento, de uma haste de comando do gancho e de um microcontactor de indicação de travamento.
O travamento é efetuado mecanicamente; o trem se mantém travado em cima, com seu rolete de travamento encaixado no gancho.
O microcontactor de indicação de travamento e seqüência de comando do trem está montado sobre a haste de comando do gancho.
O conjunto de trava EM CIMA do trem de pouso de nariz está fixado na parte superior do alojamento do trem da seção do nariz, exercendo ação de travamento idêntica ao conjunto do trem principal, sendo composto pelos mesmos elementos.
O microcontactor do trem de pouso de nariz tem as mesmas características do microcontactor do trem principal, estando montado sobre o atuador do trem e sendo por ele acionado.
O destravamento nos trens de pouso principais e de nariz é obtido hidraulicamente, pela ação dos respectivos cilindros atuadores dos trens.

2-32-16. ATUADORES HIDRÁULICOS (figuras 2-32-20 e 2-32-21)

Os atuadores hidráulicos dos trens de pouso são do tipo de dupla ação e compõem-se de um cilindro, no interior do qual desloca-se um pistão que aciona uma haste, determinando duas câmaras: de recolhimento e de abaixamento para os trens principais e de nariz e câmaras de abertura e fechamento para os atuadores das portas.
Nos atuadores das portas, a câmara de abertura é caracterizada pela haste de acionamento do cilindro para fora e a câmara de fechamento, pela haste de acionamento para dentro. Estes atuadores têm sua haste de acionamento fixada à porta e a outra extremidade fixada à estrutura da seção de nariz ou da asa, conforme o caso.
O envio de pressão hidráulica para a câmara de maior área assegura a abertura da porta e o envio de pressão para a câmara de menor área propicia o fechamento da porta.
Internamente, cada atuador possui uma trava para manter a porta fechada.
No atuador do trem de nariz, a câmara de recolhimento é caracterizada pela haste de acionamento para dentro e a câmara de abaixamento, pela haste de acionamento para fora. Este atuador tem sua haste de acionamento fixada à haste articulável de comando do trem e a outra extremidade fixada à estrutura da seção de nariz.
O envio de pressão hidráulica para a câmara maior assegura o abaixamento do trem e o envio de pressão, para a câmara de menor área propicia o recolhimento do trem.
Nos atuadores dos trens principais, a câmara de recolhimento é caracterizada pela haste de acionamento para fora e a câmara de abaixamento, pela haste de acionamento

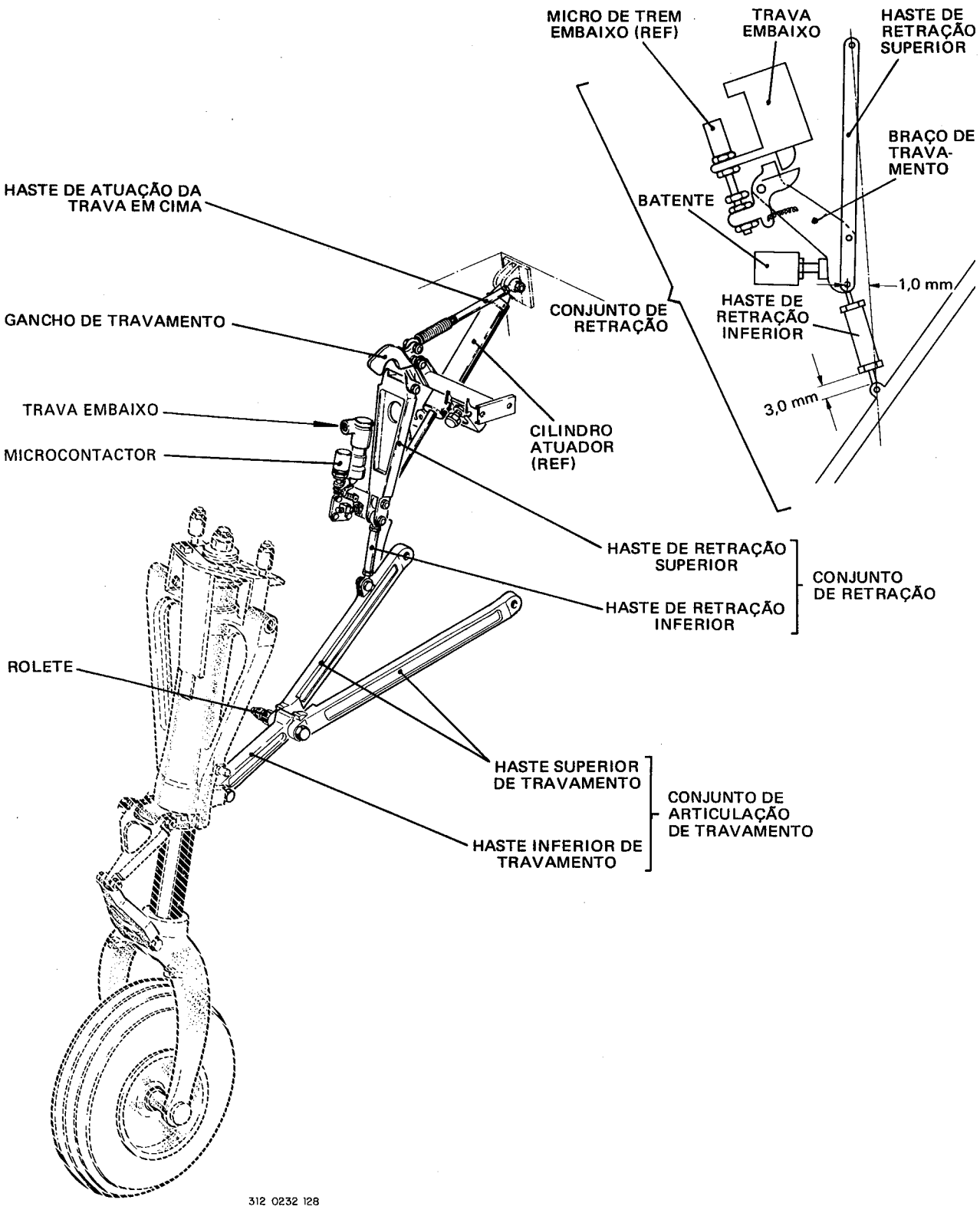


Figura 2-32-17. Conjunto Trava Em Cima e Embaixo do Trem de Nariz

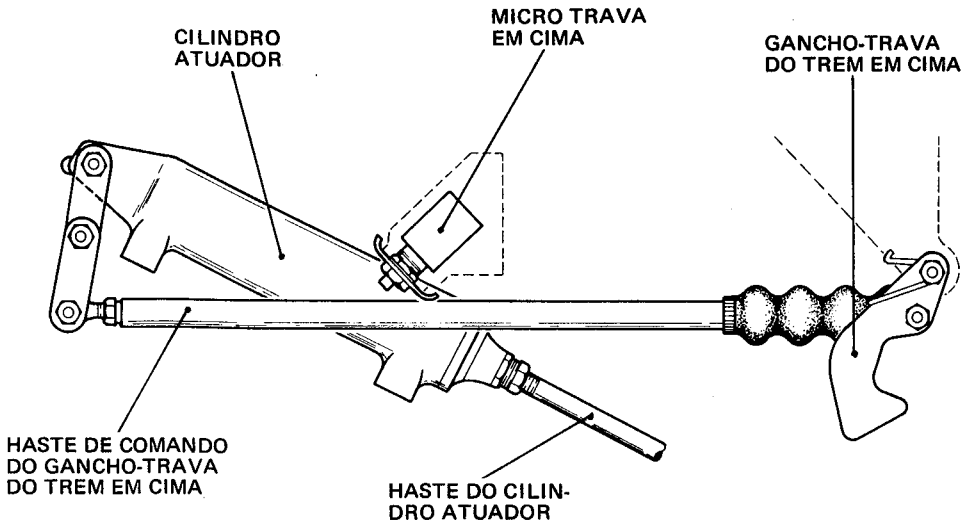


Figura 2-32-18. Conjunto Trava Em Cima do Trem Principal

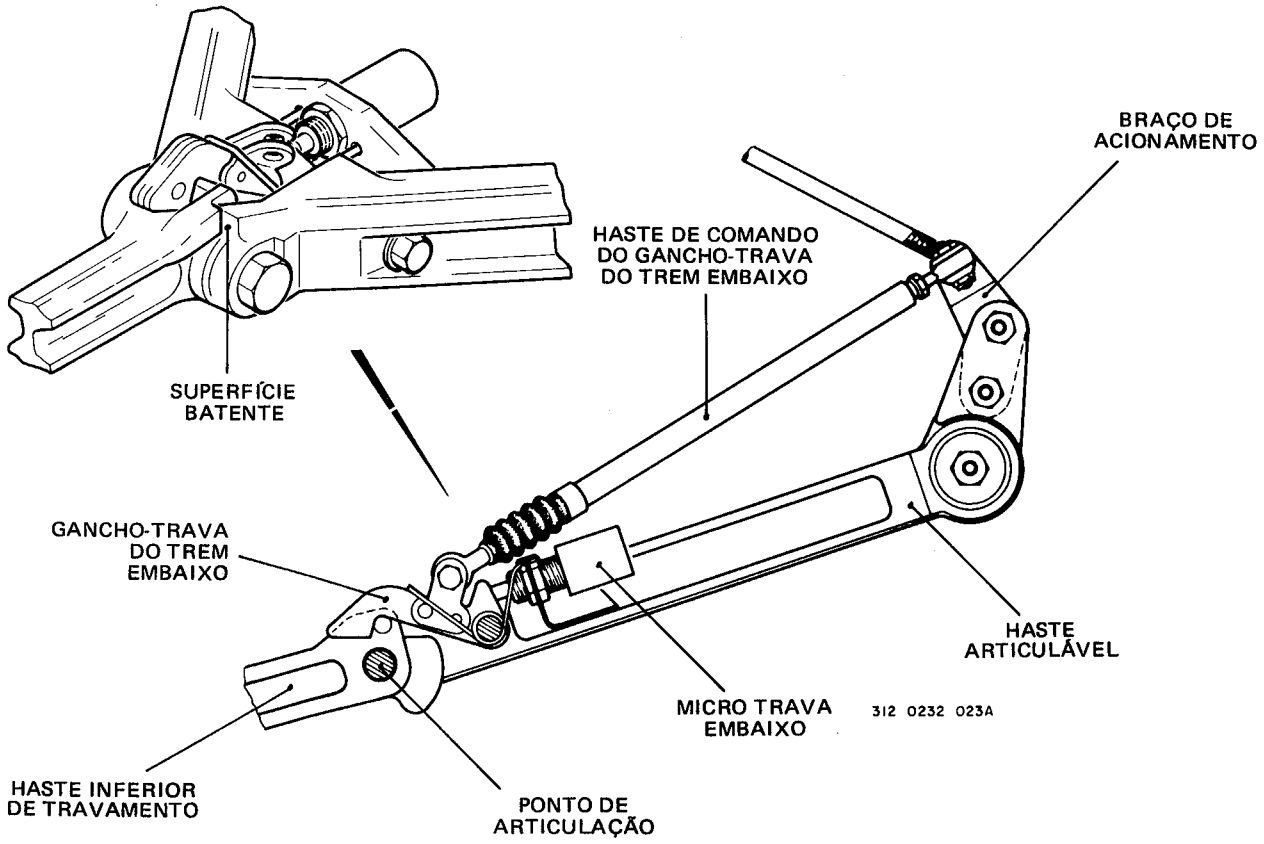


Figura 2-32-19. Conjunto Trava Embaixo do Trem de Pouso Principal

para dentro. Este atuador tem sua haste de acionamento fixada a uma haste articulável e à haste de comando do gancho-trava do trem embaixo e a outra extremidade fixada à estrutura da asa.
O envio de pressão hidráulica para a câmara de maior área assegura o recolhimento do trem e o envio de pressão para a câmara de área menor propicia o abaixamento do trem.

2-32-17. VÁLVULAS RESTRITORAS (figura 2-32-22)

O sistema de trem de pouso possui 3 válvulas restritoras, sendo de 0,61 GPM (2,31 lpm) e duas de 1,2 GPM (4,54 lpm). As válvulas de 1,2 GPM (4,54 lpm) estão localizadas uma em cada semi-asa, entre as estações 4 e 5, instaladas na linha de abaixamento em emergência dos atuadores dos respectivos trens principais.
A válvula de 0,61 GPM (2,31 lpm) está localizada no alojamento do trem de nariz, entre as cavernas 2 e 3, instalada na linha de abaixamento em emergência do atuador do trem de nariz.
A finalidade dessas válvulas é restringir, no abaixamento e no recolhimento dos trens, o fluxo do fluido hidráulico, permitindo um travamento suave embaixo e em cima, evitando choques mecânicos acentuados nas travas e em sua estrutura de fixação.
Internamente, a válvula incorpora uma camisa revestida com uma tela que funciona como filtro protetor.
Dentro da camisa trabalha um pistão contra a ação de uma mola.
Nas linhas de abaixamento em emergência, o escoamento do fluido hidráulico, entrando pela conexão (A) (figura 2-32-11), é orientado através da camisa, somando-se à ação da mola no sentido de manter o pistão assentado contra sua sede, restringindo a passagem do fluido hidráulico.
Na linha de recolhimento normal, percorrendo a válvula no sentido inverso, o fluxo hidráulico entra pela conexão (B) (figura 2-32-11), atravessa o filtro, ingressando no interior da camisa, provocando o deslocamento do pistão da sua sede e comprimindo a mola.
Abre-se, então, uma passagem adicional de escoamento do fluido, o qual sai da válvula pela conexão (A).

2-32-18. VÁLVULA LANÇADEIRA (figura 2-32-23)

O sistema de trem de pouso possui seis válvulas lançadeiras, cada uma instalada sobre o respectivo atuador do trem e das portas dos trens, com a finalidade de isolar, entre si, os circuitos normal e de emergência para o abaixamento do trem de pouso e a abertura das portas.
Internamente, a válvula é composta de uma câmara, de uma mola, de um êmbolo e de anéis de vedação.
Na operação com o circuito hidráulico normal, a mola mantém o êmbolo contra sua sede, colocando o circuito normal de abaixamento em comunicação com a câmara que alimenta o respectivo atuador, mantendo o circuito de emergência isolado da câmara de abaixamento do atuador.
Na operação em emergência, a pressão do circuito hidráulico de emergência vence a tensão da mola, fazendo com que o êmbolo isole o circuito normal, colocando em comunicação o circuito de emergência com a câmara que alimenta o respectivo atuador.

2-32-19. ALAVANCA DE COMANDO DO TREM (ABAIXAMENTO EM EMERGÊNCIA) (figura 2-32-24)

A alavanca de comando localiza-se no console lateral esquerdo de cada posto de pilotagem. As alavancas são interconectadas mecanicamente de tal forma que o comando em um posto de pilotagem é refletido no outro posto.
A alavanca possui duas posições identificadas no console por TREM NORMAL e TREM DESCE EMERG.

2-32-20. VÁLVULA SELETORA DE ABAIXAMENTO DO TREM EM EMERGÊNCIA (figura 2-32-25)

A válvula seletora de abaixamento do trem em emergência, instalada na fuselagem, entre as cavernas 12 e 13, tem por finalidade permitir a seleção de abaixamento em emergência do trem de pouso. É uma válvula de três vias e duas posições, acionada através da alavanca, localizada no console lateral esquerdo de cada posto de pilotagem.
A alavanca de comando encontra-se normalmente na posição TREM NORMAL. Quando é posicionada em TREM DESCE EMERG, a válvula faz com que o fluido hidráulico sob pressão, armazenado no acumulador de emergência, seja enviado para a linha do sistema de emergência, atuando nos respectivos cilindros atuadores das portas dos trens, proporcionando, desta forma, a abertura das portas e o abaixamento dos trens.

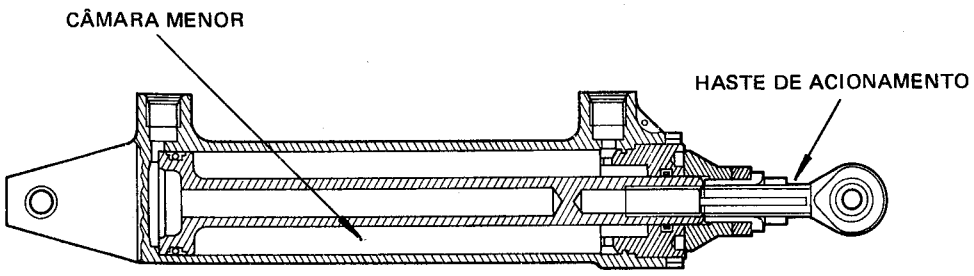


Figura 2-32-20. Cilindro Atuador do Trem Principal e de Nariz

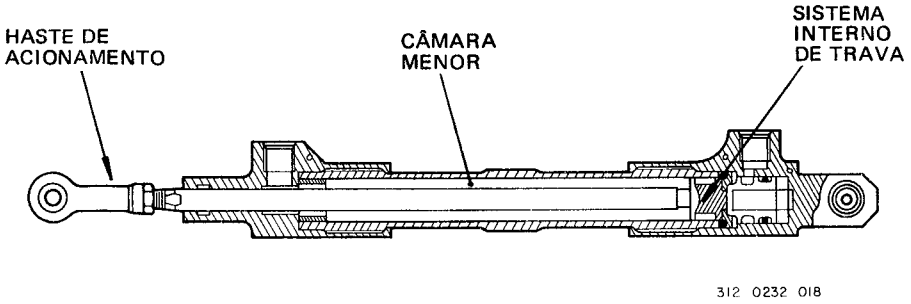


Figura 2-32-21. Cilindro Atuador das Portas do Trem Principal e de Nariz

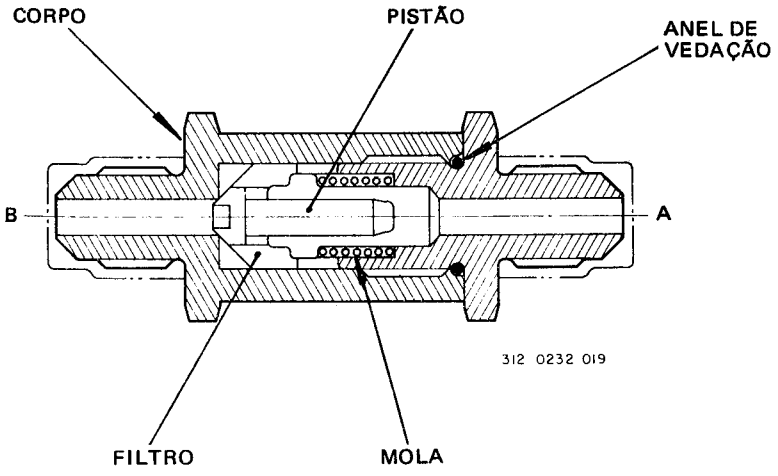
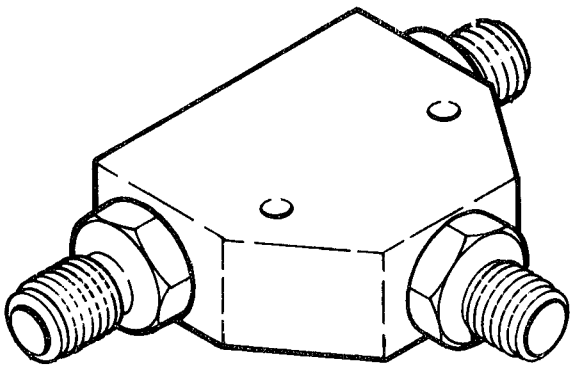


Figura 2-32-22. Válvula Restritora



312 0232 020 A

Figura 2-32-23. Válvula Lançadeira

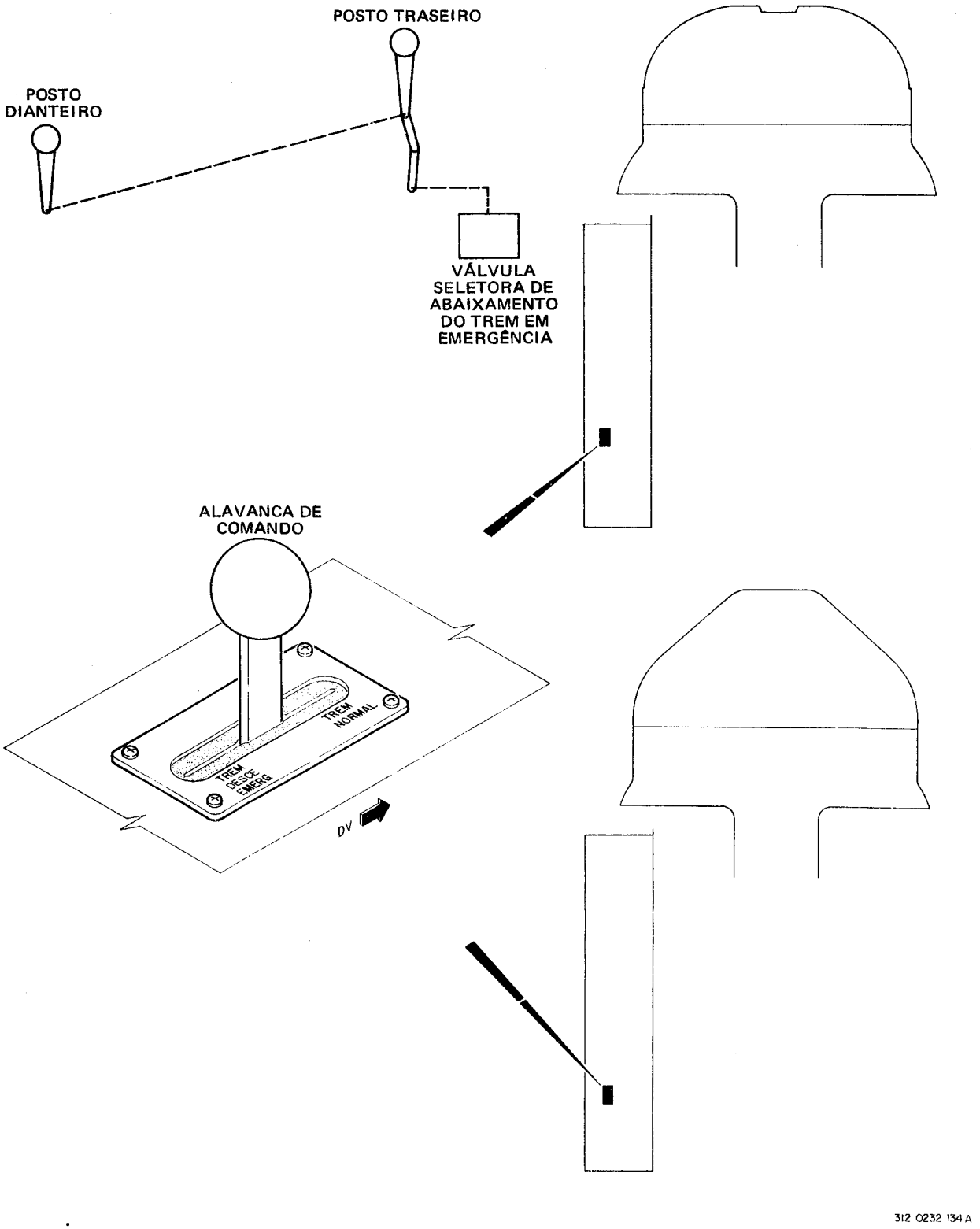


Figura 2-32-24. Alavanca de Comando do Trem (Abaixamento em Emergência)

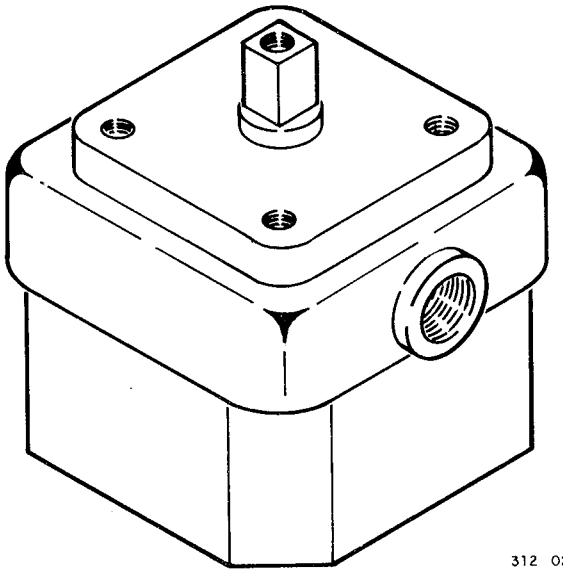


Figura 2-32-25. Válvula Seletora de Abaixamento do Trem em Emergência

SEÇÃO II
SISTEMA DE FREIOS E RODAS (32 - 40 - 00)

2-32-21. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de freio, independente do circuito de geração, opera com fluido hidráulico MIL-H-5606.
O sistema de freio é composto de: um reservatório hidráulico, quatro cilindros mestres (dois para cada posto de pilotagem), uma válvula de freio de estacionamento, duas válvulas lançadeiras, um microcontactor, uma luz FREIO e dois conjuntos de freio.

2-32-22. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE FREIO (figura 2-32-27)

O fluido hidráulico liberado pelo reservatório chega até os cilindros mestres por gravidade.
Os cilindros mestres succionam o fluido e o enviam para os freios com pressão proporcional à deflexão dos pedais.
Para a aplicação do freio de estacionamento, basta defletir os pedais do posto dianteiro e puxar o punho localizado na parte inferior do painel de instrumentos.
Uma luz FREIO, localizada no posto traseiro, será ativada sempre que o punho do freio de estacionamento for aplicado.
Para destravar o freio de estacionamento, basta retornar o punho para a posição original.

2-32-23. RESERVATÓRIO DO FREIO (figura 2--32-28)

O reservatório do freio, do tipo corpo duplo, localiza-se atrás do painel de instrumentos do posto traseiro.
O reservatório possui uma divisão interna, tornando independentes os dois compartimentos.
De cada compartimento sai uma linha para alimentar um par de cilindros mestres de cada posto de pilotagem.
Um visor de nível, em cada compartimento, permite monitorar a quantidade de fluido hidráulico. Dois níveis principais são destacados: MÍNIMO e MÁXIMO.
Um bocal para cada compartimento possibilita o abastecimento.
Em cada bocal há um diafragma de borracha com a finalidade de evitar a perda de fluido hidráulico através dos orifícios de respiro, quando em vôos acrobáticos do avião.

2-32-24. CILINDROS MESTRES DO FREIO (figura 2-32-29)

Os cilindros mestres do freio, instalados sob os pedais, têm por finalidade gerar pressão hidráulica para atuação dos freios.
Cada cilindro mestre é constituído, internamente, de um êmbolo deslizante montado sobre uma haste, de uma válvula de transferência e de um conjunto de molas.
Ao ser pressionado o pedal, a haste de comando do cilindro mestre desloca-se, fazendo com que a válvula de transferência bloqueie a passagem do fluido para o reservatório e o êmbolo comprima o fluido contido no cilindro, liberando-o para o conjunto de freio. A pressão gerada pelo êmbolo será proporcional à deflexão do pedal.
Ao eliminar o esforço sobre o pedal, o conjunto de molas faz com que o êmbolo retorne à sua posição de repouso e o fluido hidráulico se comunique com o reservatório do freio através da válvula de transferência.

2-32-25. VÁLVULA DO FREIO DE ESTACIONAMENTO (figura 2-32-30)

A válvula do freio de estacionamento, localizada atrás do painel de instrumentos do posto dianteiro, tem por objetivo manter os conjuntos de freio atuados quando o avião estiver estacionado.
A válvula do freio de estacionamento é constituída de um bloco dentro do qual possui duas câmaras independentes, alimentadas com fluido hidráulico proveniente dos cilindros mestres do posto dianteiro.
No interior de cada câmara há uma válvula; ambas são acionadas por um único eixo comandado pelo punho localizado na parte central inferior do painel de instrumentos do posto dianteiro.
O acionamento do freio de estacionamento consiste em pressionar os pedais do posto dianteiro e, em seguida, puxar o punho, mantendo desta forma o fluido sob pres-

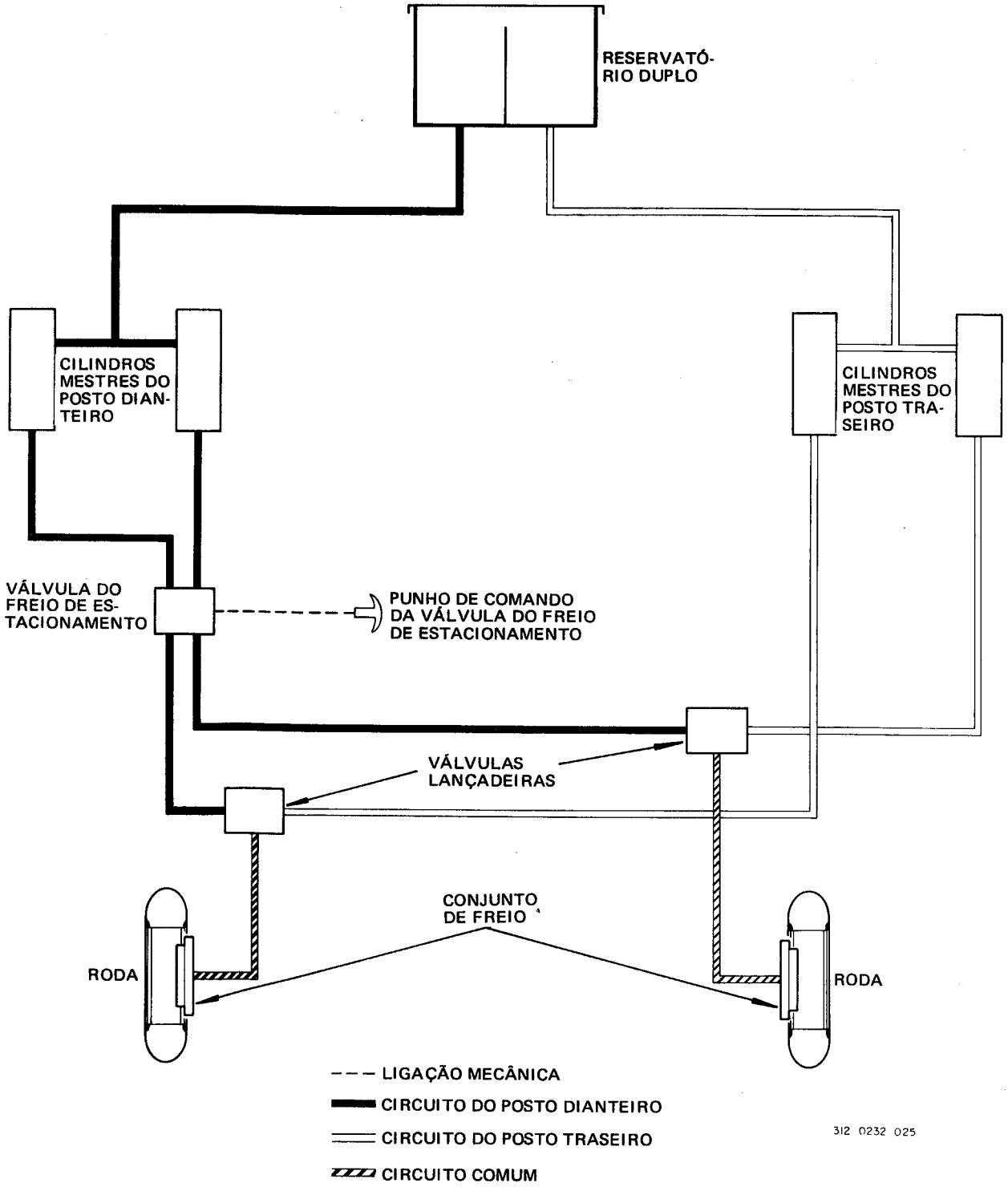


Figura 2-32-26. Sistema de Freio (Esquemático)

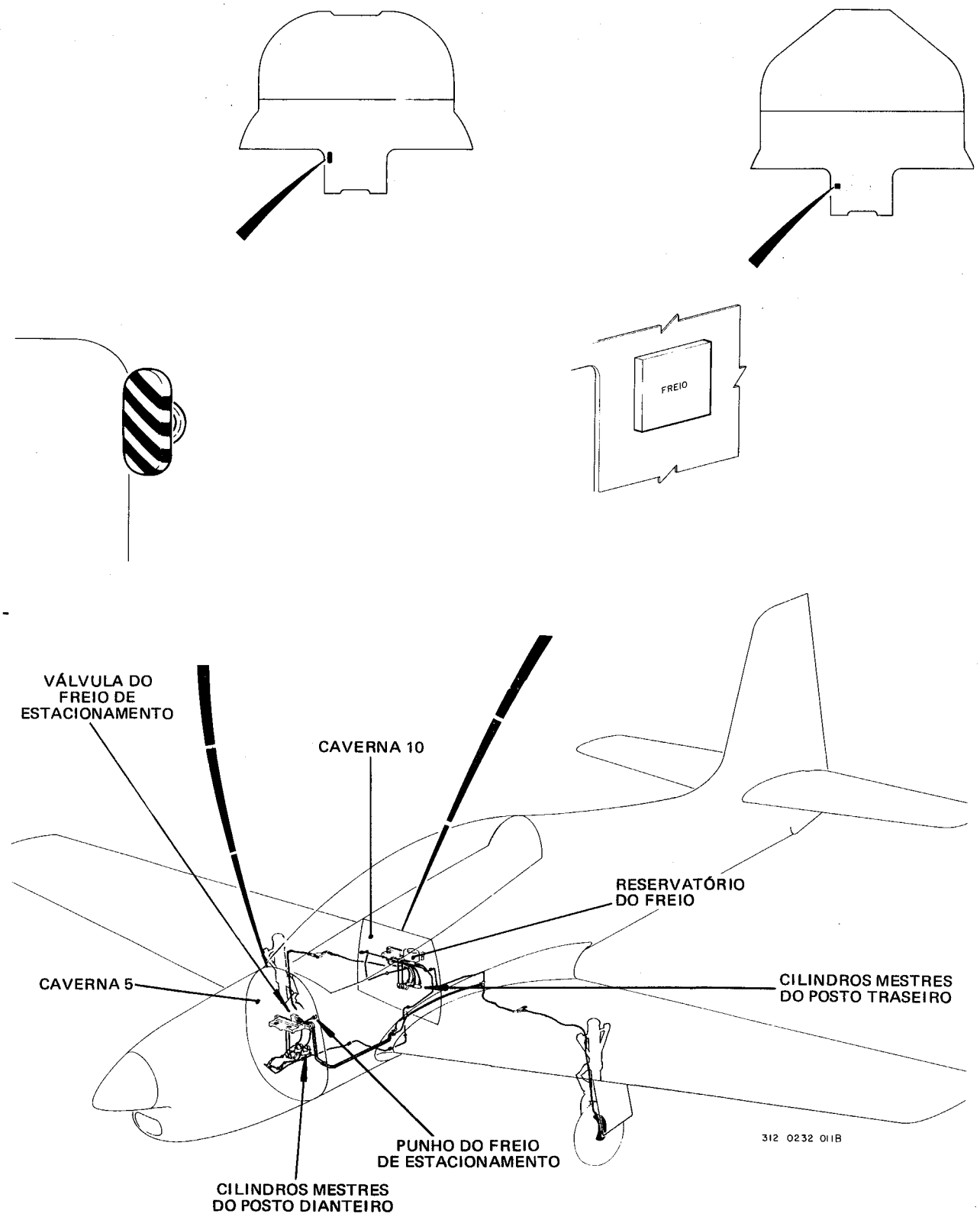


Figura 2-32-27. Localização dos Componentes do Sistema de Freios

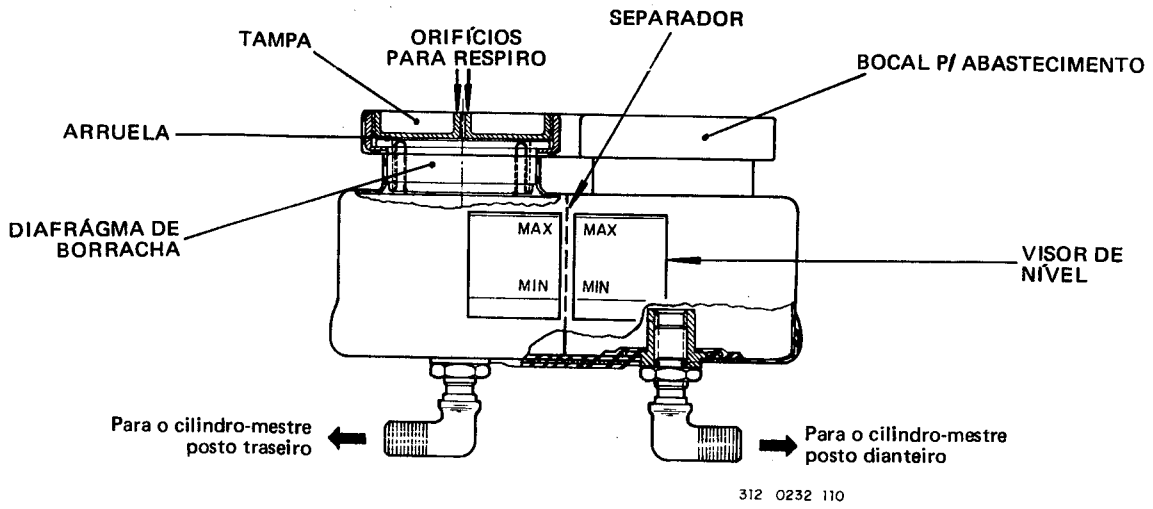


Figura 2-32-28. Reservatório do Freio

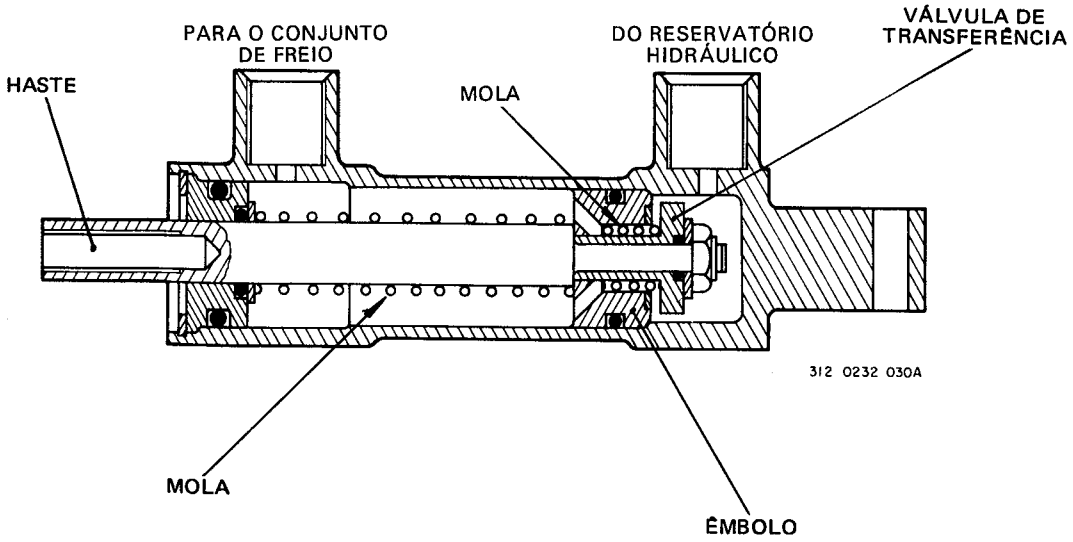
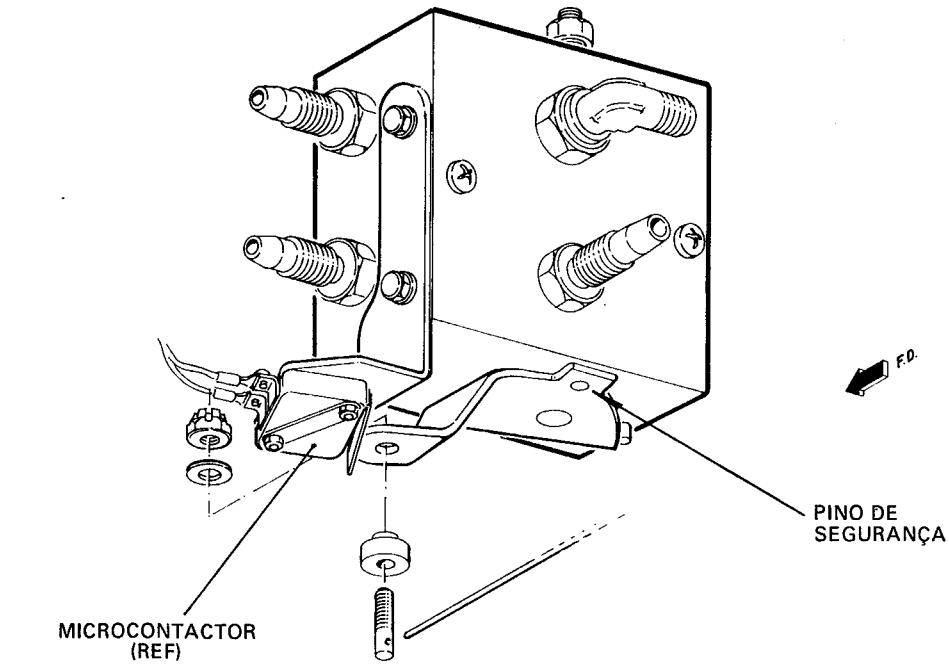


Figura 2-32-29. Cilindro Mestre



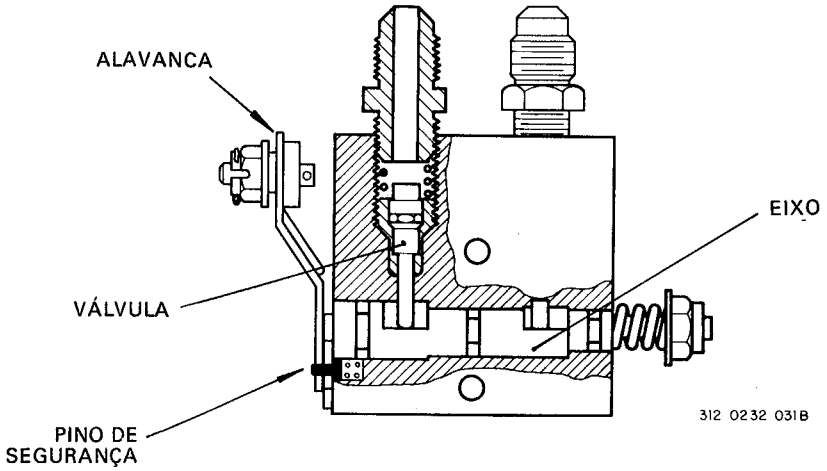


Figura 2-32-30. Válvula do Freio de Estacionamento

são bloqueado entre a válvula do freio de estacionamento e os conjuntos de freio. Somente após o acionamento do punho deve-se aliviar o esforço sobre os pedais.
Simultaneamente ao acionamento do punho, um microcontactor, instalado no corpo da válvula do freio de estacionamento, será comandado atuando a luz FREIO localizada no posto traseiro, informando ao piloto que o freio de estacionamento está aplicado.

2-32-26. VÁLVULA LANÇADEIRA (figura 2-32-31)

As válvulas lançadeiras, localizadas uma em cada alojamento do trem de pouso principal, têm por finalidade isolar a atuação dos freios entre os dois postos de pilotagem.
A válvula lançadeira, localizada no alojamento do trem principal esquerdo, isola o cilindro mestre esquerdo do posto dianteiro do cilindro mestre esquerdo do posto traseiro.
A válvula lançadeira localizada no alojamento do trem principal direito, por sua vez, isola os dois cilindros mestres direitos dos dois postos de pilotagem.

2-32-27. CONJUNTO DE FREIO (figura 2-32-32)

Os conjuntos de freio, um para cada trem de pouso principal, do tipo disco simples, consistem basicamente de um bloco hidráulico, placa de encosto, disco e placa de retenção.
O bloco hidráulico incorpora quatro pistões, uma válvula de sangria, uma conexão para a linha do freio e dois pinos-guia. Cada pistão está equipado com um dispositivo de compensação de desgaste, o qual assegura ajustagem automática e resposta rápida do freio. O dispositivo de compensação de desgaste consiste em um anel elástico localizado no diâmetro menor do pistão, que desliza na parede do alojamento com um atrito suficiente para evitar o retorno total do pistão.
A placa de encosto consiste em uma placa de metal onde estão rebitadas quatro pastilhas.
A placa de retenção é composta de quatro segmentos independentes, cada um fixado por dois parafusos no bloco hidráulico.
O disco de freio está fixado no cubo da roda e gira entre as duas placas.

2-32-28. CONJUNTO DA RODA DO TREM PRINCIPAL (figura 2-32-33)

Cada trem de pouso principal incorpora um cubo de roda 6,50″ × 10 e um pneu de oito lonas de náilon raiado tipo III com câmara de ar.
O cubo de roda é constituído de dois semicubos unidos por parafusos. No semicubo interno está fixado o disco de freio.
Em cada semicubo está instalado um rolamento cônico, complementado por arruelas, retentores e espaçadores, os

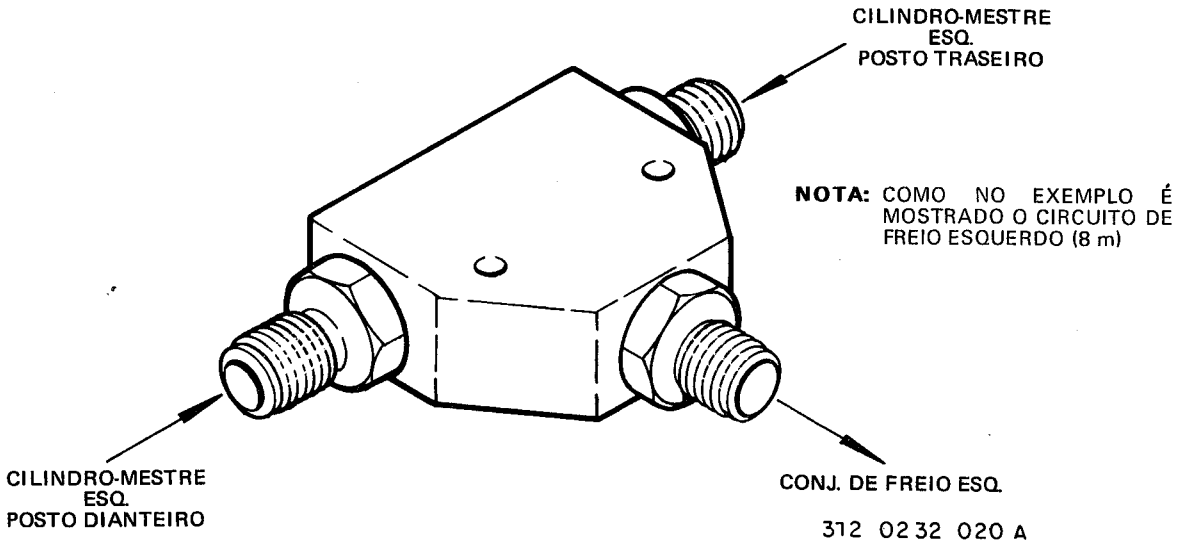


Figura 2-32-31. Válvula Lançadeira

quais suportam cada roda, quando montada no eixo da roda do respectivo trem.

2-32-29. CONJUNTO DE RODA DO TREM DE NARIZ (figura 2-32-34)

O trem de nariz incorpora um cubo de roda 5,00″ × 5 e um pneu de seis lonas de náilon raiado tipo III com câmara de ar.

O cubo de roda é constituído de dois semicubos unidos por parafusos.

Em cada semicubo está instalado um rolamento cônico, complementado por arruelas e retentores, os quais suportam a roda, quando montada no eixo da roda do trem.

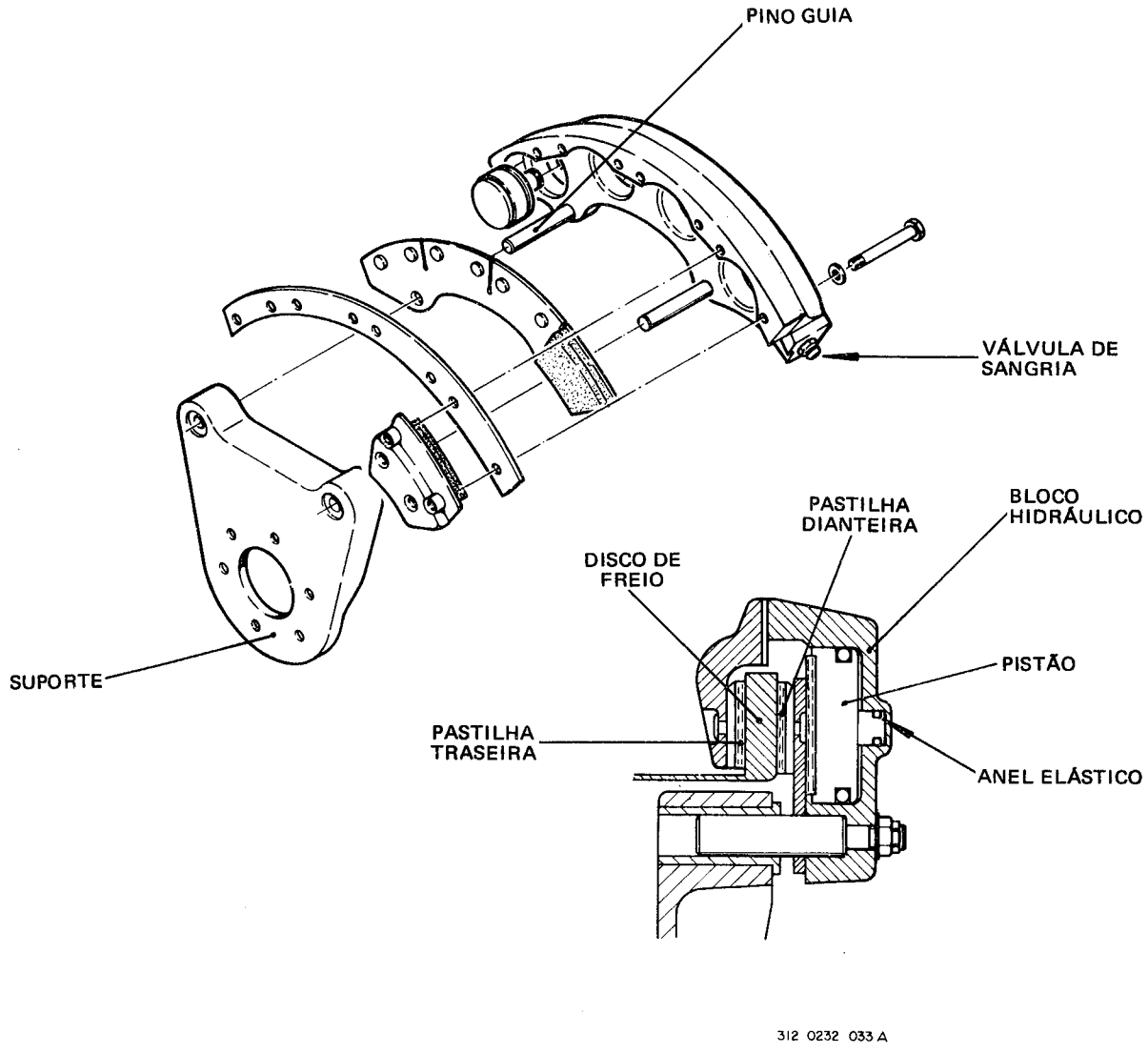
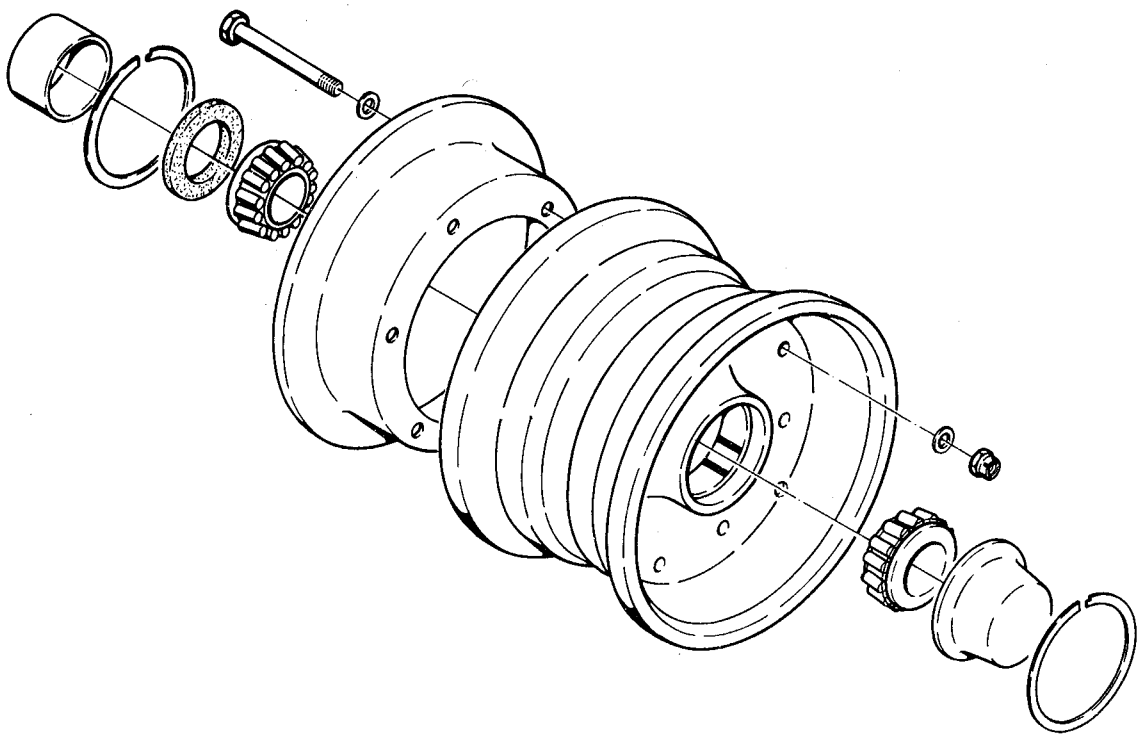
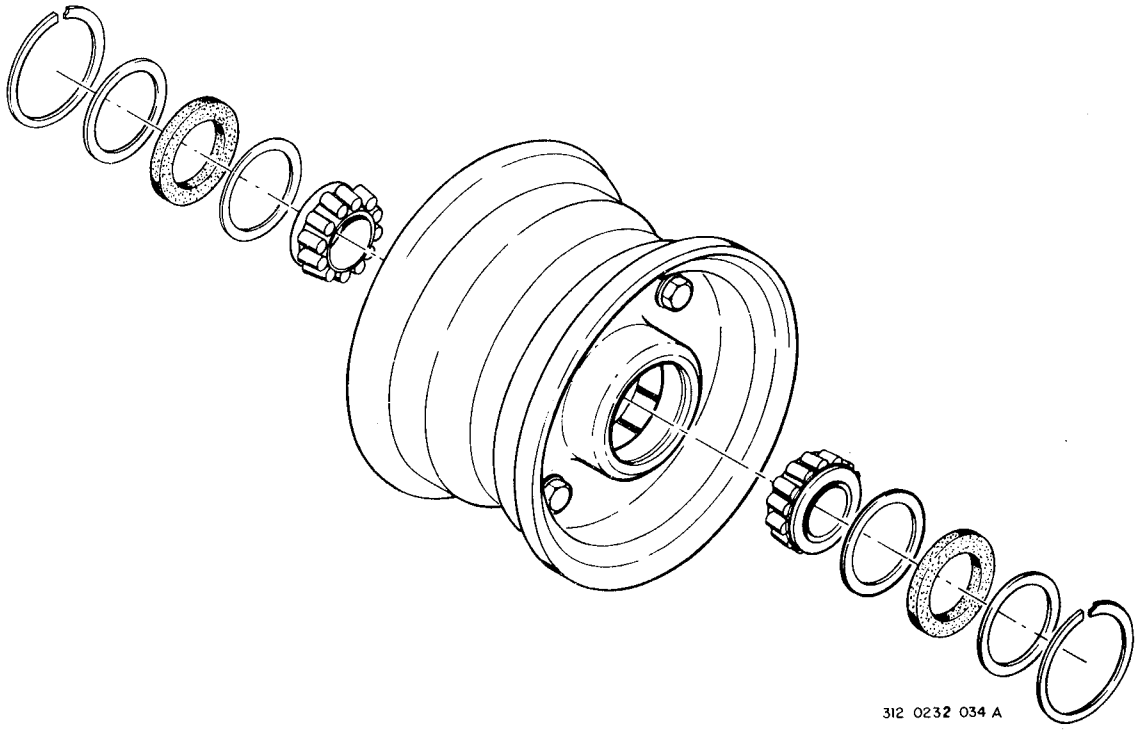


Figura 2-32-32. Conjunto do Freio



312 0232 032 A

Figura 2-32-33. Roda do Trem de Pouso Principal



312 0232 034 A

Figura 2-32-34. Roda do Trem de Pouso de Nariz

SEÇÃO II
SISTEMA DIRECIONAL (32 - 50 - 00)

2-32-30. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-32-35)

O sistema direcional permite ao piloto manobrar o avião durante as operações no solo.
O sistema direcional, essencialmente mecânico, é composto de pedais, guinhóis e hastes rígidas.
O efeito direcional é conseguido pelo acionamento do pedal de qualquer um dos postos de pilotagem.
O ângulo de giro é limitado pelo batente primário em 20° para cada lado. Se, entretanto, houver tendência em aumentar a deflexão angular, o eixo central desacoplará do came, permitindo ampliar o giro da roda até atingir o batente secundário.
No trem de nariz, a transmissão de movimento do pedal é recebido através do contacto do guinhol de encosto nos roletes, os quais, por sua vez, fazem movimentar a roda para o lado comandado.
Um amortecedor "anti-shimmy", instalado na perna de força, minimiza as vibrações e torna mais sensível o comando dos pedais.
O sistema direcional só tem efeito com o trem de nariz travado EMBAIXO. O trem, ao ser recolhido, será levado automaticamente para a posição central por um guia em forma de "V", localizado na perna de força. O leme, entretanto, será comandado normalmente pelos pedais.
Como segunda alternativa, o efeito direcional poderá ser conseguido pela aplicação diferencial do freio.

2-32-31. OPERAÇÃO DO SISTEMA DIRECIONAL

O comando da roda do trem de nariz pode ser efetuado de qualquer um dos postos de pilotagem. Ao acionar o pedal, o movimento será transmitido através de hastes rígidas até o guinhol de encosto. A partir deste ponto, o movimento será transmitido à perna de força pelo contacto do guinhol de encosto no rolete. O rolete, por sua vez, acionará o guinhol da perna de força, movimentando a roda para o lado desejado.
O comando através dos pedais limitará o ângulo de giro da roda em 20°, pelo batente primário. Se, entretanto, ocorrer tendência a ultrapassar o batente primário, o eixo central da perna de força desacoplará do came, permitindo, desta forma, uma deflexão adicional até atingir o batente secundário.

2-32-32. BATENTE PRIMÁRIO (figura 2-32-36)

O batente primário localiza-se na parte superior da perna de força. Consiste em uma ferragem com dois batentes fixos no montante da perna de força e em um guinhol com limitador de curso fixo ao eixo central de comando da roda.

2-32-33. BATENTE SECUNDÁRIO (figura 2-32-36)

O batente secundário localiza-se na base inferior do montante da perna de força. Consiste em um rebaixo no montante.
O batente secundário entrará em ação se o esforço para girar a roda exceder 740 lb.pol, aproximadamente.
Neste caso, a tensão da mola localizada na parte superior do montante será vencida e o eixo central desacoplará do came, permitindo girar a roda até o batente secundário.

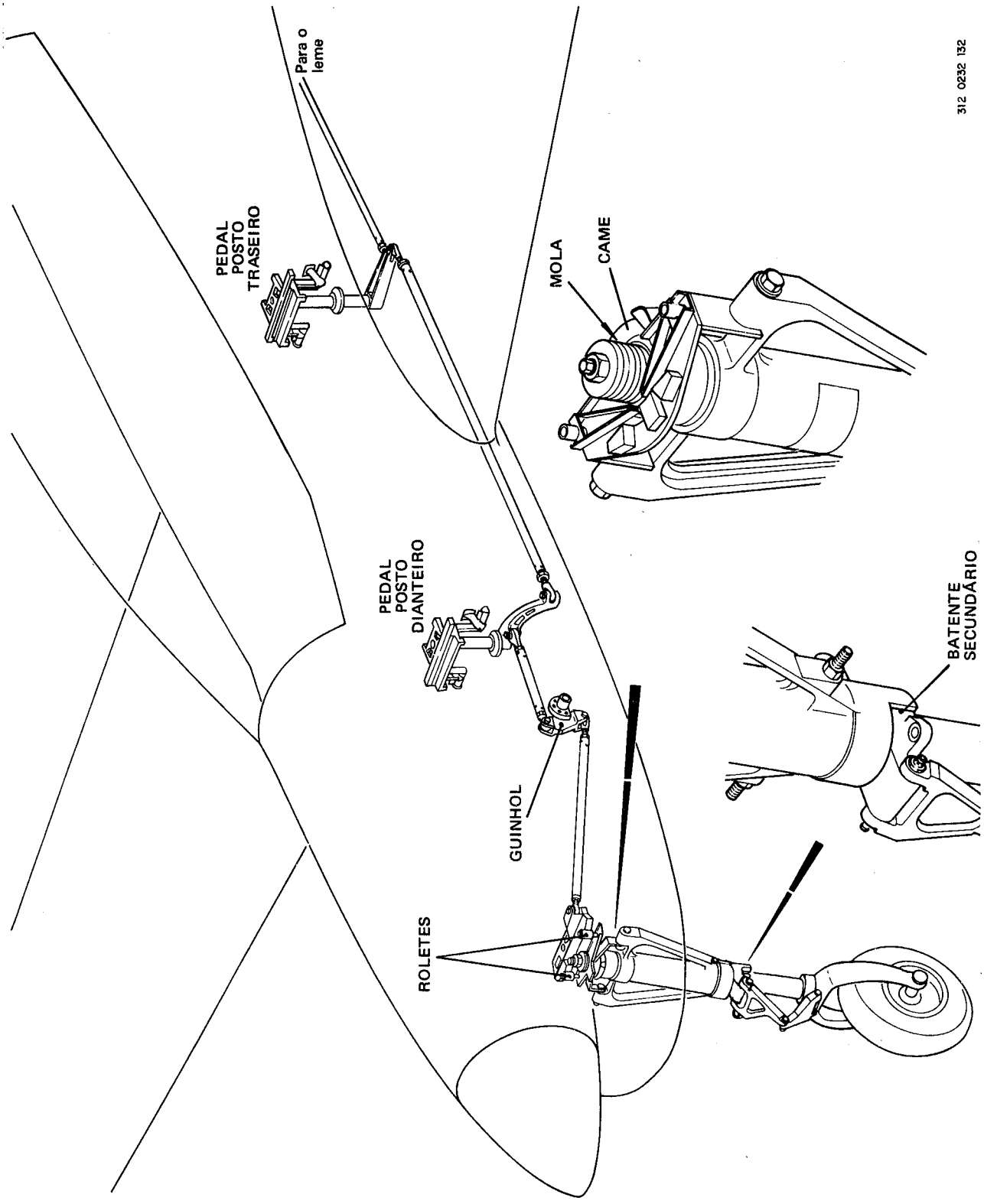


Figura 2-32-35. Mecanismo de Comando da Roda do Trem de Nariz

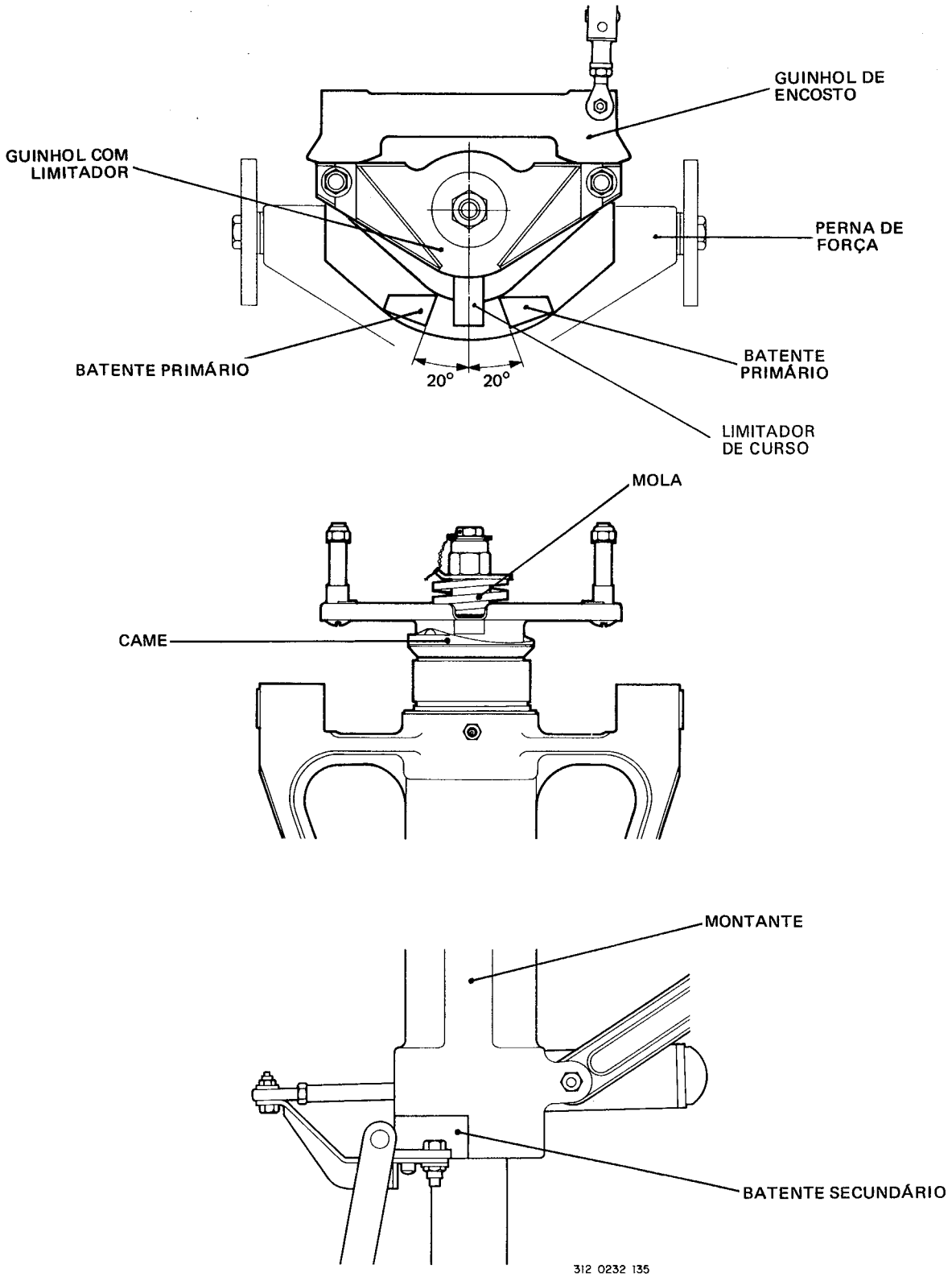


Figura 2-32-36. Batente Primário e Secundário

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO E ALARME (32 - 60 - 00)

2-32-34. DESCRIÇÃO GERAL DO SISTEMA DE INDICAÇÃO (figuras 2-32-37 e 2-32-38)

O sistema de indicação de posição do trem de pouso e portas é alimentado com 28 V DC da barra de emergência e é constituído por disjuntores, microcontactores de travamento EM CIMA, EMBAIXO, portas ABERTAS/FECHADAS e LUZES.

Os indicadores de posição do trem de pouso e portas estão localizados no painel de comando do trem de cada posto de pilotagem. O indicador de posição do trem de pouso é constituído por três luzes de tonalidade verde e duas luzes de tonalidade vermelha. As três luzes verdes, identificadas por NARIZ, ESQ e DIR, são ativadas quando o respectivo trem de pouso estiver travado EMBAIXO. As duas luzes vermelhas, embutidas na alavanca de comando do trem, são ativadas quando pelo menos um dos trens não estiver travado EMBAIXO nem EM CIMA.

A luz PORTAS de tonalidade âmbar é ativada sempre que pelo menos uma das portas não estiver fechada.

Além da indicação visual de trem travado EMBAIXO, o sistema incorpora uma indicação de áudio (BIP) em que há participação da torre de controle para confirmação do travamento dos trens EMBAIXO, antes do pouso do avião.

As luzes verdes e âmbar incorporam no próprio corpo da lâmpada, um dispositivo atenuador de brilho. Para controlar a intensidade do brilho, basta girá-lo no sentido horário (aumentar) ou sentido anti-horário (diminuir).

Para as luzes vermelhas, o controle de brilho é possível através de um interruptor com duas posições, NORMAL e FRACO, localizado no console direito de cada posto de pilotagem (consulte o capítulo 31).

As possíveis situações que estas luzes podem assumir estão descritas a seguir:

- Todas as luzes apagadas: os três trens estão travados EM CIMA e as portas FECHADAS.
- Três luzes verdes acesas e a âmbar apagada: os três trens estão travados EMBAIXO e as portas FECHADAS.
- Luzes vermelhas e âmbar acesas e as três luzes verdes apagadas: pelo menos um dos trens não está travado EM CIMA e nenhum travado EMBAIXO e pelo menos uma das portas está ABERTA.
- Luzes vermelhas e âmbar acesas e uma ou mais luzes verdes acesas: os trens correspondentes às luzes verdes acesas encontram-se travados EMBAIXO. A luz vermelha adverte que o trem, cuja luz verde não acendeu, encontra-se em movimento e a luz âmbar acesa indica que as portas estão ABERTAS.
- Luzes vermelhas e âmbar apagadas e uma ou mais luzes verdes acesas: os trens correspondentes às luzes verdes acesas encontram-se travados EMBAIXO, e os trens, cujas luzes verdes estão apagadas, encontram-se travados EM CIMA; as portas encontram-se FECHADAS.

2-32-35. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE INDICAÇÃO

A operação do sistema de indicação dos trens e portas está detalhada através de esquemas, nas várias situações normais em que poderá ocorrer.

2-32-36. TRENS TRAVADOS EMBAIXO E PORTAS FECHADAS (figura 2-32-39)

Nesta situação, os microcontactores das travas EMBAIXO dos trens principais e de nariz enviam o negativo necessário para ativar as três luzes verdes.

2-32-37. TRENS EM TRÂNSITO E PORTAS ABERTAS (figura 2-32-40)

Nesta situação, os microcontactores das travas EMBAIXO enviam, através dos microcontactores das travas EM CIMA e da caixa de relé auxiliar, o negativo necessário para ativar as luzes TRÂNSITO. Em paralelo, os microcontactores das portas enviam também o negativo necessário para ativar a luz PORTAS.

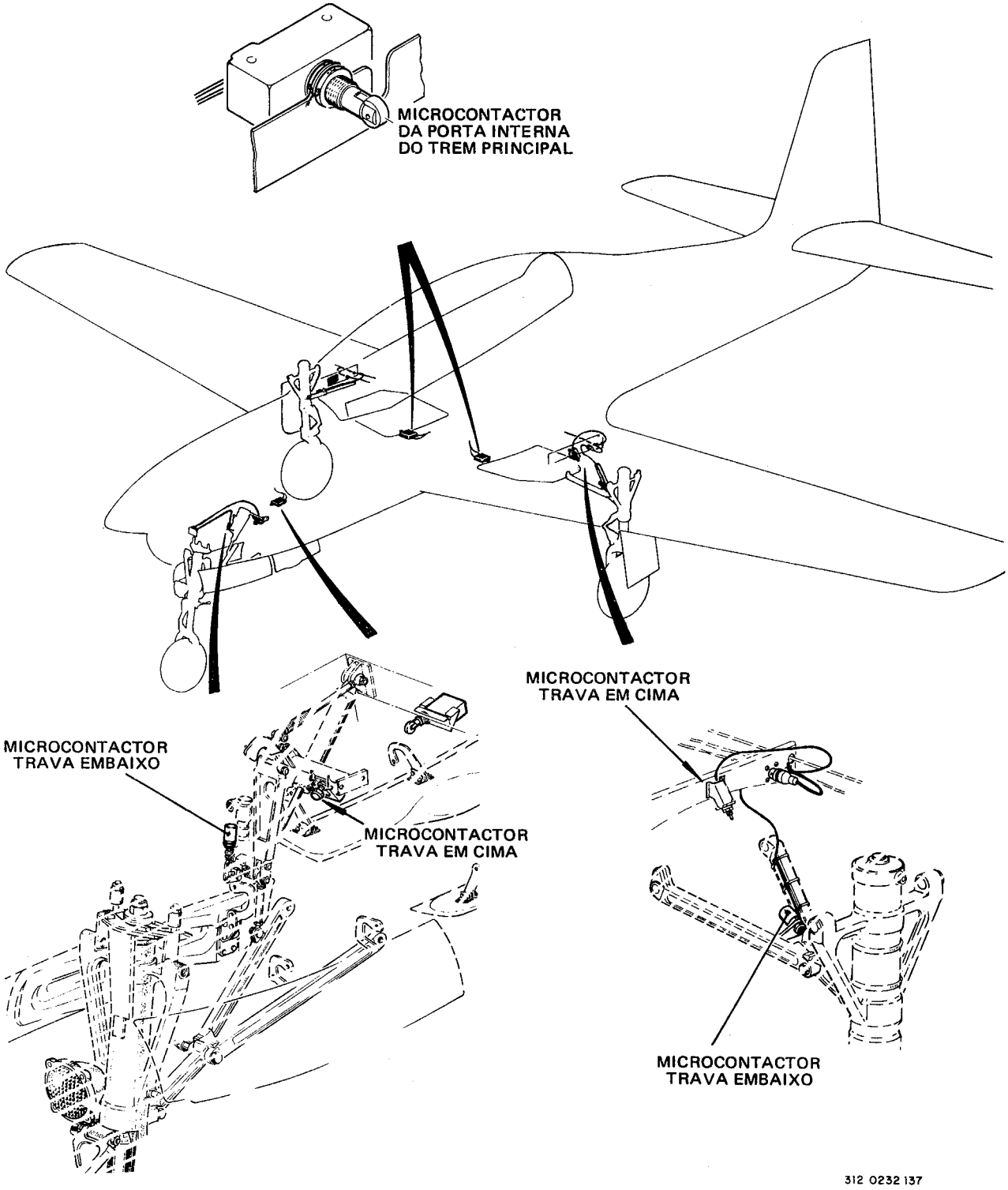


Figura 2-32-37. Localização dos Componentes do Sistema de Indicação do Trem de Pouso

2-32-38. TRENS TRAVADOS EM CIMA E PORTAS FECHADAS (figura 2-32-41)

Nesta situação, o circuito não é energizado.

2-32-39. TRENS TRAVADOS EMBAIXO COM INDICAÇÃO DO BIP (figura 2-32-42)

Nesta situação, o microcontactor da trava EMBAIXO do trem de nariz envia, através dos microcontactores das travas EMBAIXO dos trens esquerdo e direito, o negativo para a unidade de alarme sonoro. Ao pressionar o BIP, a unidade de alarme sonoro, de posse do negativo do microcontactor da trava EMBAIXO e do negativo do BIP, gera um tom de áudio e, em seguida, envia-o para o VHF selecionado. O VHF computado para transmissão emite o tom de áudio para a torre de controle e para ambos os fones de ouvido. O controlador de vôo, ao ouvir o tom de áudio, confirma para o piloto que os três trens estão travados EMBAIXO.

2-32-40. TRENS TRAVADOS EMBAIXO E PORTAS ABERTAS (ABAIXAMENTO DOS TRENS EM EMERGÊNCIA) (figura 2-32-43)

Nesta situação, os microcontactores das travas EMBAIXO dos trens principais e do nariz enviam o negativo necessário para ativar as três luzes verdes. Em paralelo,

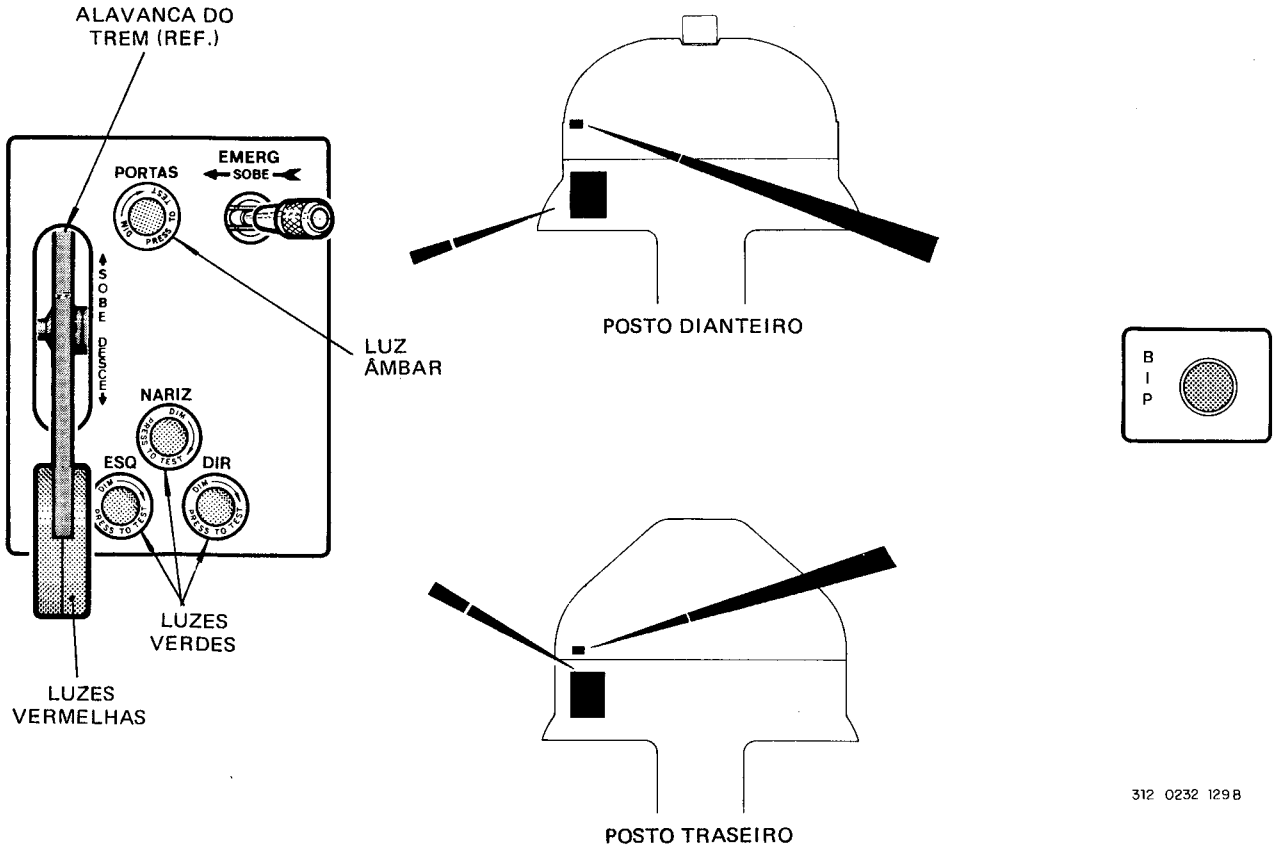


Figura 2-32-38. Localização dos Componentes do Sistema de Indicação do Trem de Pouso

os microcontactores das portas enviam também o negativo necessário para ativar a luz PORTAS.
Se qualquer outra situação além das mencionadas ocorrer, o sistema de indicação apresentará alguma irregularidade. Deve-se, portanto, identificar e corrigir a falha.

2-32-41. DESCRIÇÃO GERAL DO SISTEMA DE ALARME (figuras 2-32-44 e 2-32-45)

O sistema de alarme de posição insegura do trem de pouso é alimentado com 28 V DC da barra de emergência. O alarme está associado com manete de potência, flape e velocímetro, conforme cada situação descrita a seguir:

- Alarme sonoro-visual, composto de buzina e de luzes vermelhas intermitentes localizadas na alavanca de comando do trem. O tom de áudio e as luzes são ativados caso a manete de potência seja reduzida abaixo de 76 ± 3% de N_g (ar condicionado desligado) e pelo menos um dos trens não esteja travado EMBAIXO. O tom de áudio, neste caso, pode ser cancelado, pressionando-se o interruptor CANCELA BUZINA TREM localizado no console lateral esquerdo, permanecendo intermitentes, porém, as luzes vermelhas até que a irregularidade seja corrigida (manete avançada ou trem(s) travado(s) EMBAIXO).
- Os mesmos alarmes de tom de áudio e luzes vermelhas são ativados quando o flape for comandado para pouso e pelo menos um dos trens não estiver travado EMBAIXO.
  Neste caso, o alarme sonoro e o visual não poderão ser cancelados, a menos que o flape seja recolhido ou o(s) trem(s) seja(m) travado(s) EMBAIXO.
- Alarme visual no velocímetro, composto de bandeirola oscilante com a inscrição U/C (UNDER CARRIAGE), a qual aparece quando a velocidade do avião for inferior a 100 nós e pelo menos um dos trens não estiver travado EMBAIXO. A bandeirola irá parar de oscilar somente se a velocidade for aumentada ou os trens forem travados EMBAIXO.

NOTA

As luzes vermelhas, localizadas na alavanca de comando do trem, irão ciclar, se somente os trens estiverem travados EM CIMA. Em qualquer outra situação, as luzes simplesmente permanecerão acesas.

2-32-42. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE ALARME

2-32-43. ALARME DO TREM COM MANETE DE POTÊNCIA (figura 2-32-46)

Nesta condição, o microcontactor da trava EMBAIXO envia, através do microcontactor da caixa de manete de potência, o negativo para a unidade de alarme sonoro. A unidade, de posse do negativo, gera um tom de áudio e o transmite, via caixa seletora de áudio, para os fones de ouvido de ambos os postos de pilotagem.
Ao mesmo tempo, a unidade de alarme sonoro envia um sinal para a caixa de relé auxiliar, e esta, por sua vez, para as luzes vermelhas na alavanca de comando do trem, ativando-as.
Se o piloto quiser cancelar o tom de áudio, basta pressionar o botão CANCELA BUZINA TREM.

2-32-44. ALARME DO TREM COM O FLAPE (figura 2-32-47)

Nesta condição, o microcontactor da trava EMBAIXO envia, através do microcontactor da unidade de controle do flape, o negativo para a unidade de alarme sonoro. A partir deste ponto, o sinal segue a mesma trajetória descrita no item anterior.
Neste caso, não há possibilidade de cancelar o tom de áudio.

2-32-45. ALARME DO TREM COM O VELOCÍMETRO (figura 2-32-48)

Nesta condição, o microcontactor da trava EMBAIXO do trem de nariz envia, através do microcontactor da trava EMBAIXO dos trens esquerdo e direito, o negativo para cancelar a oscilação da bandeirola.

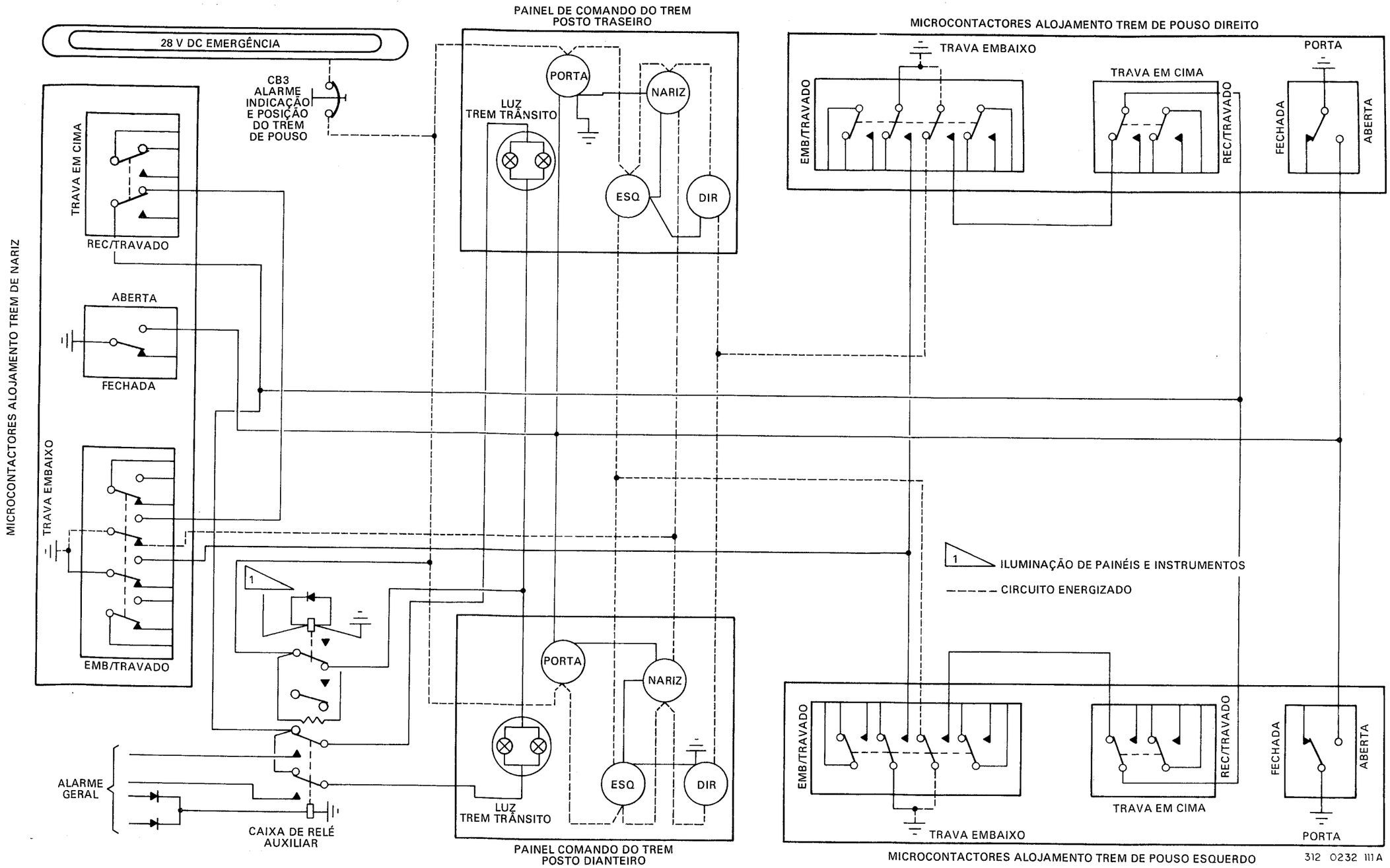


Figura 2-32-39. Indicação de Proteção do Trem de Pouso Travado Embaixo e Portas Fechadas

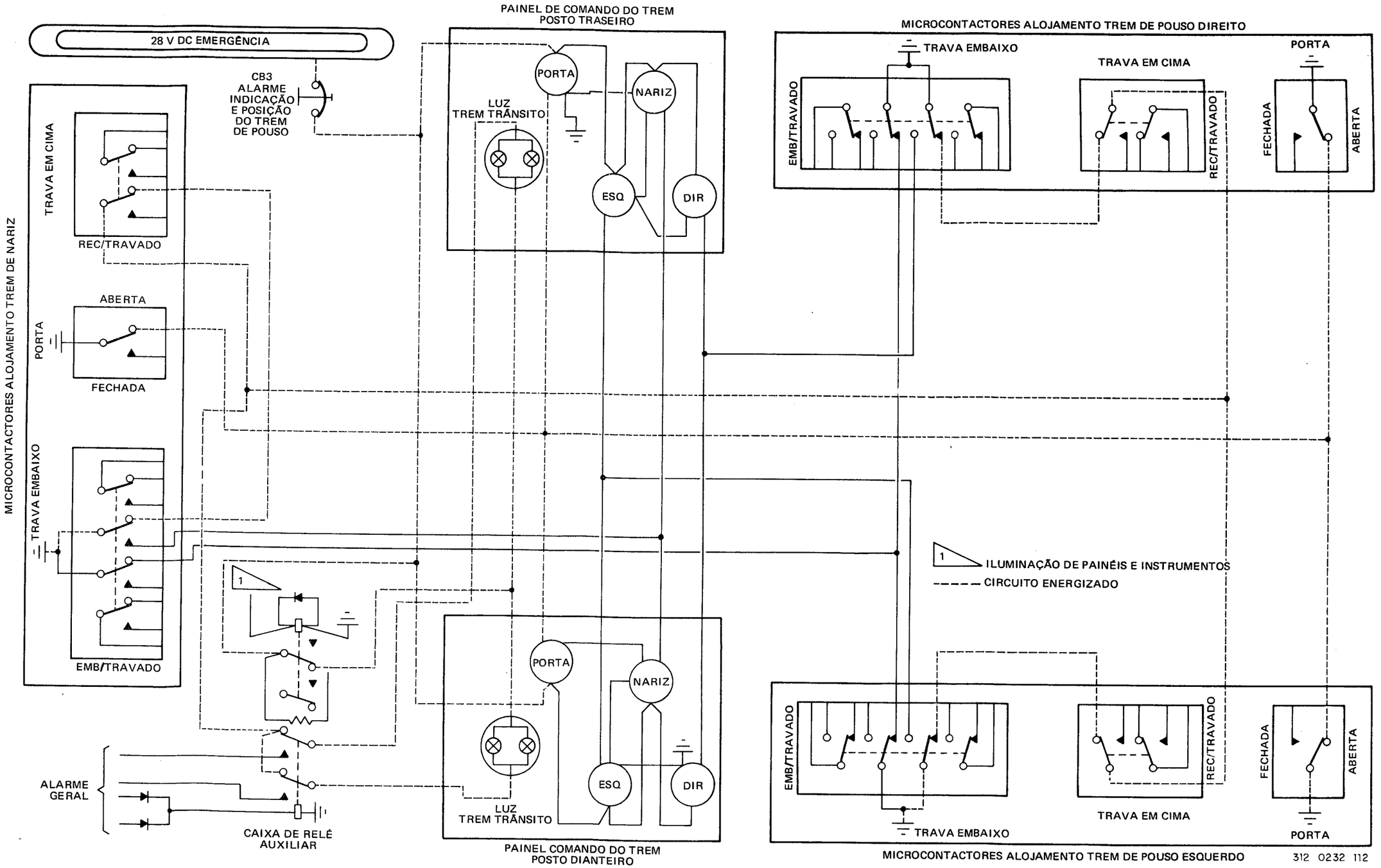


Figura 2-32-40. Indicação de Posição do Trem de Pouso em Trânsito e Portas Abertas

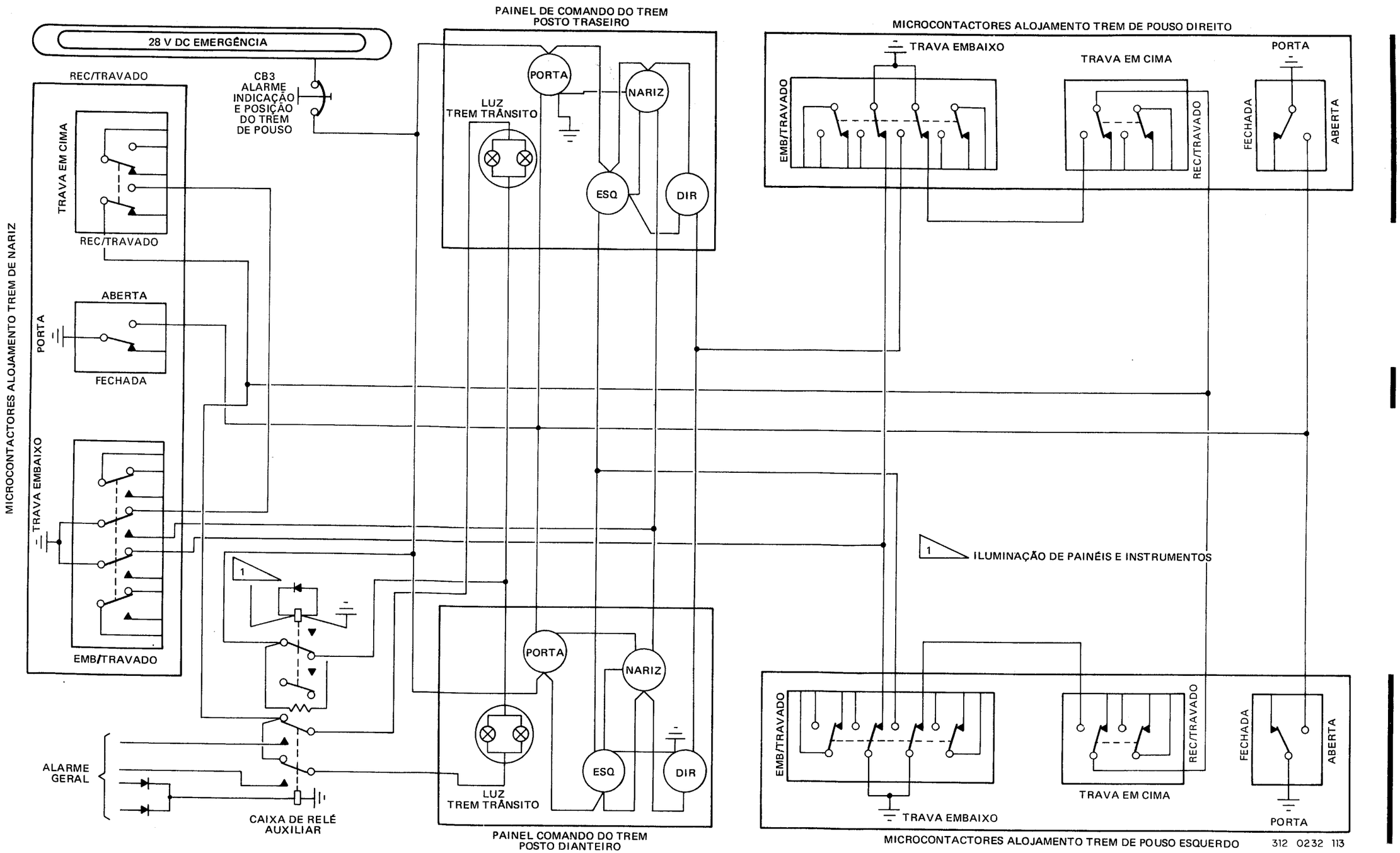


Figura 2-32-41. Indicação de Posição do Trem de Pouso Travado Em Cima e Portas Fechadas

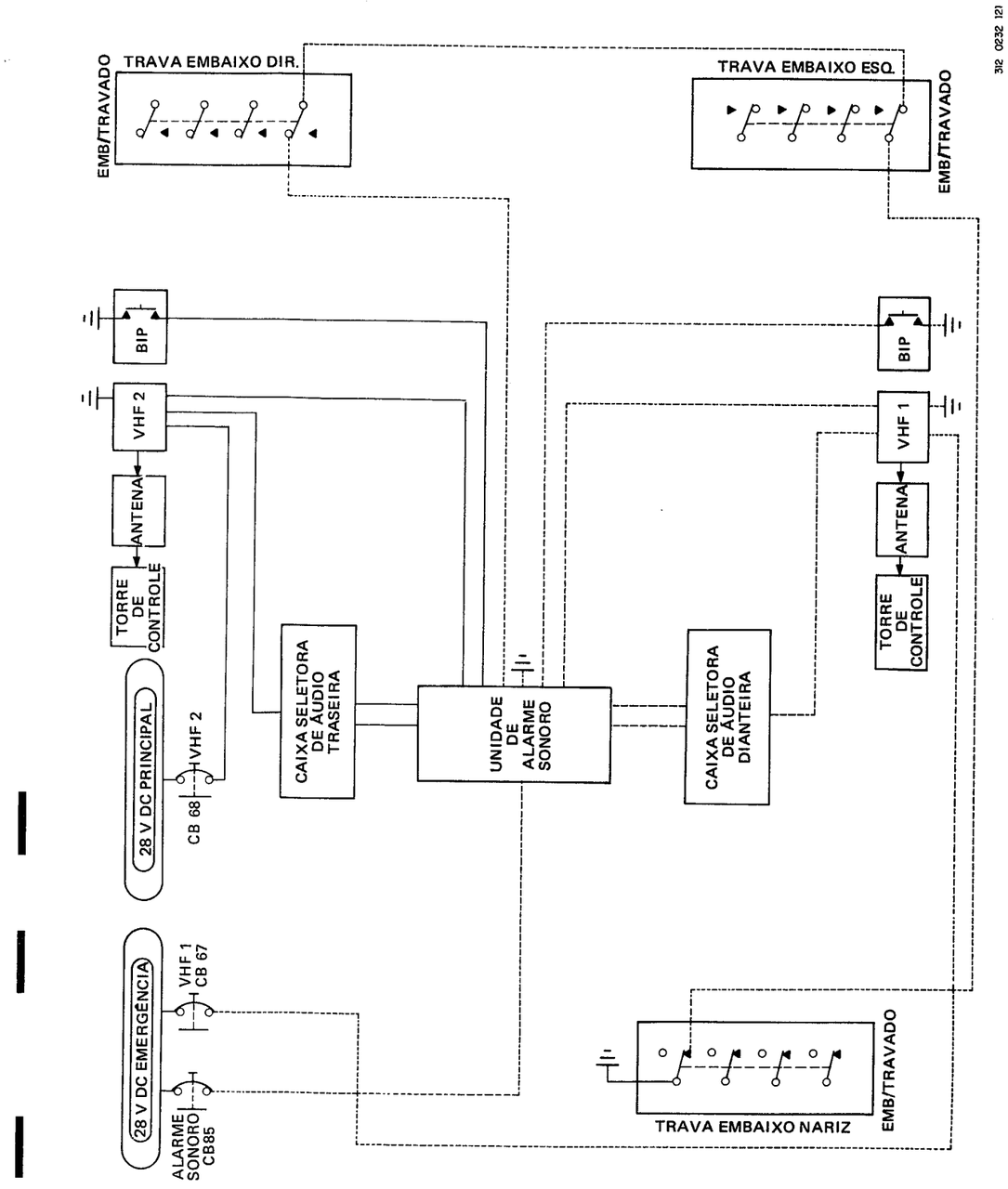


Figura 2-32-42. Indicação de Trem de Pouso Travado Embaixo Através do "Bip" (Posto Dianteiro)

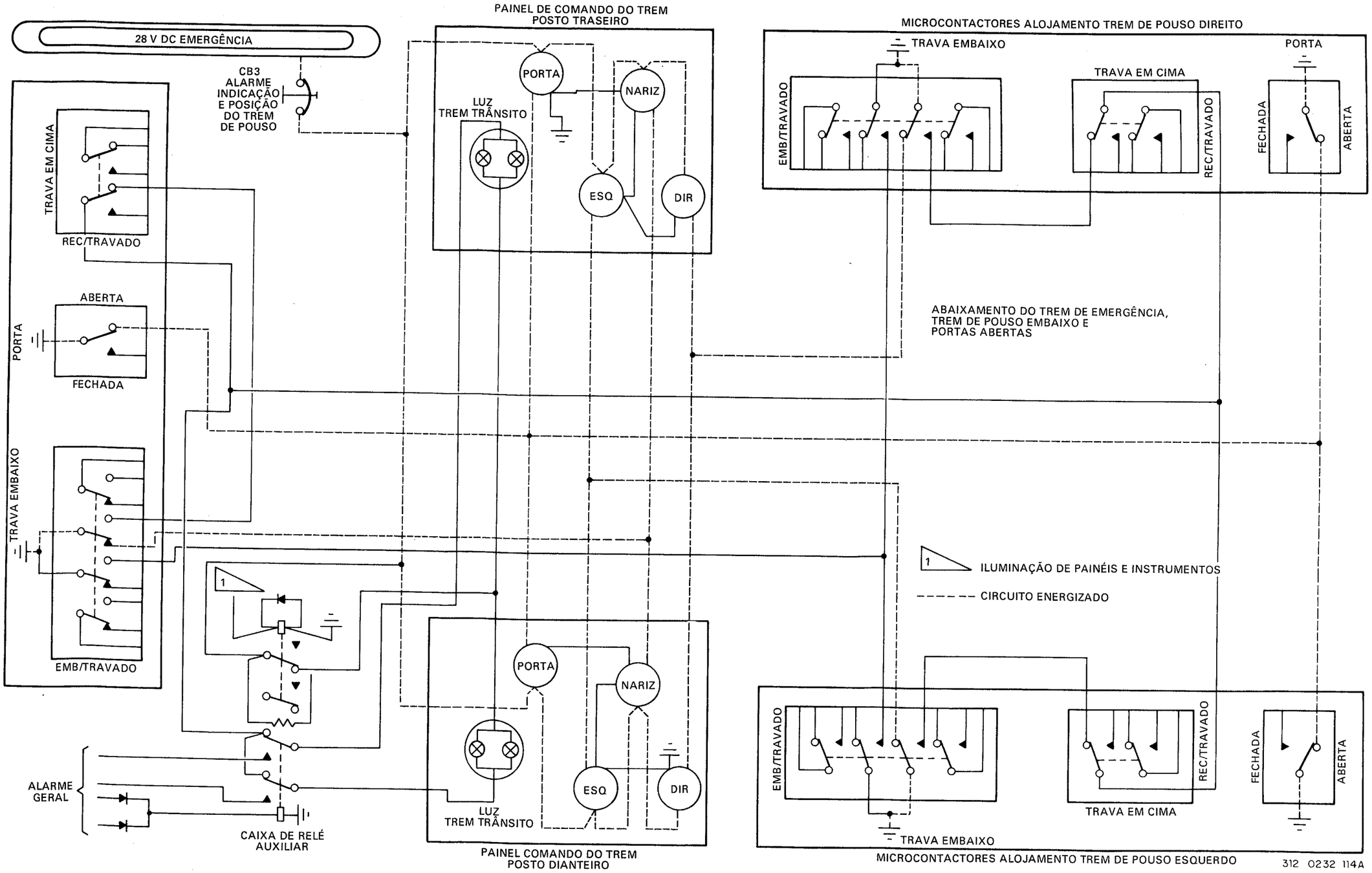


Figura 2-32-43. Indicação dos Trens Travados Embaixo e Portas Abertas (Abaixamento do Trem de Pouso em Emergência)

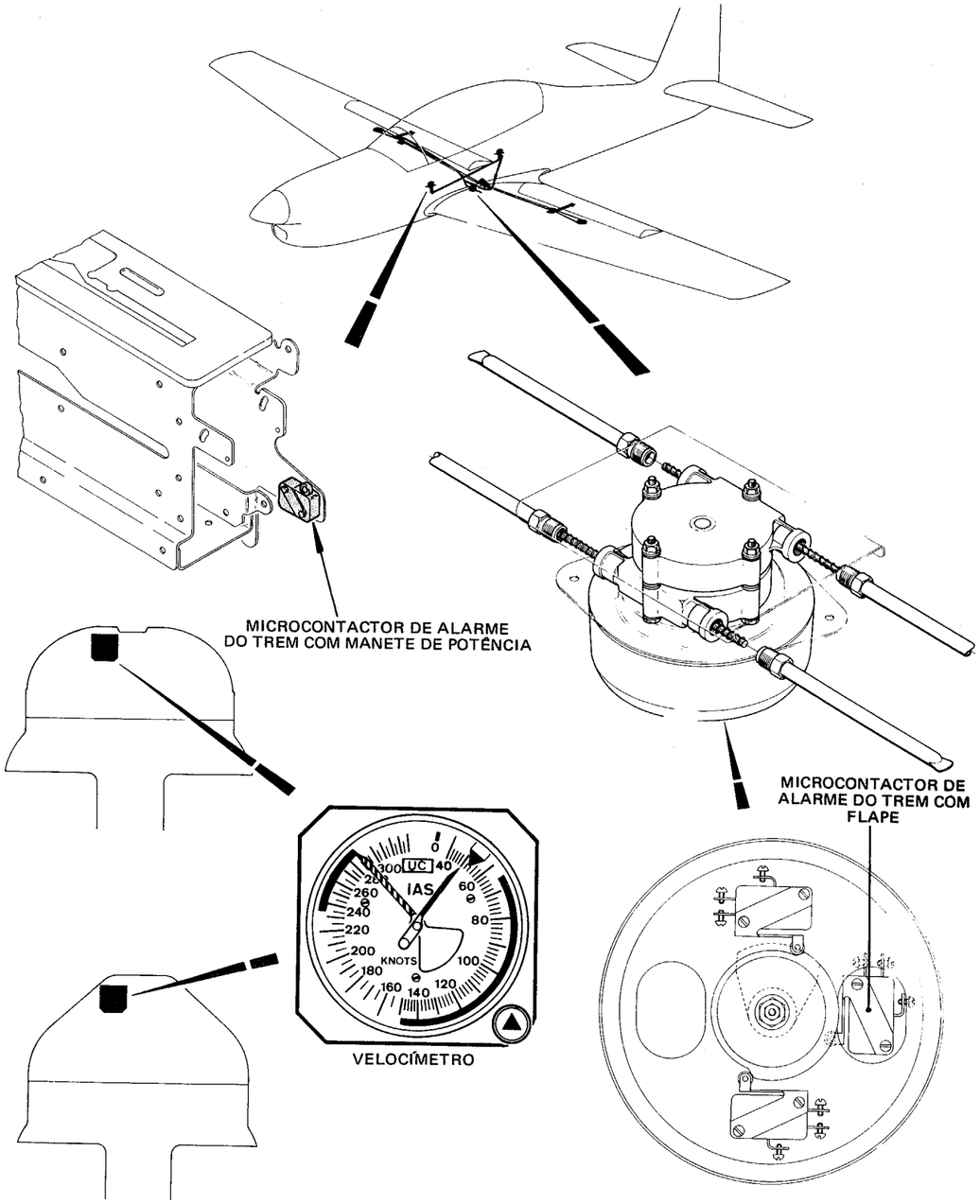


Figura 2-32-44. Localização dos Componentes do Sistema de Alarme

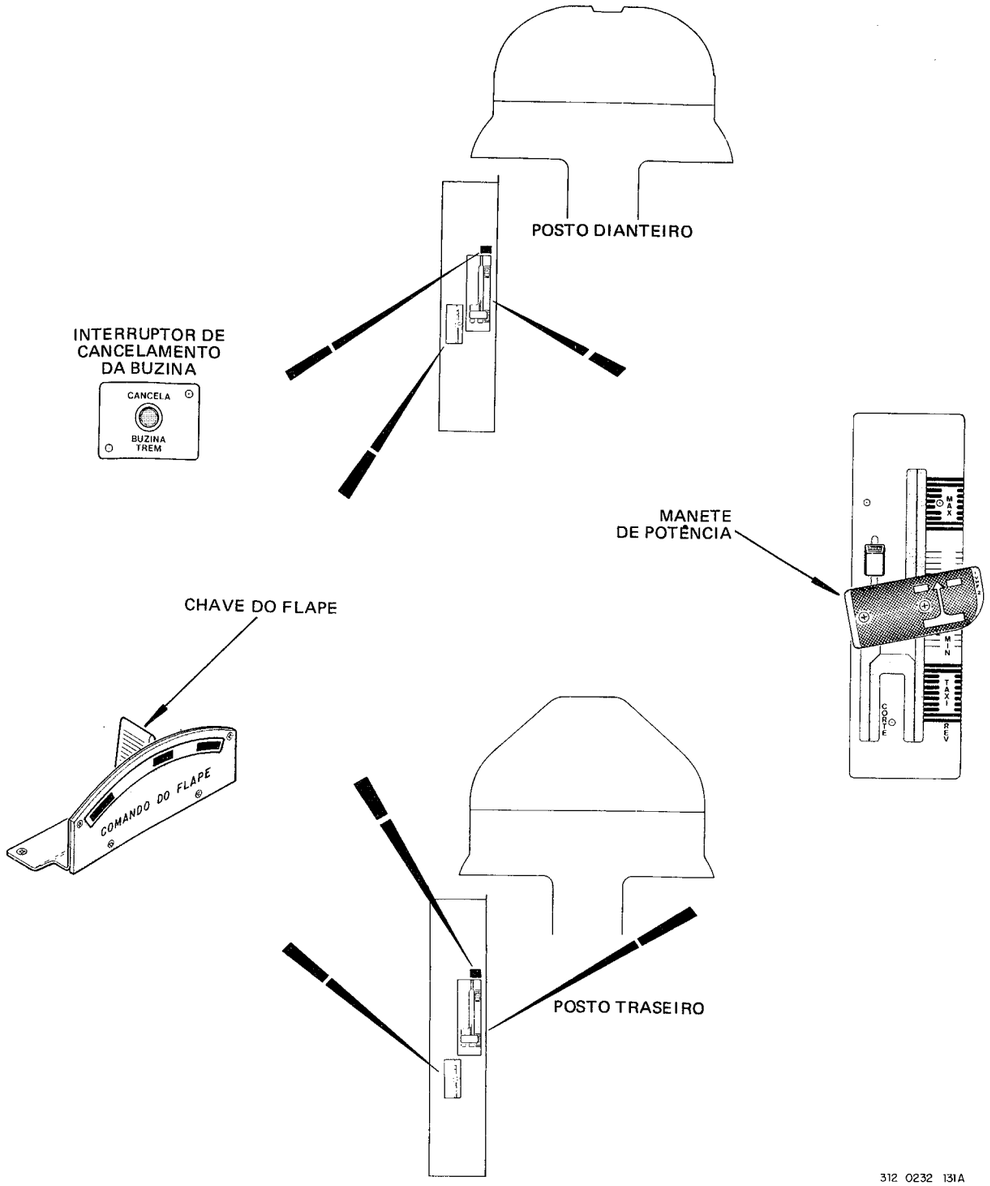


Figura 2-32-45. Localização dos Componentes Associados com Alarme do Trem de Pouso

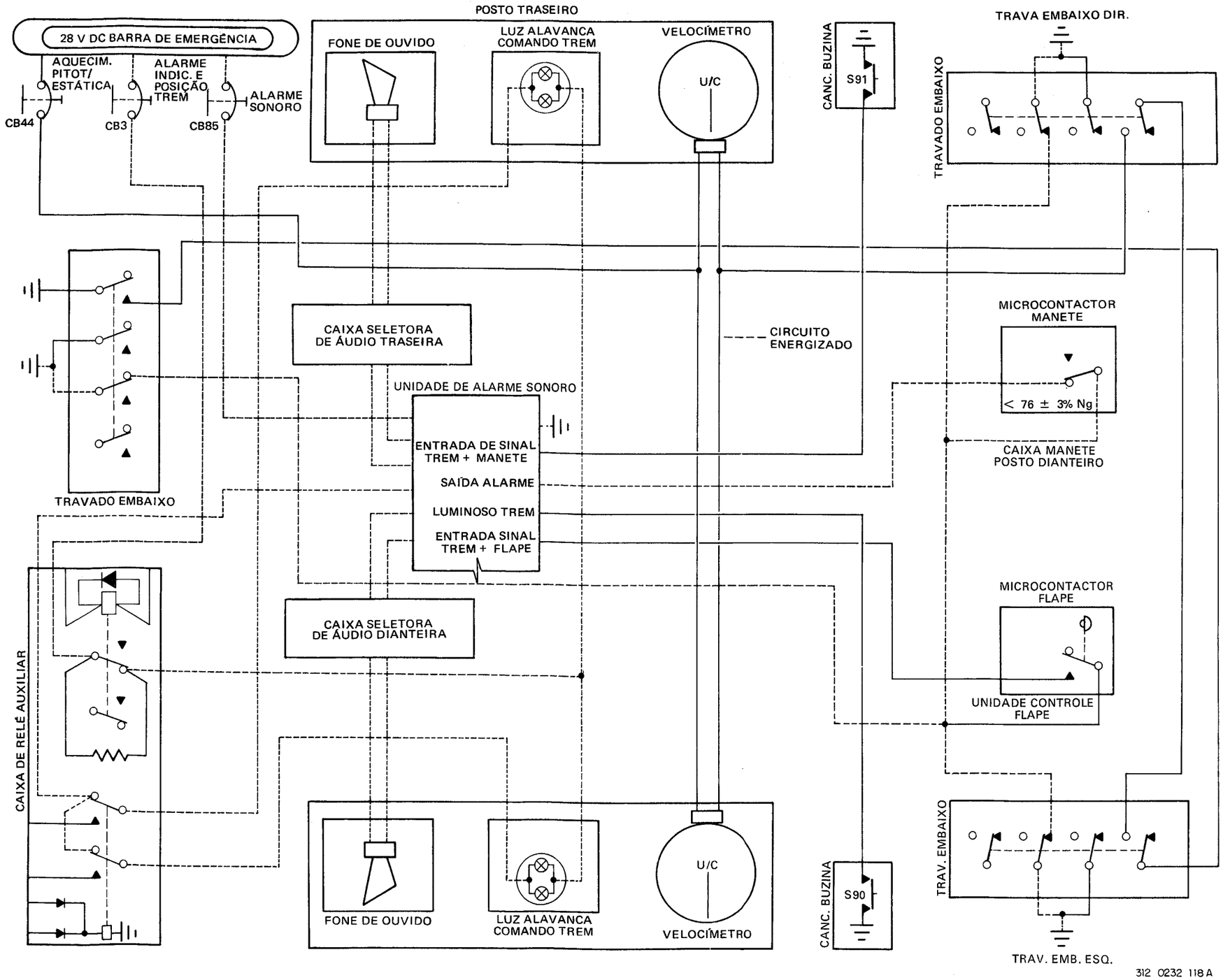


Figura 2-32-46. Alarme do Trem de Pouso em Manete de Potência

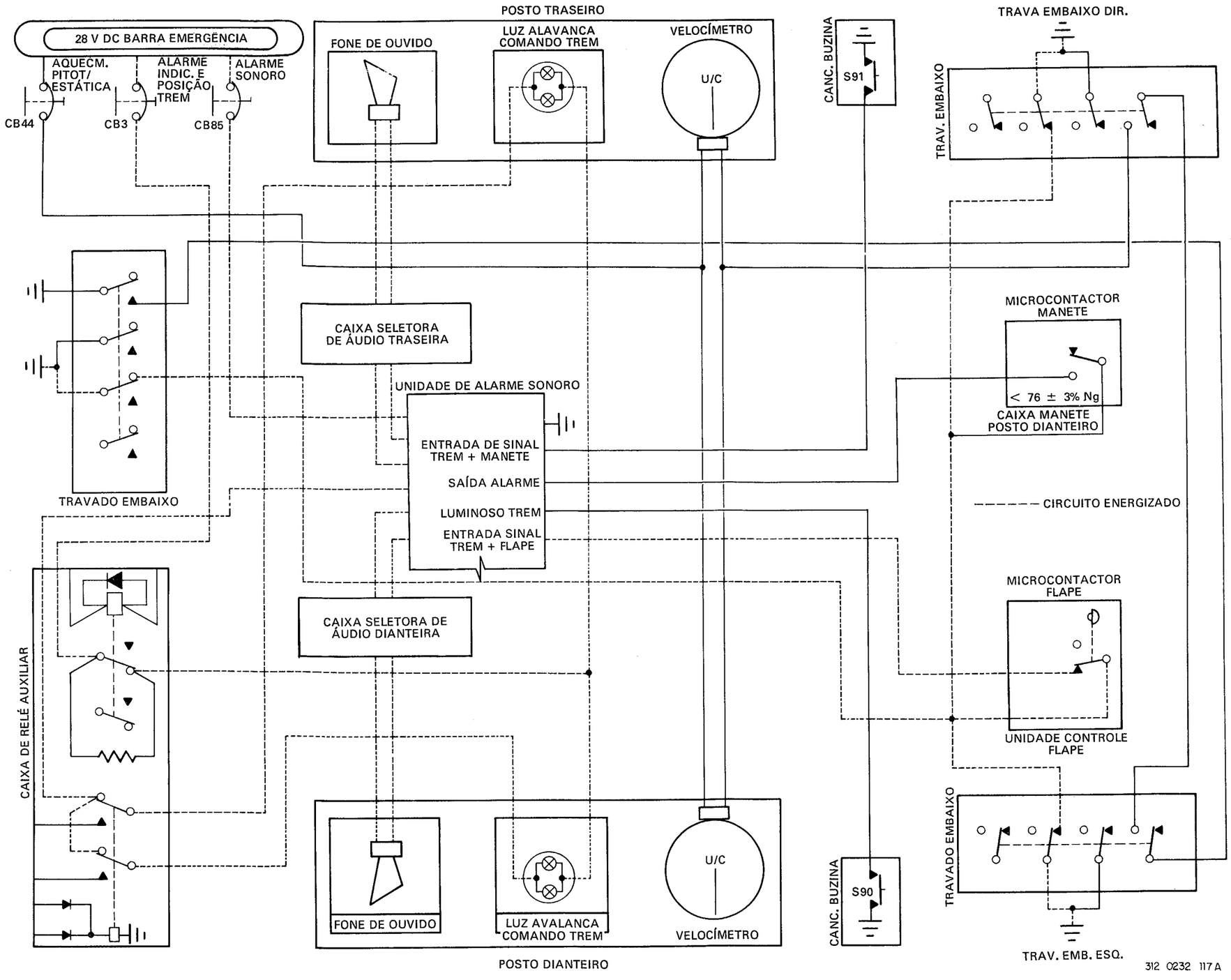


Figura 2-32-47. Alarme do Trem de Pouso com Flape

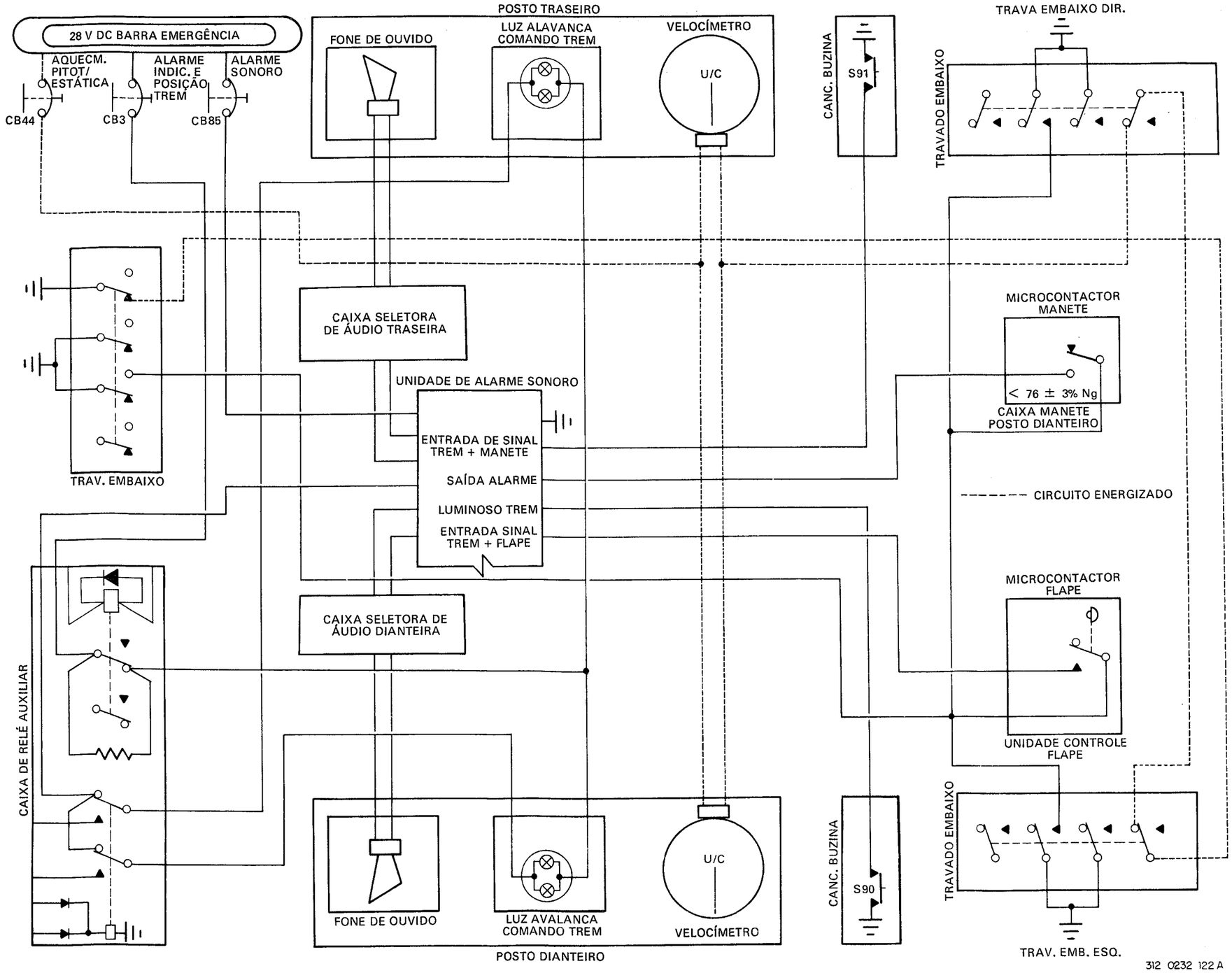


Figura 2-32-48. Alarme do Trem de Pouso com Velocímetro

SEÇÃO II

SISTEMA DE ILUMINAÇÃO (33 - 00 - 00)

2-33-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-33-1)

O sistema de iluminação é constituído pelos seguintes subsistemas: iluminação da cabine de comando e iluminação externa.
Os circuitos de iluminação da cabine de comando subdividem-se em: luzes de cabine e iluminação de painéis, instrumentos e inscrições.
Os circuitos de iluminação externa incluem: faróis de aterragem e táxi, luzes de posição e anticolisão e luzes de formação.

2-33-2. LUZES DE CABINE (figuras 2-33-2 e 2-33-3)

Cada posto de pilotagem é iluminado por duas luzes de cabine, alimentadas pela barra de emergência de 28 V DC. O comando é feito por meio do interruptor CABINE, localizado no console lateral direito de cada posto de pilotagem. Esse interruptor possui três posições: DESL, FRACO e FORTE.
Além disso, cada posto de pilotagem está equipado com um projetor de mapas, alimentado pela barra de emergência de 28 V DC, com controle de feixe ABERTO-FECHADO, para complementar a iluminação da cabine.
Para aeronaves Pós-Mod. B.S. 312-76-0013 e Pré-Mod. B.S. 312-33-0017, o projetor de mapas é instalado somente no posto traseiro.

2-33-3. ILUMINAÇÃO DE PAINÉIS, INSTRUMENTOS E INSCRIÇÕES (figuras 2-33-4 e 2-33-5)

O sistema de iluminação dos painéis, instrumentos e inscrições recebe alimentação da barra principal de 28 V DC. O comando é feito por meio do interruptor PAINÉIS, localizado no console lateral direito de cada posto de pilotagem. O brilho das lâmpadas pode ser variado por meio dos knobs, INSTRUMENTOS e PAINÉIS, situados abaixo do interruptor de comando.
Esses potenciômetros enviam um sinal de referência para três controladores de brilho, que, por sua vez, fornecem uma saída variável entre zero e 28 V DC para as lâmpadas.

2-33-4. FARÓIS DE ATERRAGEM E DE TÁXI (figuras 2-33-6 e 2-33-7)

O avião está equipado com dois faróis de aterragem, localizados nos bordos de ataque das semi-asas e com um farol de táxi, localizado no trem de pouso auxiliar. A alimentação é feita pela barra principal de 28 V DC.
O comando para energizar os faróis é feito através dos interruptores “ATERRAGEM” e “TÁXI”, localizados no painel principal do posto de pilotagem dianteiro e que possuem as seguintes posições:

ATERRAGEM: “LIGA” e “DESL”.

TÁXI: “LIGA”, “AUTO” e “DESL”.

Com o avião em vôo e com as três pernas do trem de pouso travadas embaixo, o farol de táxi pode ser desligado por meio do respectivo interruptor de comando.

2-33-5. LUZES DE POSIÇÃO E ANTICOLISÃO (figuras 2-33-8e 2-33-9)

As luzes de posição estão instaladas na cauda e nas semi-asas direita e esquerda, tendo as cores branca, verde e vermelha, respectivamente. São comandadas por um interruptor, localizado no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro, sendo alimentadas pela barra principal de 28 V DC.

A intensidade das luzes de posição será reduzida, sempre que o interruptor de comando das luzes de formação (veja o parágrafo 2-33-6) estiver selecionado para FRACO.
O avião está equipado também com luzes anticolisão, cada uma delas formando um conjunto com as respectivas luzes de posição. O comando é feito por meio do interruptor “ANTICOLISÃO” de três posições (“LIGA”, “LEME”, “DESL”), localizado no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro, que permite apagar as luzes anticolisão das pontas da asa em “VÔO DE ALA”.

Ao se comandar o interruptor, aplica-se 28 V DC da barra principal nas fontes de descarga capacitiva, que, por sua vez, energizam as luzes anticolisão numa frequência de 50 ciclos por minuto.

2-33-6. LUZES DE FORMAÇÃO (figuras 2-33-10 e 2-33-11)

O avião está equipado com quatro luzes retangulares de baixa intensidade, em cada lado da fuselagem.
Duas estão instaladas no nariz, montadas horizontalmente, e duas na empenagem vertical, montadas obliquamente.

Essas luzes têm a finalidade de fornecer informações referentes à atitude e à posição do avião, durante vôos noturnos de formação.
O comando é feito por meio do interruptor FORMAÇÃO localizado no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro. Esse interruptor possui três posições: DESL, FRACO e FORTE. O sistema é alimentado pela barra principal de 28 V DC.

2-33-7. EQUIPAMENTO DE APOIO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio necessários para os procedimentos de manutenção e testes operacionais dos equipamentos do sistema de iluminação. Veja a tabela 2-33-1.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269B	Fonte externa de energia elétrica—FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica

Tabela 2-33-1. Equipamento de apoio

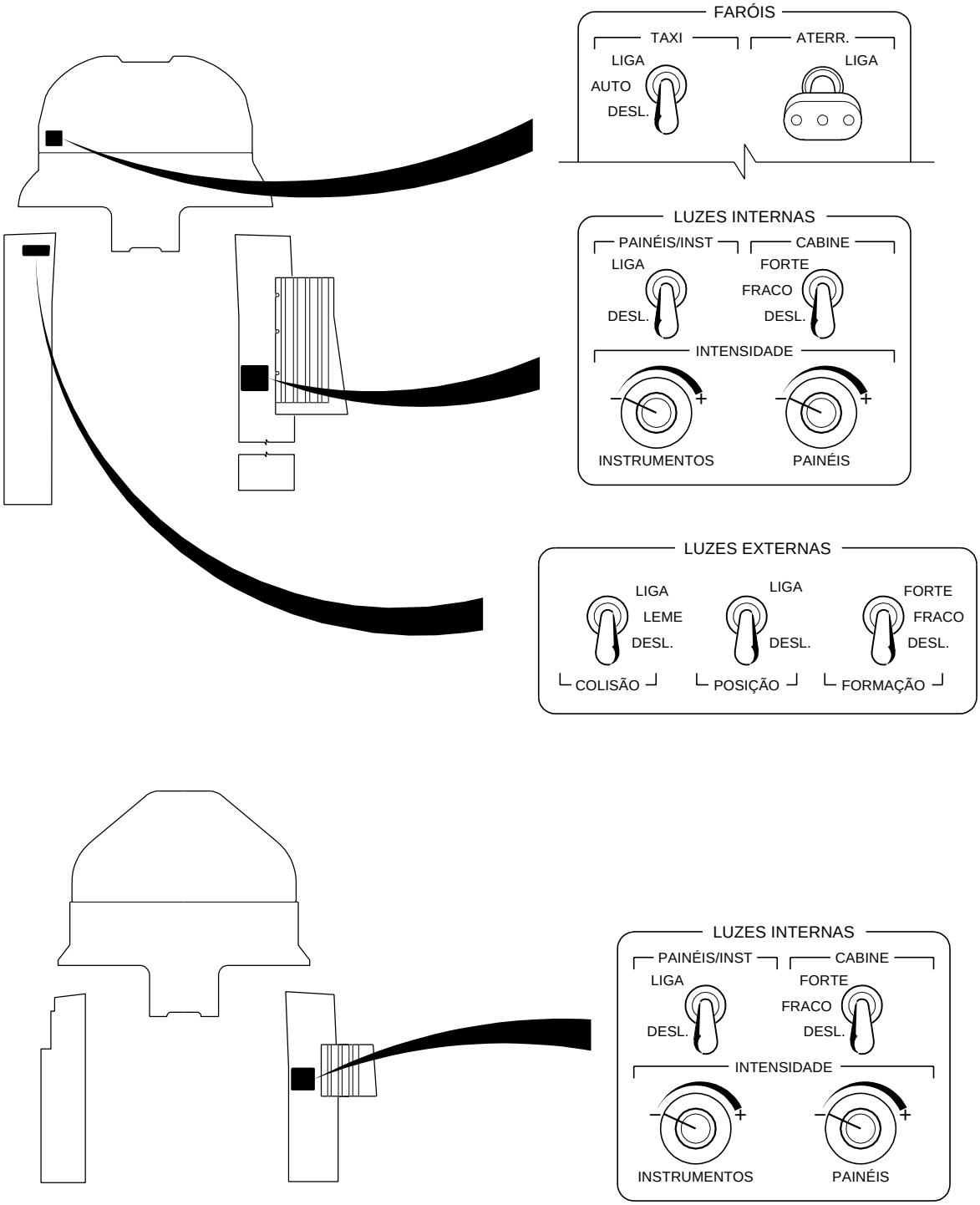
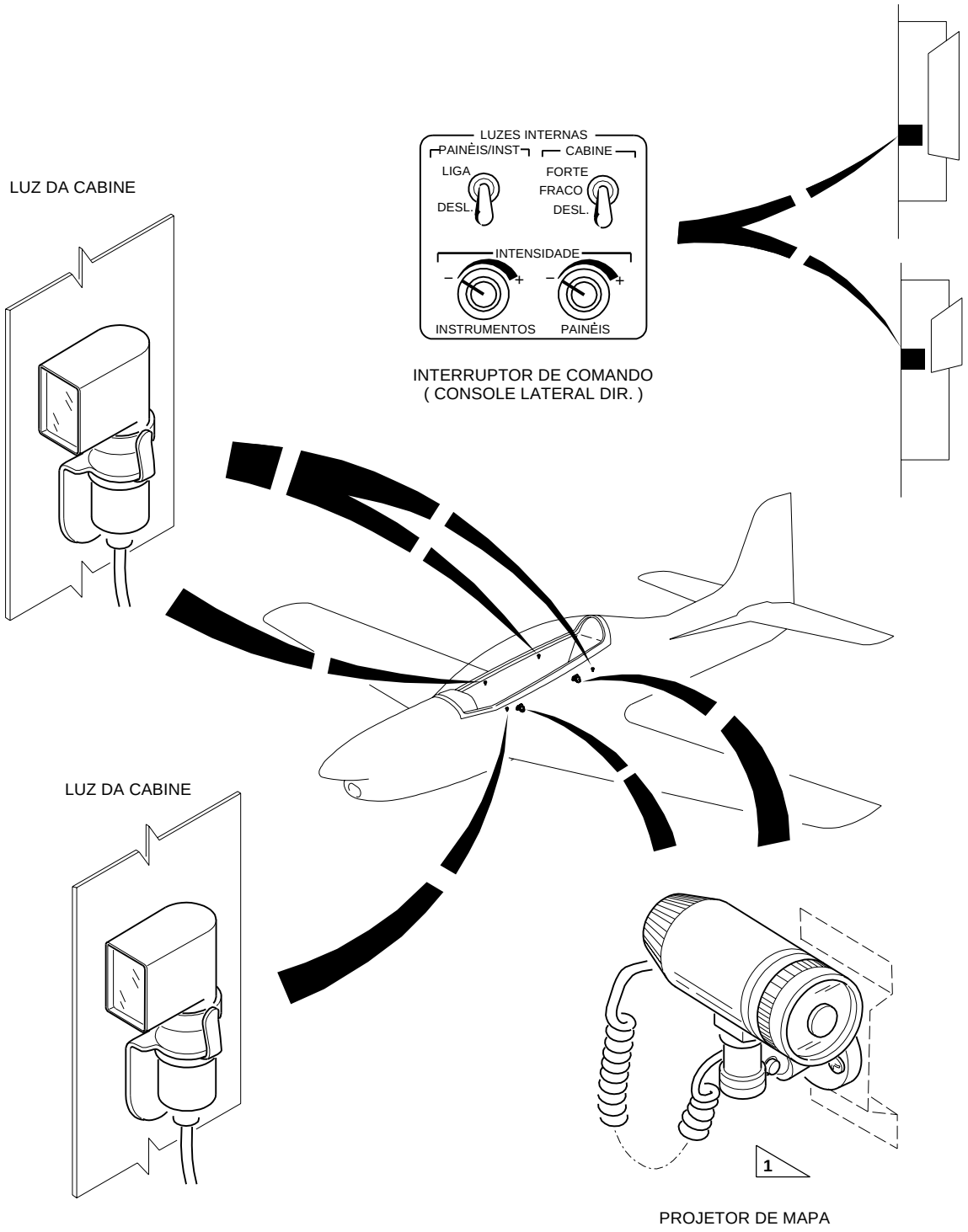


Figura 2-33-1. Interruptores do Sistema de Iluminação



1 PARA AERONAVES PÓS−MOD. B. S. 312−76−0013 E PRÉ−MOD B.S.312−33−0017, O PROJETOR DE MAPAS É INSTALADO SOMENTE NO POSTO TRASEIRO.

EM312AG330002A.DGN

Figura 2-33-2. Luzes da Cabine

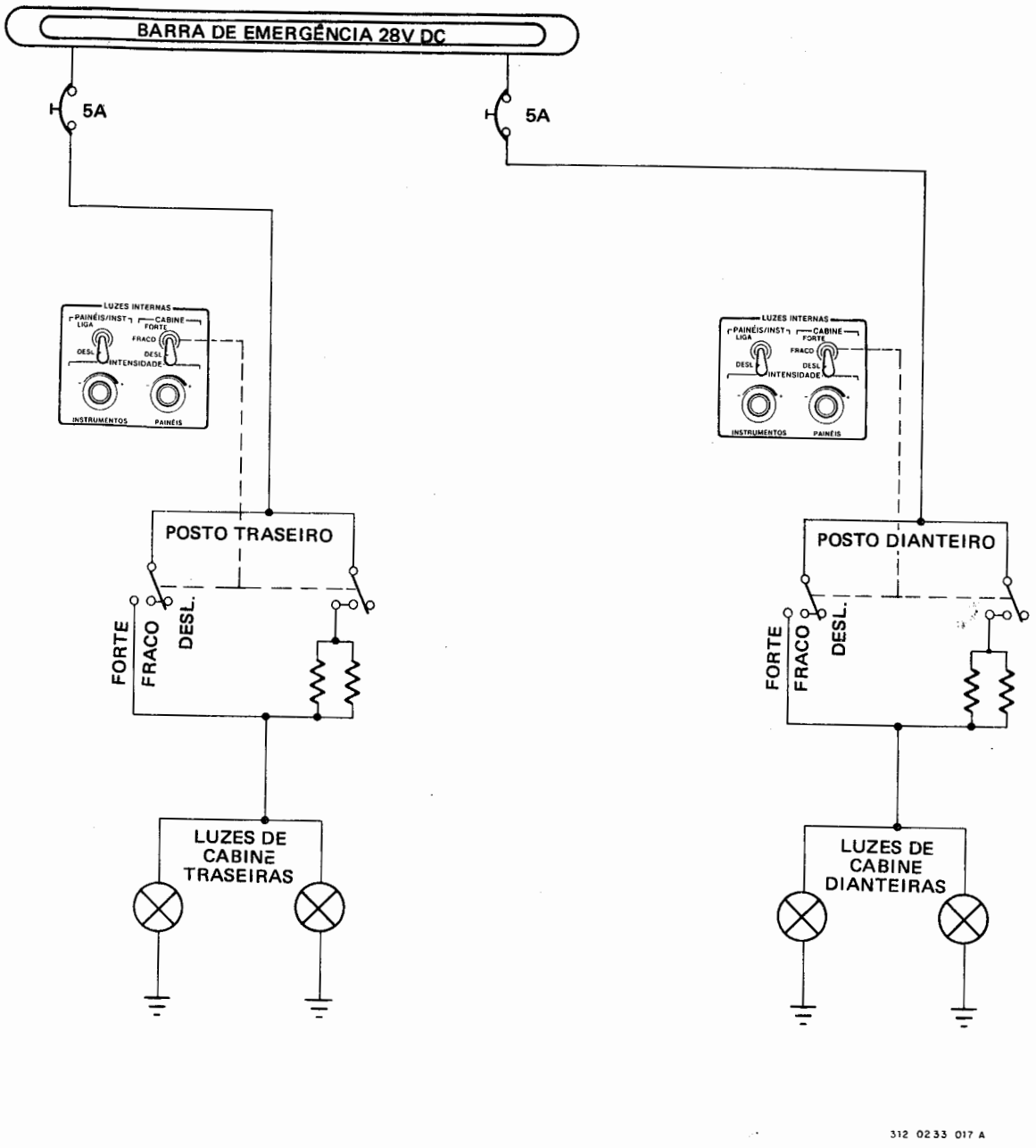


Figura 2-33-3. Sistema das Luzes da Cabine (Esquemático)

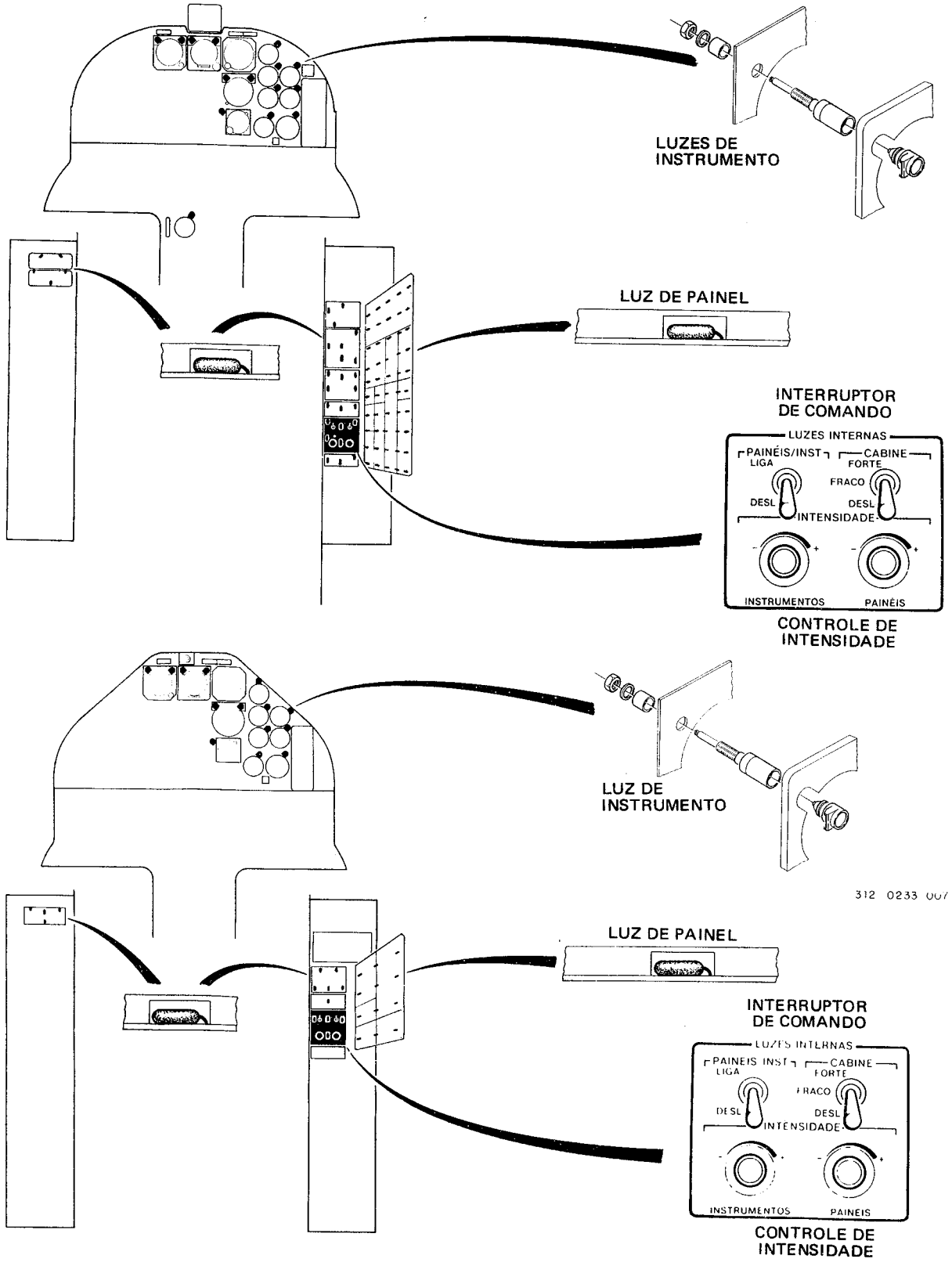


Figura 2-33-4. Iluminação de Painéis, Instrumentos e Inscrições

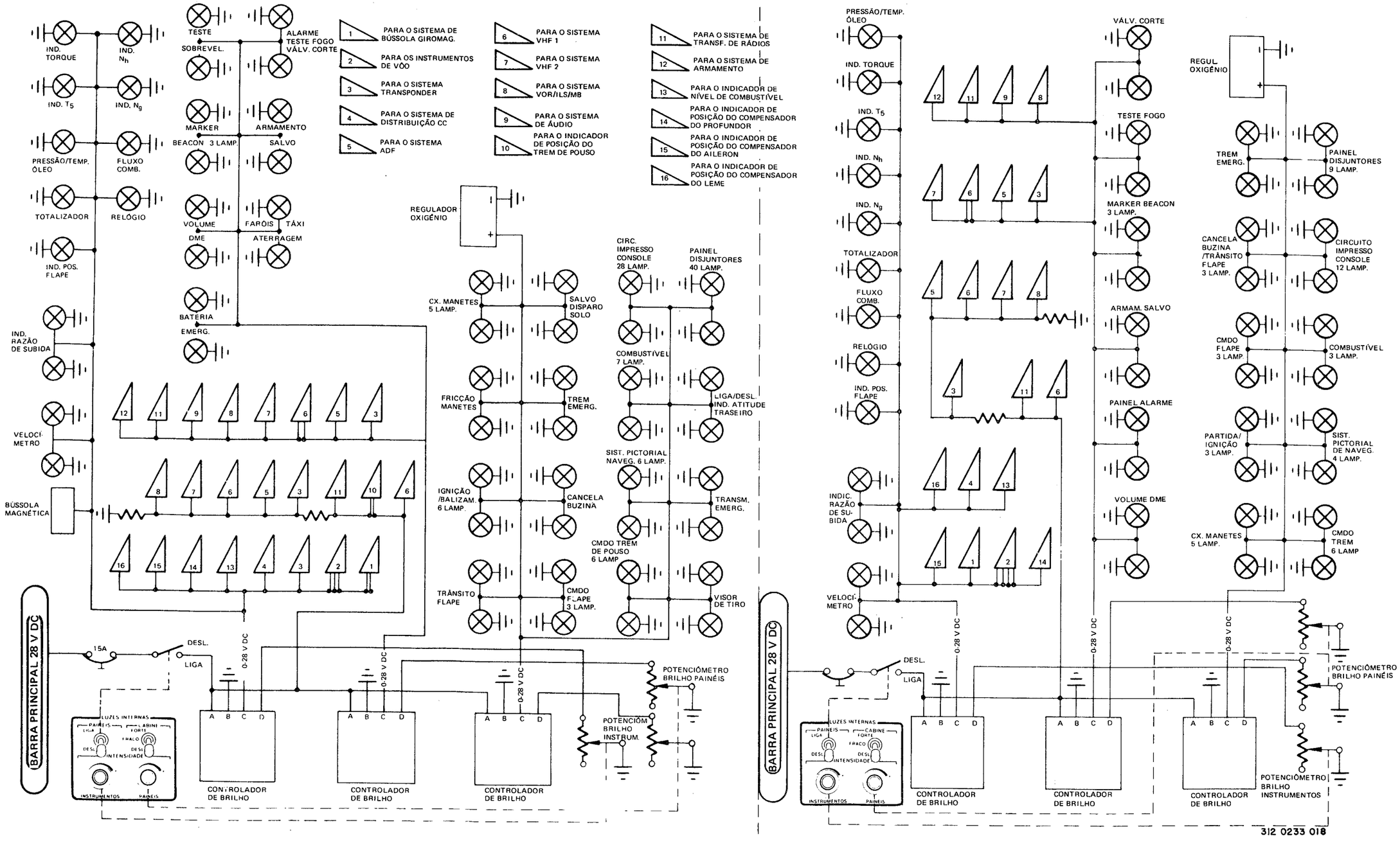


Figura 2-33-5. Iluminação de Painéis, Instrumentos e Inscrições

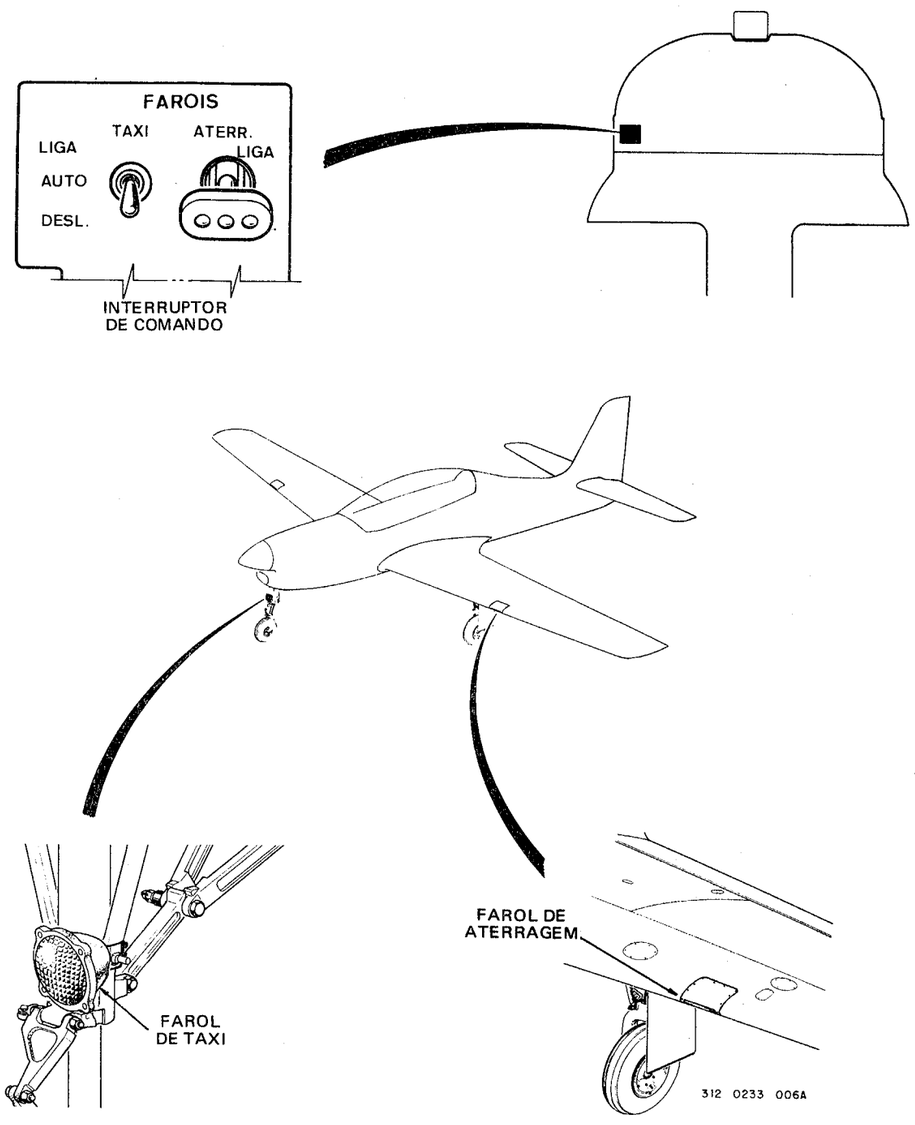


Figura 2-33-6. Faróis de Aterragem e Táxi

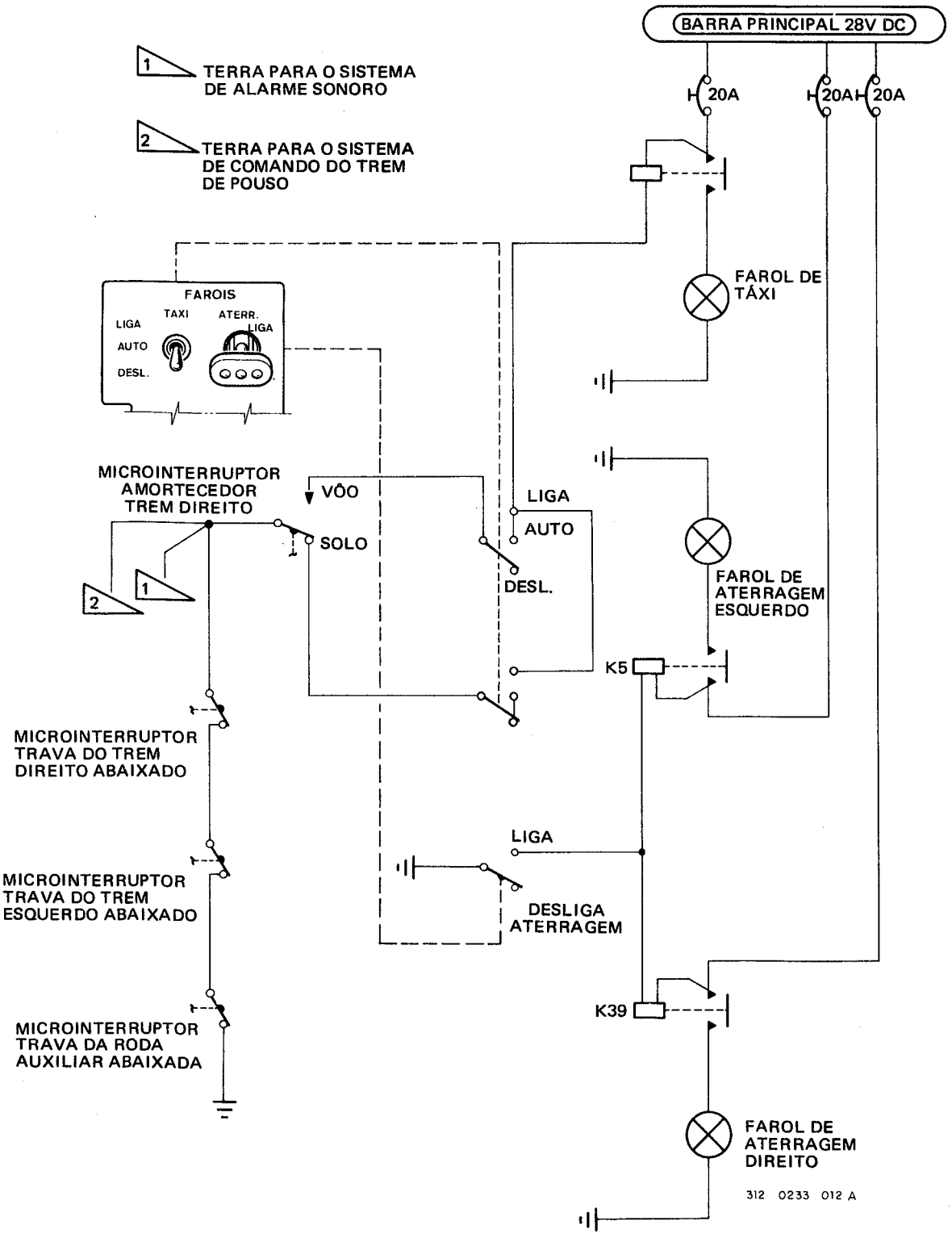


Figura 2-33-7. Sistema dos Faróis de Aterragem e Táxi (Esquemático)

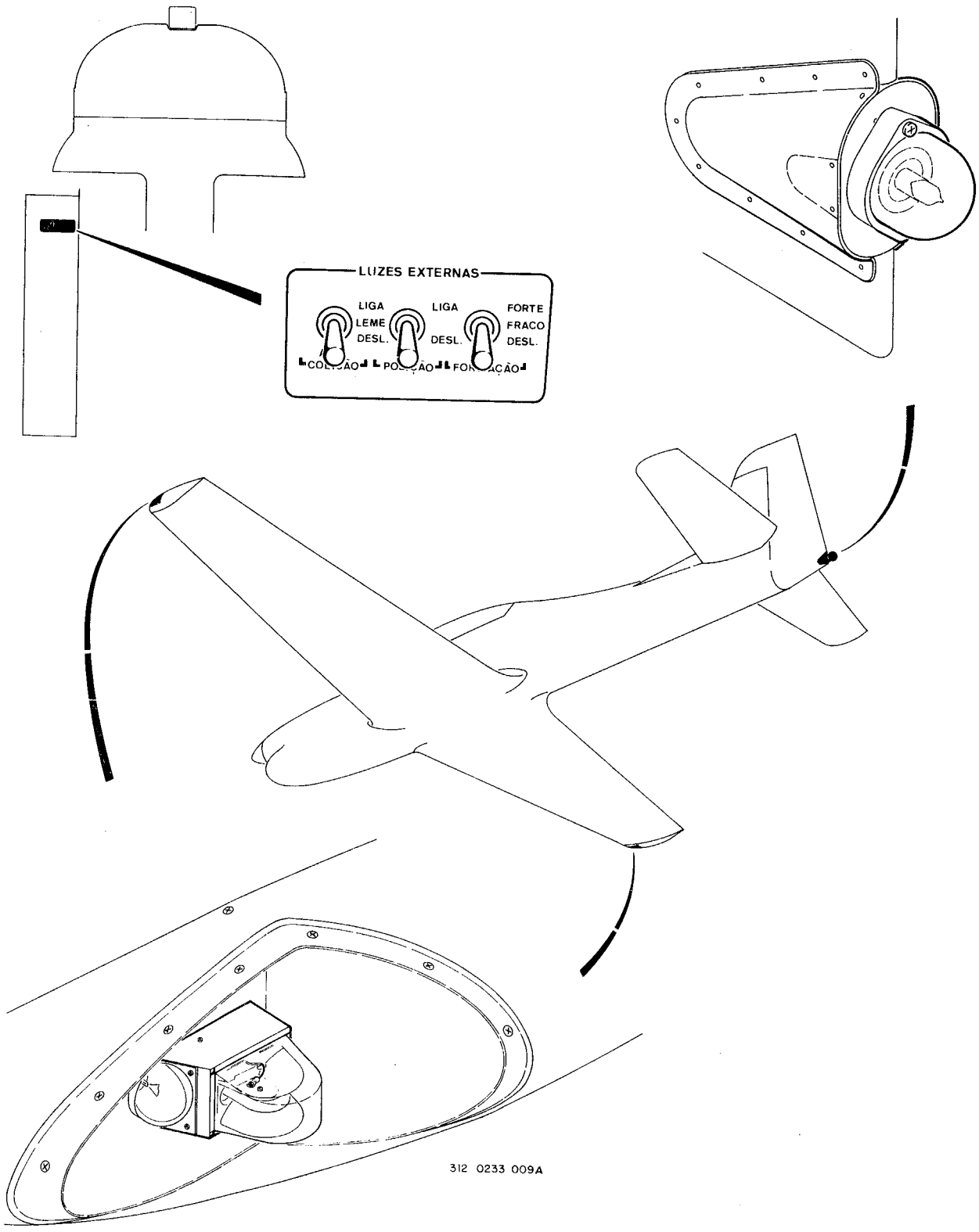


Figura 2-33-8. Luzes de Anticolisão e Posição

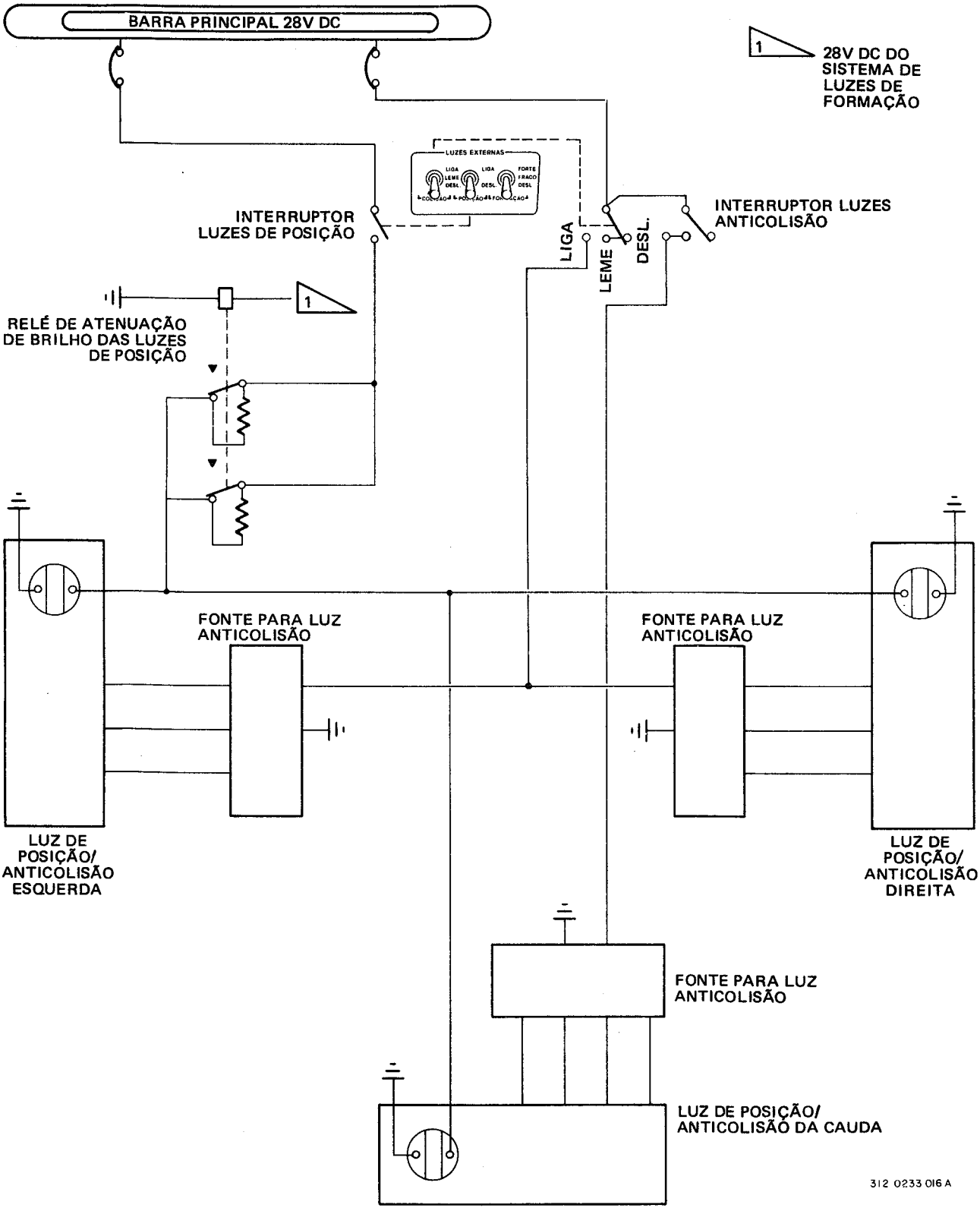


Figura 2-33-9. Sistema das Luzes de Anticolisão e Posição (Esquemático)

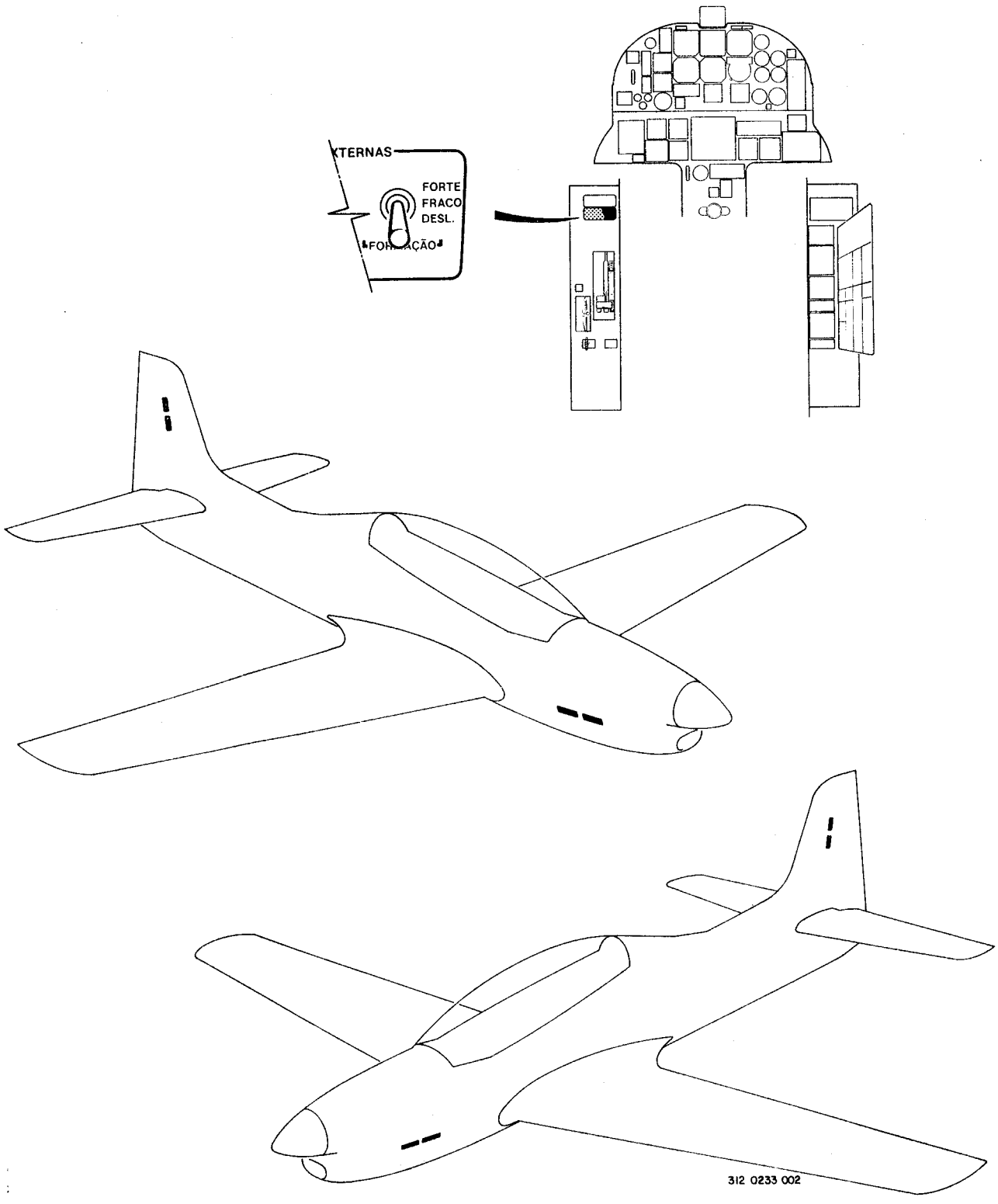


Figura 2-33-10. Luzes de Formação

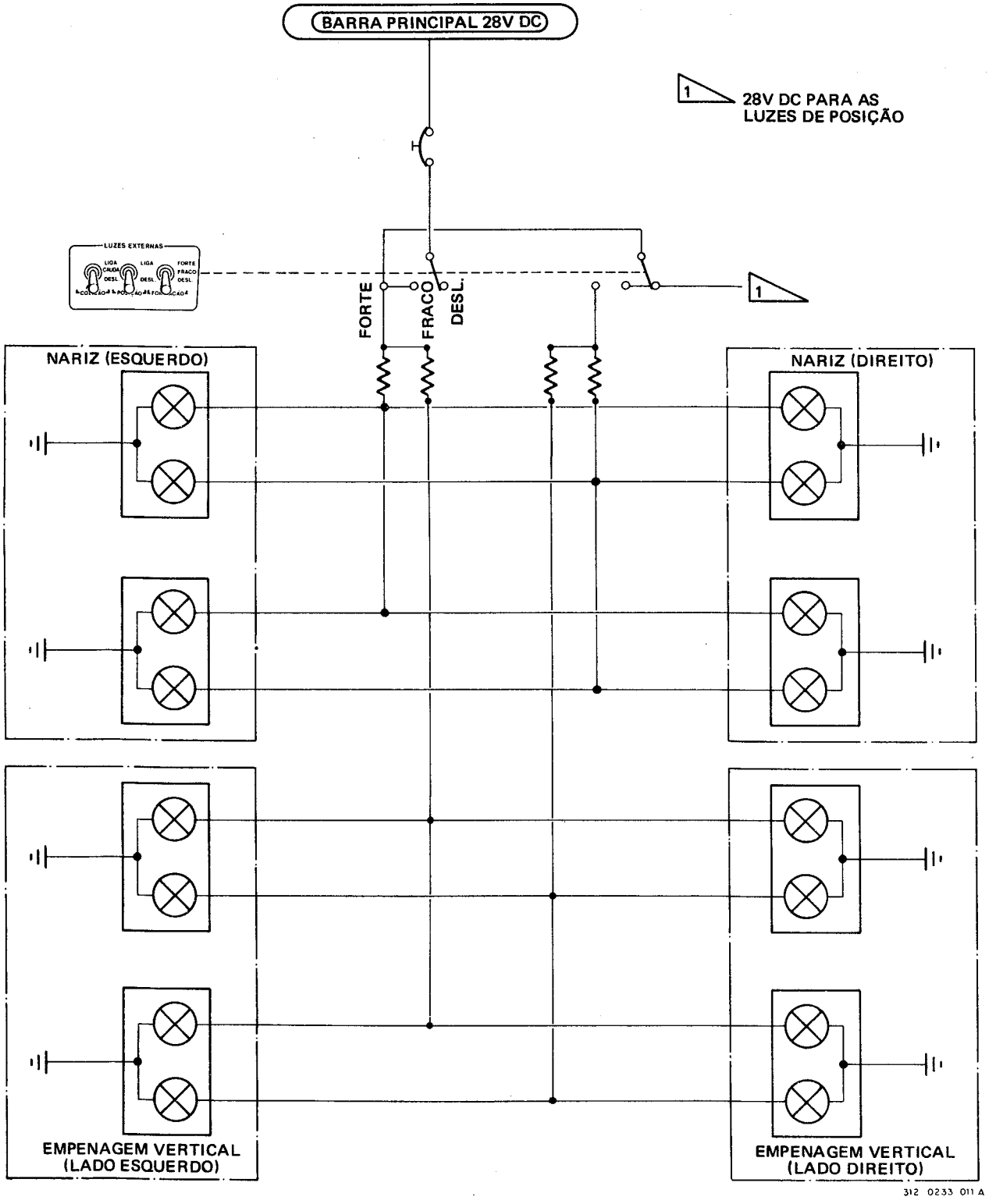


Figura 2-33-11. Sistema das luzes de Formação (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE NAVEGAÇÃO (34 - 00 - 00)

2-34-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-34-1)

O sistema de navegação fornece os recursos de bordo necessários para orientação e auxílio à navegação em rota e descida por instrumentos.
O sistema divide-se em:

- Dados ambientais de vôo (34-10-00)

  É parte do sistema que detecta as condições ambientais e usa os dados para auxiliar a navegação. Inclui as linhas pitot e estática, o velocímetro, o altímetro e o indicador de razão de subida.

- Atitude e direção (34-20-00)

  É parte do sistema que utiliza forças giroscópicas, magnéticas e de inércia. Inclui o sistema de bússola giromagnética, bússola magnética, indicador de atitude e indicador de curva e derrapagem.

- Auxílio para pouso (34-30-00)

  É parte do sistema que fornece orientação para uma aproximação em condição ILS e compõe-se de um receptor "localizer", de um receptor de "glide slope" e de um receptor de "marker beacon", todos agregados numa única unidade.

- Dependentes para determinação de posição (34-50-00)

  É parte do sistema que provê informações para determinar a posição e é principalmente dependente das instalações no solo. Inclui DME, VOR, ADF e transponder.

2-34-1A. EQUIPAMENTOS DE APOIO E MATERIAIS DE CONSUMO

Este parágrafo contém os equipamentos de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção e os testes operacionais dos equipamentos de navegação.
Veja as tabelas 2-34-1 e 2-34-2.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269B	Fonte Externa de Energia Elétrica – FEEE	Equivalente	Fornecer energia elétrica
EMB-00156-001	Bancada Anemométrica	Equivalente	Fornecer Pressão e Vácuo nas linhas Pitot/Estática
NAV-401L	Simulador para teste de VOR/LOC/MB	Equivalente	Fornecer sinais de VOR/ILS
C-24-2	Cronômetro	Equivalente	Verificar indicação de razão de subida ou descida

Tabela 2-34-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Fita Adesiva Scotch	3M 0D3FI	–
Selante	MIL-S-8802	–

Tabela 2-34-2. Material de Consumo

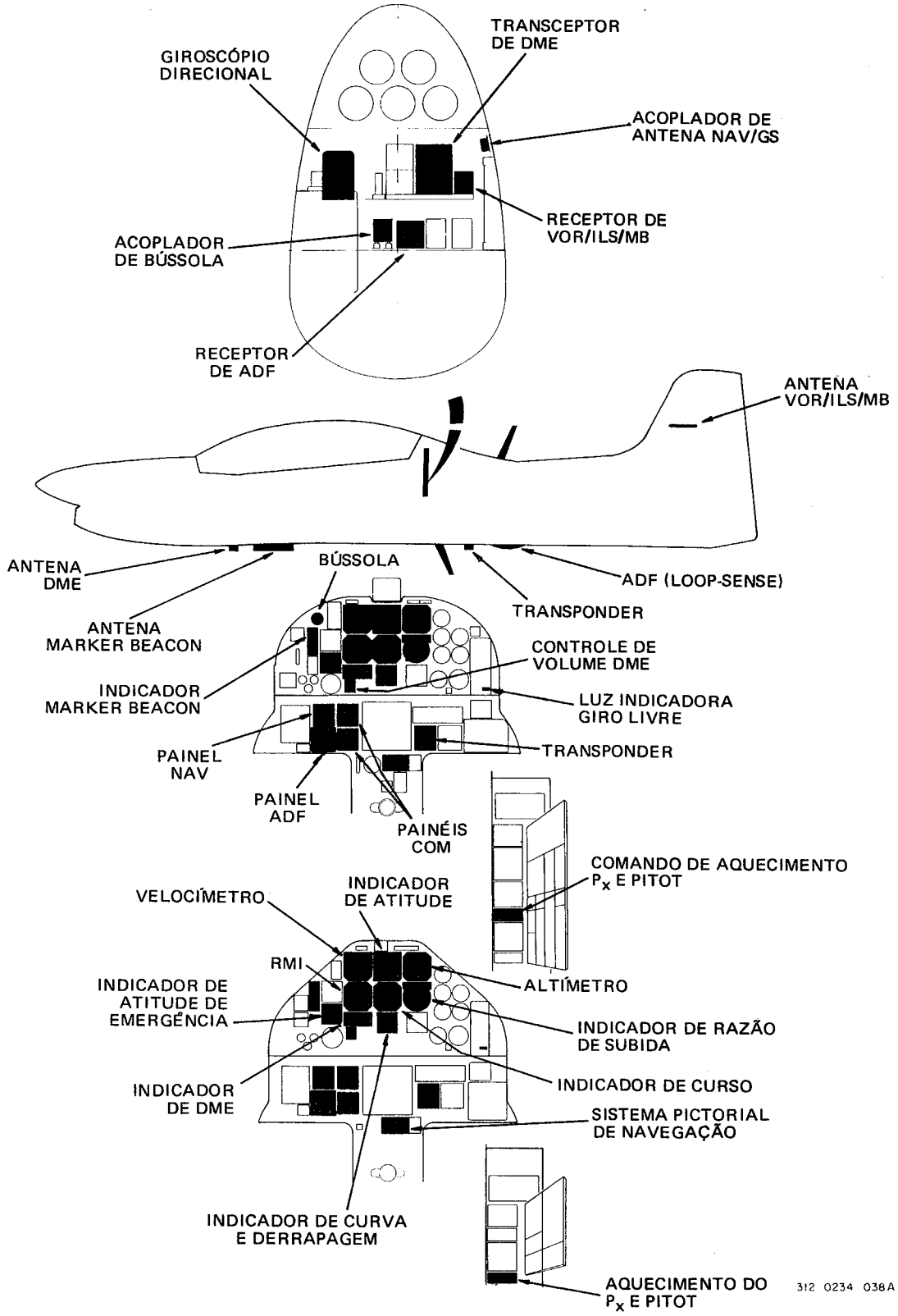


Figura 2-34-1. Localização dos Componentes do Sistema de Navegação

SEÇÃO II
DADOS AMBIENTAIS DE VÔO (34 - 10 - 00)

2-34-2. DESCRIÇÃO (figuras 2-34-2 e 2-34-3)

Este sistema é constituído por duas linhas estáticas e duas linhas de Pitot, todas independentes, destinadas a alimentar dois conjuntos de instrumentos, um no painel dianteiro e outro no painel traseiro.

Cada conjunto de instrumentos é composto de um altímetro, um velocímetro e um indicador de razão de subida.

A parte elétrica deste sistema é formada por um circuito de aquecimento das quatro tomadas estáticas e por dois tubos de Pitot e por um circuito de indicação de funcionamento.

Os referidos circuitos são independentes para cada posto de pilotagem e são alimentados por 28 V DC das barras de emergência e principal.

O par de tomadas estáticas e o tubo de Pitot, este localizado na asa esquerda, correspondente ao posto dianteiro, são ligados à barra de emergência, enquanto que as duas tomadas estáticas e o tubo de Pitot do lado direito (correspondente ao posto traseiro) estão ligados à barra principal.

O comando de aquecimento correspondente a cada posto de pilotagem é efetuado, no respectivo posto, por meio da chave Pitot/estática.

O tubo de Pitot, localizado na asa esquerda, fornece pressão dinâmica para o velocímetro do painel dianteiro, enquanto que o outro, localizado na asa direita, fornece pressão dinâmica para o velocímetro do painel traseiro.

Para cada linha de Pitot existe um dreno, com a finalidade de evitar o retorno da água acumulada. Estes drenos estão localizados na parte inferior da aeronave, entre as cavernas 6 e 7.

Cada tubo de Pitot possui, internamente, uma resistência elétrica destinada ao aquecimento, para evitar a formação de gelo.

O conjunto estático possui duas linhas, uma para os instrumentos do painel dianteiro e outra para os instrumentos do painel traseiro.

Cada linha incorpora duas tomadas estáticas, uma em cada lado da fuselagem, localizadas entre as cavernas 20 e 21.

Esta disposição garante uma autocompensação durante os movimentos laterais da fuselagem, dando a média das pressões obtidas pelas tomadas.

Cada linha estática contém um cilindro amortecedor, localizado entre as cavernas 19 e 20, com a finalidade de eliminar flutuações rápidas de pressão.

As tubulações que ligam as tomadas estáticas aos instrumentos possuem um dreno para evitar o retorno da água acumulada. Este dreno está localizado entre as cavernas 6 e 7.

As tomadas estáticas são dotadas de resistências elétricas para aquecimento, destinadas a impedir a formação de gelo.

O conjunto de instrumentos de cada painel é constituído por:

- VELOCÍMETRO – Existe um em cada painel e possui um dispositivo operado pela pressão diferencial das linhas de pressão estática e dinâmica.

  Os velocímetros possuem, também, uma bandeira de alarme que oscila quando a velocidade da aeronave cair abaixo de 100 nós e os trens de pouso não estiverem travados embaixo.

  Três microcontactores, um em cada trem de pouso, enviam um sinal destinado a recolher a bandeira de alarme quando o trem de pouso estiver travado embaixo.

  Quando houver falta de alimentação no instrumento, a bandeira ficará à vista e soará o alarme intermitente de sobrevelocidade.

  O velocímetro contém dois ponteiros: um simples, que fornece a velocidade indicada do avião e outro, que é composto de um corpo listrado de preto e vermelho, fornece a V.N.E. (Velocidade a nunca exceder). Um semi-arco amarelo, fixo, indica a V.N.O. (máxima velocidade estrutural de cruzeiro).

  Quando o ponteiro de indicação de velocidade coincidir com o ponteiro de V.N.E., será fornecido um sinal sonoro de sobrevelocidade aos tripulantes.

  O velocímetro contém um índice de referência ajustável para a escala, o qual é posicionado por meio de um botão de ajuste, que serve para marcar a velocidade de rotação ou qualquer outra que varie com o peso da aeronave.

  Os valores especificados e as marcações de operação no dial fixo são os seguintes:

  - Arco Branco – 66 a 148 nós.

- Arco Amarelo – 235.5 a 260 nós.

- ALTÍMETRO: Há um em cada painel e encontra-se ligado na linha de pressão estática, sendo que o altímetro instalado no painel dianteiro é do tipo codificador.
  O altímetro codificador cobre uma faixa de altitude de – 1000 pés até + 50.000 pés e o ajuste de pressão de referência pode ser efetuado tanto em milibares como em polegadas de mercúrio.
  Esse altímetro tem a capacidade de codificar a informação de altitude, de modo a permitir o funcionamento do transponder no modo C.
  Esse instrumento possui vibradores elétricos que minimizam os erros de indicação provocados pelo atrito interno do instrumento.
  O mostrador informa a altitude da aeronave numa faixa de – 1000 a + 50.000 pés, sendo que estas informações são dadas através de um contador digital e um ponteiro.
  Cada volta do ponteiro corresponde a 1000 pés indicados pelo contador digital. A escala do instrumento é dividida de 100 em 100 pés e subdividida de 20 em 20 pés.
  O contador digital incrementa valores de 100 em 100 pés, indicando centenas e milhares de pés.
  As pressões são apresentadas em duas aberturas na parte inferior do instrumento, dando a pressão de referência do altímetro em milibares e em polegadas de mercúrio.
  Para variar a pressão de referência e conseqüentemente a indicação do altímetro, basta girar o botão de ajuste. Este botão permite variar a pressão de referência numa faixa de 740 a 1050 milibares.
  A bandeira VIB/COD, localizada no canto superior esquerdo do painel, aparece quando o vibrador está inoperante ou o altímetro não está codificando a informação de altitude para o transponder.
  O altímetro instalado no painel traseiro tem as mesmas características do altímetro do painel dianteiro, exceto que não provê sinais codificados para o transponder. Com isso, a bandeira aparece com a inscrição VIB, quando o vibrador está inoperante.

- INDICADOR DE RAZÃO DE SUBIDA: Existe um em cada painel e encontra-se ligado na linha de pressão estática.
  Indica a razão de subida ou descida do avião, em pés por minuto. Um só ponteiro indica a razão de subida de 0 a 6000 pés por minuto, quando gira no sentido horário, e indica a razão de descida de 0 a 6000 pés por minuto, quando gira no sentido anti-horário.
  O ponteiro deste instrumento deve permanecer em zero quando o avião está parado ou quando em vôo nivelado.
  Para a ajustagem do ponteiro em zero, há no canto esquerdo do indicador um parafuso de ajustagem.

2-34-3. OPERAÇÃO (figura 2-34-4)

Os dois tubos de Pitot fornecem aos velocímetros pressão proporcional à velocidade do avião.
As duas linhas estáticas fornecem pressão-ambiente para os velocímetros, os altímetros e os indicadores de razão de subida.
Uma vez comandado o sistema, uma lâmpada verde com inscrição Pitot/estát. acende, acusando o perfeito funcionamento dos circuitos de aquecimento.
Quando houver falha do mesmo, a lâmpada verde apagará.
Neste caso, é possível diagnosticar se a falha está no tubo de Pitot ou nas tomadas estáticas.
Quando da detecção da falha, deve-se desligar o aquecimento e ligá-lo novamente.
Se a lâmpada verde acender e, após alguns minutos, apagar, o aquecimento das tomadas estáticas do respectivo posto está em pane.
Se a lâmpada verde não acender, a falha do aquecimento está no tubo de Pitot.

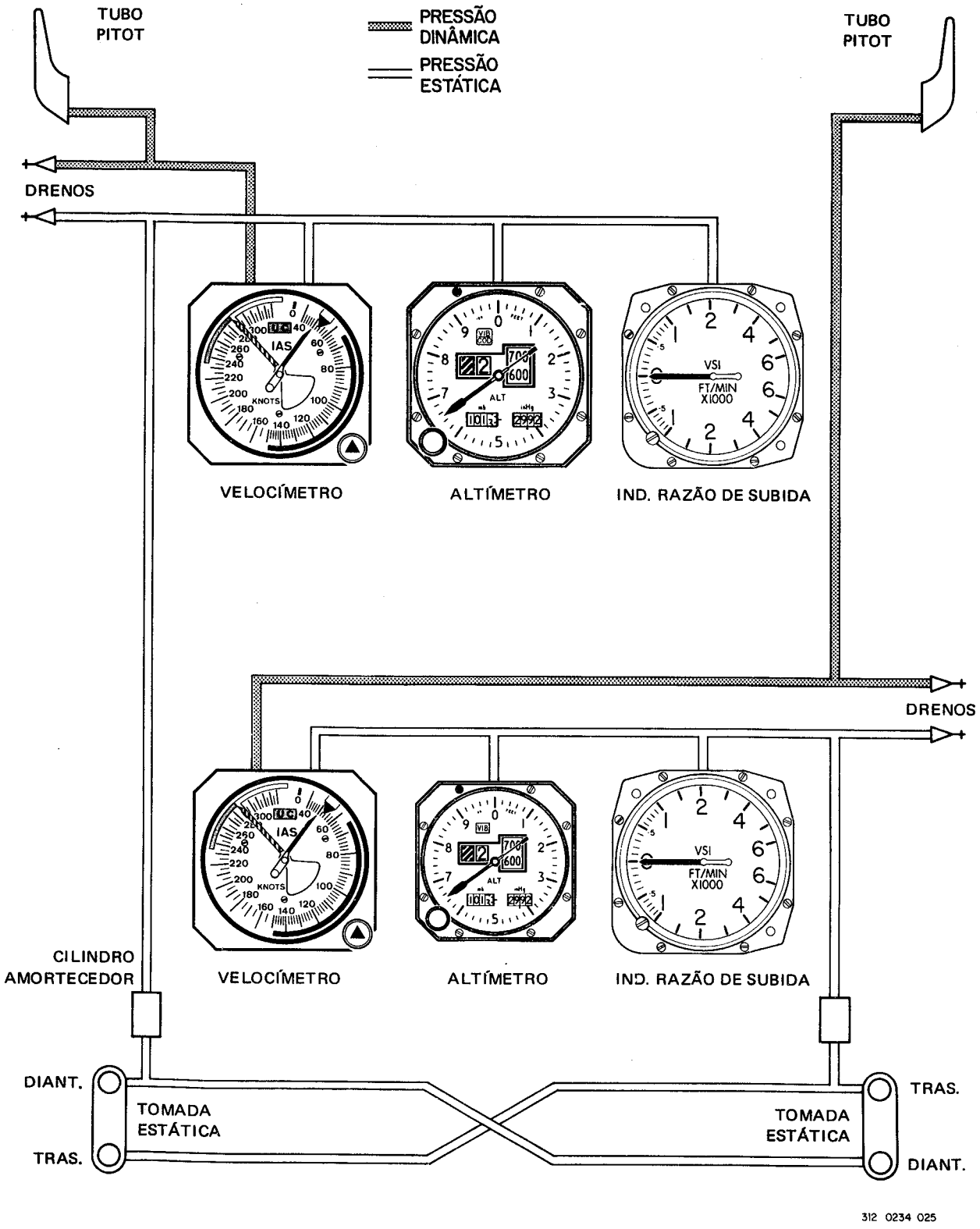


Figura 2-34-2. Sistema do Pitot/Estático (Esquemático)

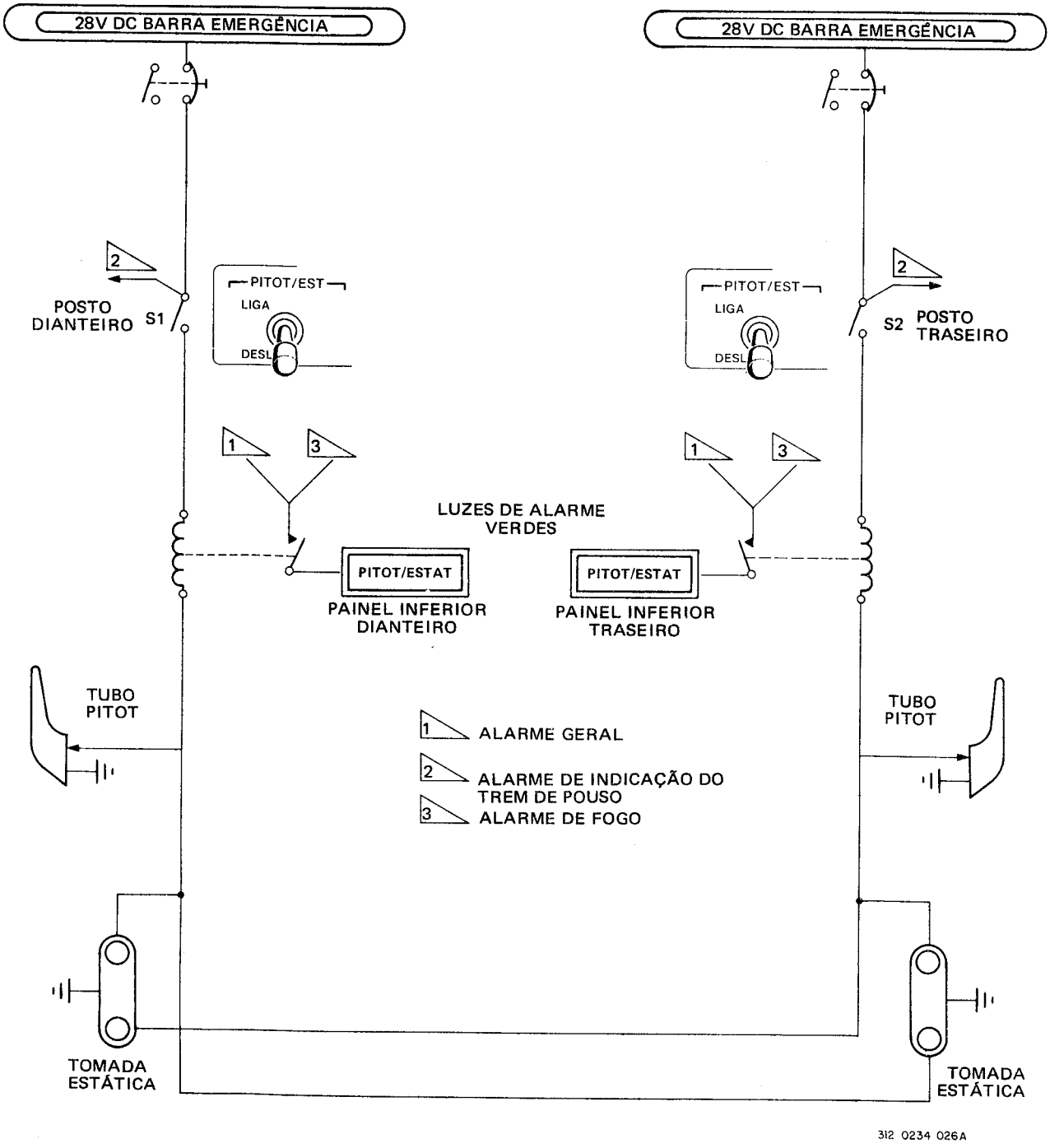


Figura 2-34-3. Diagrama Elétrico do Sistema de Aquecimento Pitot/Estático

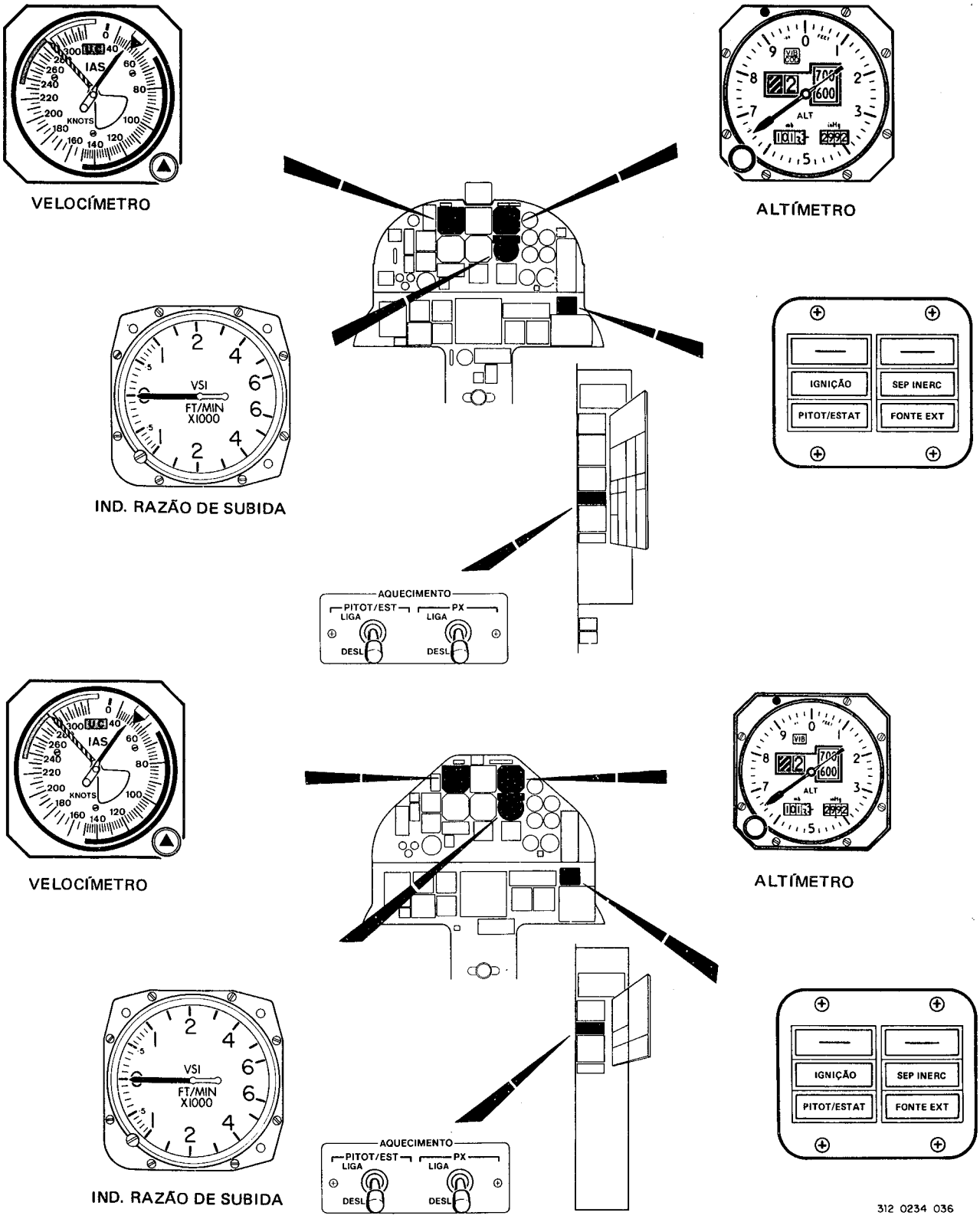


Figura 2-34-4. Componentes do Sistema de Dados Ambientais de Vôo

SEÇÃO II
ATITUDE E DIREÇÃO (34 - 20 - 00)

2-34-4. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE BÚSSOLA GIROMAGNÉTICA (figura 2-34-5)

O sistema de bússola giromagnética fornece a indicação de rumo magnético giroestabilizado, possuindo também recursos para indicar um rumo selecionado manualmente pelo piloto e estabilizado pelo giroscópio.
O sistema é formado por um detector de fluxo, instalado no cone de cauda, um giroscópio, um acoplador de bússola, um amplificador do servo e um adaptador de bandeira HDG, todos localizados no compartimento eletrônico.
A aeronave possui um indicador de curso e um RMI para cada posto.
O sistema envia sinal de rumo magnético para o indicador de curso no posto dianteiro e este, através de um transformador, faz a redistribuição do sinal para os RMI e o outro indicador de curso.
Cada posto possui um painel de controle, por meio do qual os tripulantes podem desacoplar o giroscópio do detector de fluxo, permitindo ao piloto selecionar o rumo manualmente.

O painel de controle do posto dianteiro possui os seguintes controles:

- Interruptor de acoplamento.
- Interruptor SINCR-MAN.

O interruptor de acoplamento possui as posições LIVRE, ACOPL e ACOPL RÁPIDO, cada uma com a seguinte função:

- LIVRE: O sistema opera com o giro direcional livre, desacoplado do detector de fluxo, devendo os tripulantes fazer as correções através do interruptor SINCR-MAN.
- ACOPL: O giroscópio está sincronizado com o campo magnético local, por meio do detector de fluxo.
- ACOPL RÁPIDO: É uma posição momentânea, que comanda o acoplamento rápido para corrigir a precessão do giroscópio causada por manobras do avião ou para uma rápida sincronização do sistema, após ter o mesmo operado em giro livre.

O interruptor SINCR-MAN só tem função quando o interruptor de acoplamento estiver na posição livre.

Possui as posições horário e anti-horário, cada uma com a seguinte função:

- HORÁRIO – O limbo da bússola gira no sentido horário.
- ANTI-HORÁRIO – O limbo da bússola gira no sentido anti-horário.

O painel de controle, situado no posto traseiro, contém somente um interruptor de acoplamento com as seguintes posições:

- NORM: O sistema opera de acordo com os comandos efetuados no posto dianteiro.
- ACOPL RÁPIDO: Posição momentânea, que comanda o acoplamento rápido para corrigir a precessão do giroscópio causada por manobras do avião, ou para uma rápida sincronização do sistema, após ter o mesmo operado em giro livre.

DETECTOR DE FLUXO

O detector de fluxo tem a finalidade de captar a componente horizontal do campo magnético da terra e convertê-la em sinal relativo de referência para o sistema de bússola.

GIROSCÓPIO DIRECIONAL

O giroscópio opera acoplado ao rumo magnético captado pelo detector de fluxo, quando o sistema de bússola estiver sendo utilizado no modo acoplado. Neste modo, o giroscópio conserva o rumo magnético.
No modo desacoplado (livre), o giroscópio funciona como referência fixa de rumo. A liberação é feita por meio do interruptor de acoplamento existente no painel de controle.

ACOPLADOR DE BÚSSOLA

O acoplador de bússola contém os circuitos necessários e os componentes mecânicos que combinam as informações do detector de fluxo com o giro direcional; esta combinação resulta num sinal automático de rumo para o indicador de curso.
Essa unidade contém um servo amplificador, que fornece sinal ao servomotor do indicador de curso. Fornece tam-

bém 26 V DC para o detector de fluxo e para o indicador de curso e ainda 115 V AC para o giroscópio direcional.

Servo amplificador

É uma unidade toda transitorizada, cuja função é amplificar o erro de voltagem proveniente do indicador de curso para um nível suficiente, de modo a acionar o servomotor do cartão de bússola.

Adaptador bandeira HDG

O acoplador de bússola tem capacidade de alimentar somente uma bandeira HDG de um indicador de curso; a finalidade deste instrumento é amplificar o sinal e enviá-lo aos dois indicadores de curso, bem como amplificar o sinal de bússola e enviá-lo aos RMI.
O adaptador bandeira tem a função de cortar a alimentação das bandeiras HDG, quando a alimentação do sistema de bússola cair abaixo do nível fixado.

RMI

Os dois RMIs estão situados um no painel dianteiro e outro no painel traseiro. Recebem sinais do sistema de bússola giromagnética, os quais são usados para orientar os limbos móveis.
Cada RMI contém dois ponteiros: Um de haste simples, que apresenta a marcação magnética da estação VOR/ILS e outro de haste dupla, que indica a marcação magnética da estação de ADF.

Indicador de curso

Os indicadores de curso, situados um no painel dianteiro e outro no painel traseiro, permitem determinar o posicionamento da aeronave por meio de uma representação de vista plana pictorial, com relação a uma estação de VOR/ILS, em função de uma rota selecionada.
O indicador de curso recebe informação do sistema de bússola giromagnética e possui os seguintes elementos:

- Limbo de Bússola – Indica a orientação magnética fornecida pelo detector de fluxo, controlada e estabilizada pelo giroscópio.
- Bandeira HDG – Aparece no mostrador quando houver pane no fornecimento de energia no sistema de bússola ou quando o sistema estiver desligado, de modo a advertir os tripulantes que a indicação de proa magnética não é válida.

2-34-5. OPERAÇÃO (figura 2-34-6)

Operação com o Giroscópio Acoplado

Energizando o sistema, após alguns minutos, os indicadores de curso e os RMI estarão indicando o rumo magnético captado pelo detector de fluxo.
O tempo inicial de sincronização é de, no máximo, alguns segundos.
A sincronização normal processa-se à razão de 3 graus por minuto e a sincronização rápida processa-se à razão de 300 graus por minuto.

Operação com o Giroscópio Desacoplado

Com o giroscópio desacoplado, o rumo dado pelo indicador de curso e pelo RMI não é o rumo magnético e sim o rumo selecionado pelo piloto, por meio do interruptor de acoplamento existente no painel de controle.
A inscrição giro livre, no painel múltiplo de alarmes, irá iluminar, indicando que o sistema está desacoplado.

2-34-6. DESCRIÇÃO DA BÚSSOLA MAGNÉTICA (figura 2-34-7)

A bússola magnética é do tipo convencional de limbo flutuante, graduado de 5 em 5 graus, com iluminação controlada pelo potenciômetro INSTRUMENTOS.
Este instrumento está fixado na parte superior esquerda do painel dianteiro.
Serve como referência na comparação com as indicações da bússola giroscópica.

2-34-7. DESCRIÇÃO DO INDICADOR DE ATITUDE (figura 2-34-8)

Cada posto de pilotagem possui um indicador de atitude e um indicador de atitude de emergência.

INDICADOR DE ATITUDE

O indicador de atitude do posto traseiro é controlado por um painel de controle localizado no posto dianteiro.
Os indicadores de atitude fornecem uma representação visual da atitude de vôo do avião, em relação aos eixos de arfagem e rolamento.
O instrumento apresenta dois campos, um cinza e outro negro, que representam o céu e a terra.
Uma linha-horizonte simulada, solidária a um giroscópio

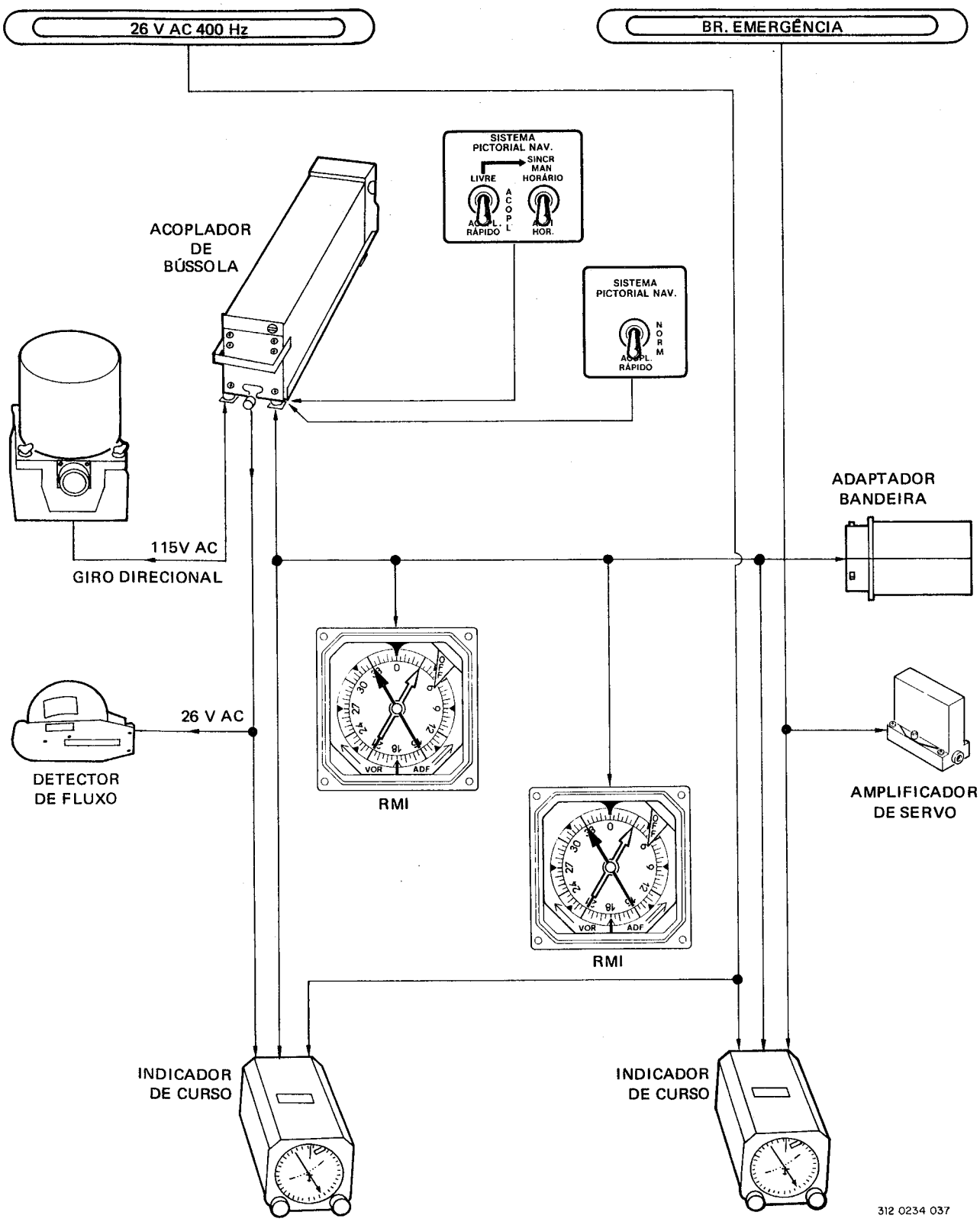


Figura 2-34-5. Sistema de Bússola Giromagnética (Esquemático)

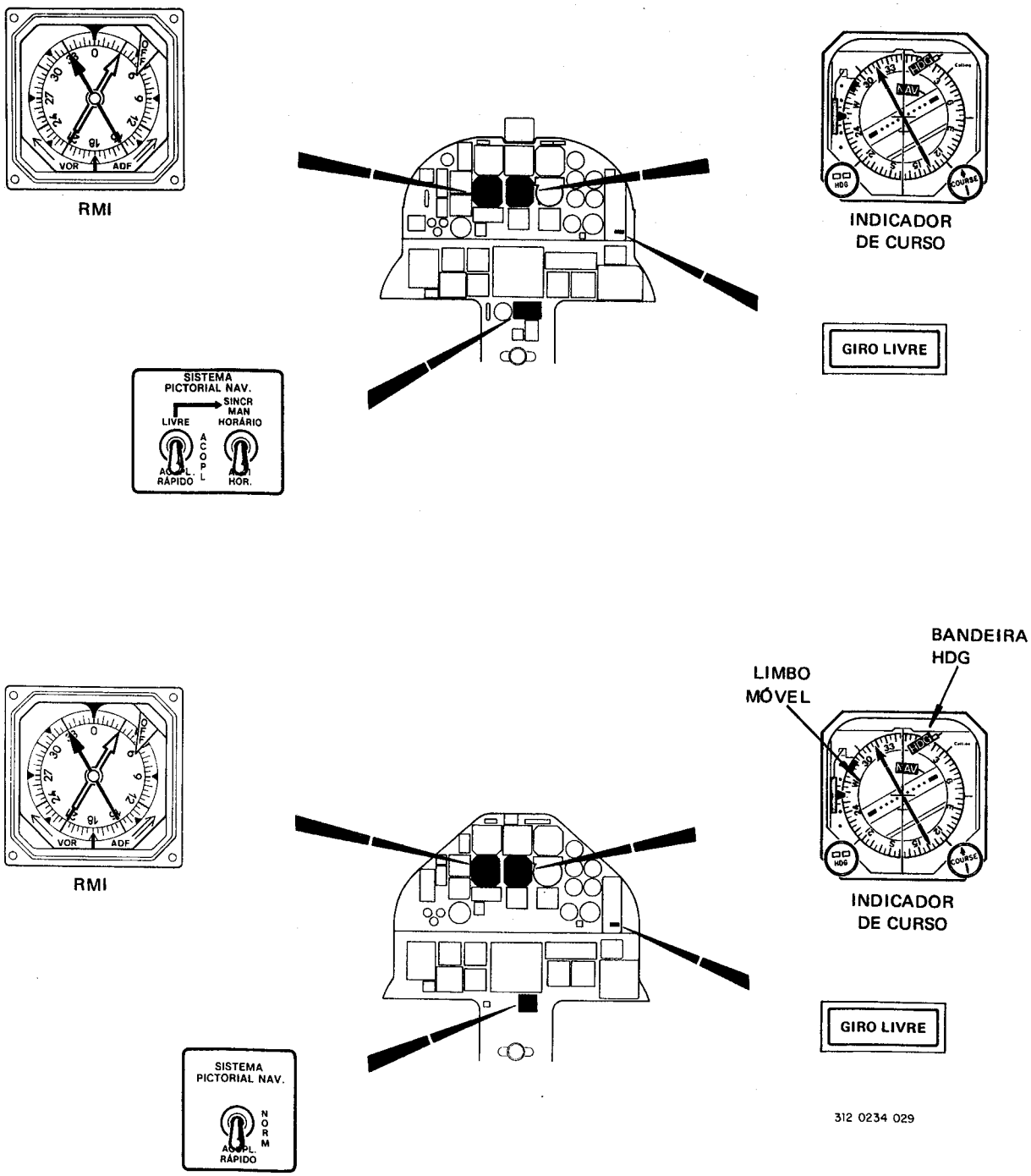


Figura 2-34-6. Componentes do Sistema de Bússola Giromagnética

interno e combinada com uma miniatura do avião, existente no centro do instrumento, permite aos tripulantes obter as informações de atitude.
O instrumento possui uma bandeira listrada que aparece na parte superior direita, sempre que houver falta de energia no mesmo.
A parte inferior direita do instrumento contém um botão que, quando girado, movimenta verticalmente o avião-miniatura. Quando puxado, energiza o sistema de ereção rápida do giroscópio.
O indicador possui uma escala de rolamento e outra de arfagem. A escala de rolamento é graduada de 10 em 10 graus e possui um índice de referência de rolamento. A escala de arfagem varia de − 80 a + 80 graus e é graduada de 5 em 5 graus.
O instrumento possui, também, em sua parte inferior central, um indicador de curva e derrapagem.
A alimentação é fornecida pela barra de emergência de 28 V DC.

INDICADOR DE ATITUDE DE EMERGÊNCIA

Os indicadores de atitude de emergência fornecem uma representação visual da atitude do vôo do avião, com relação ao eixo de arfagem, indicando com as inscrições CLI-MB (subida) e DI-VE (mergulho).
A indicação de rolamento é feita através de uma escala e de um índice de rolamento.
Uma linha-horizonte simulada, solidária a um giroscópio interno e combinada com um avião-miniatura existente no centro do instrumento, permite obter as indicações de atitude.
A bandeira OFF, no lado esquerdo do indicador, aparece sempre que o mesmo não estiver recebendo energia.
Na parte inferior direita do instrumento, existe um botão de ereção e ajuste que, quando girado, movimenta verticalmente o avião-miniatura. Quando puxado, energiza o sistema de ereção rápida do giroscópio e, quando puxado e girado para a direita, posiciona a esfera na posição central.
O indicador recebe alimentação de 28 V DC da barra de emergência.

PAINEL DE CONTROLE DO INDICADOR

No painel de controle, o interruptor indicador de atitude traseiro destina-se a ligar (POSIÇÃO NORMAL) e desligar (POSIÇÃO DESL) o indicador de atitude do posto traseiro.

2-34-8. DESCRIÇÃO DO INDICADOR DE CURVA E DERRAPAGEM (figura 2-34-9)

Cada posto de pilotagem está equipado com um indicador de curva e derrapagem, instalado no painel principal e alimentado por 28 V DC da barra principal.
O instrumento fornece aos tripulantes uma indicação visual das curvas e inclinação da aeronave.
A unidade é formada de duas partes numa mesma caixa: o indicador de curva e o indicador de derrapagem.
O indicador de curva consiste de um giroscópio acionado por corrente contínua, acoplado mecanicamente a um ponteiro.

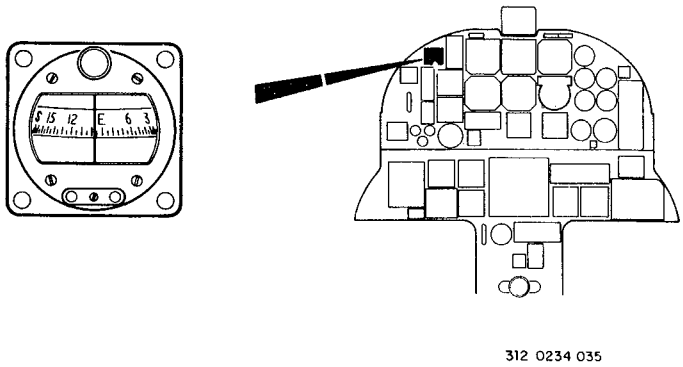


Figura 2-34-7. Bússola Magnética

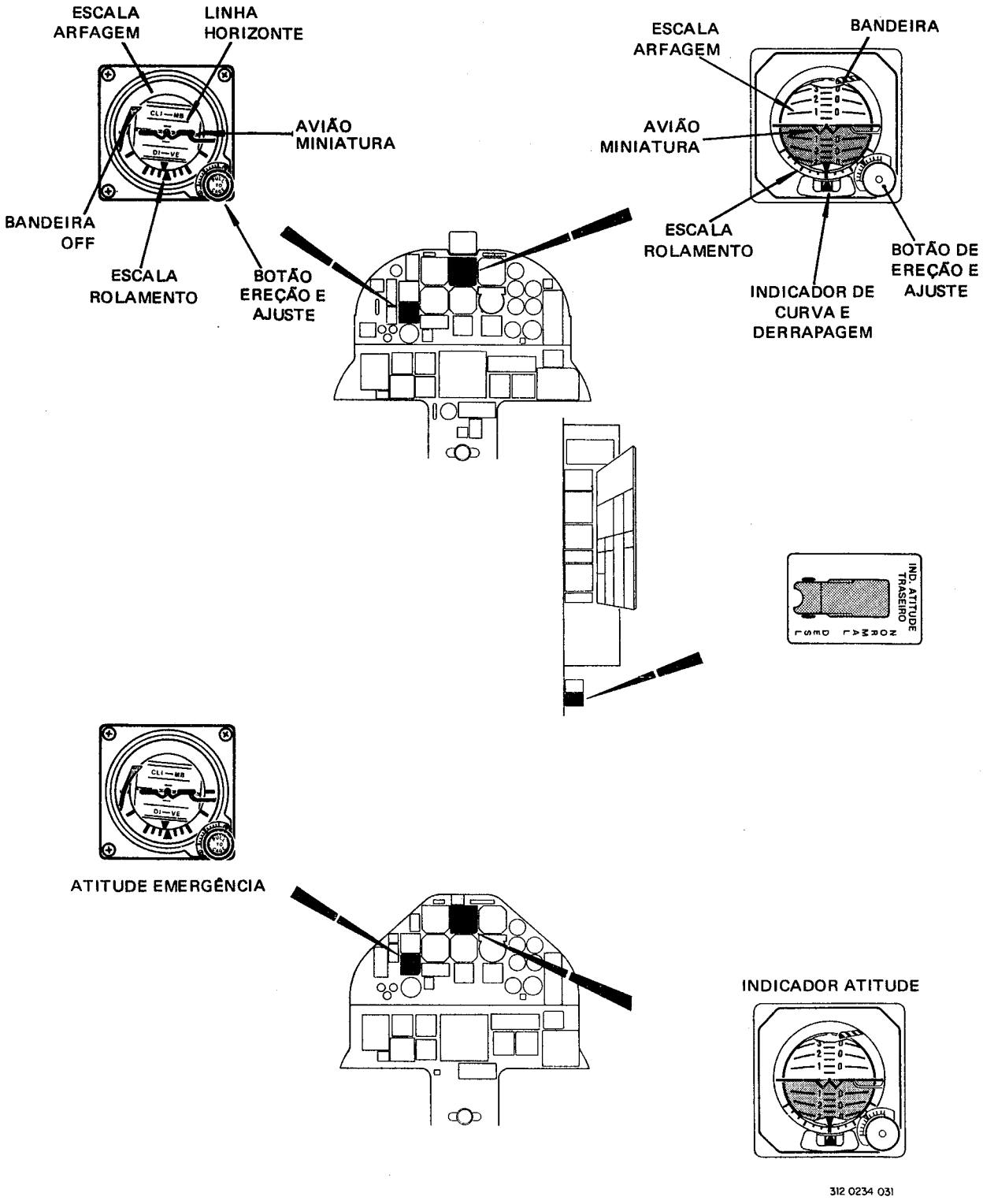


Figura 2-34-8. Indicador de Atitude e Atitude Emergência

Um deslocamento do ponteiro indica que a aeronave está realizando uma curva na direção indicada pela inclinação do mesmo.

Quando o ponteiro cobre o índice lateral, significa que a aeronave está fazendo uma curva-padrão de 360 graus em dois minutos.

Quando o ponteiro fica eqüidistante do índice lateral e do centro, a razão da curva é de 360 graus em quatro minutos.

O indicador de derrapagem é constituído por um tubo curvo, contendo uma esfera imersa em um fluido transparente.

Em vôo nivelado, não sujeito a acelerações laterais, a esfera, por efeito do próprio peso, permanece no centro do tubo.

Quando a aeronave executa uma curva, a esfera fica submetida às forças gravitacional e centrífuga; se a curva for correta, a resultante das duas forças manterá a esfera centrada entre as duas marcas de referência do tubo.

A iluminação do instrumento é de cor branca e é controlada pelo potenciômetro INSTRUMENTOS, localizado no console lateral direito da cabine de pilotagem.

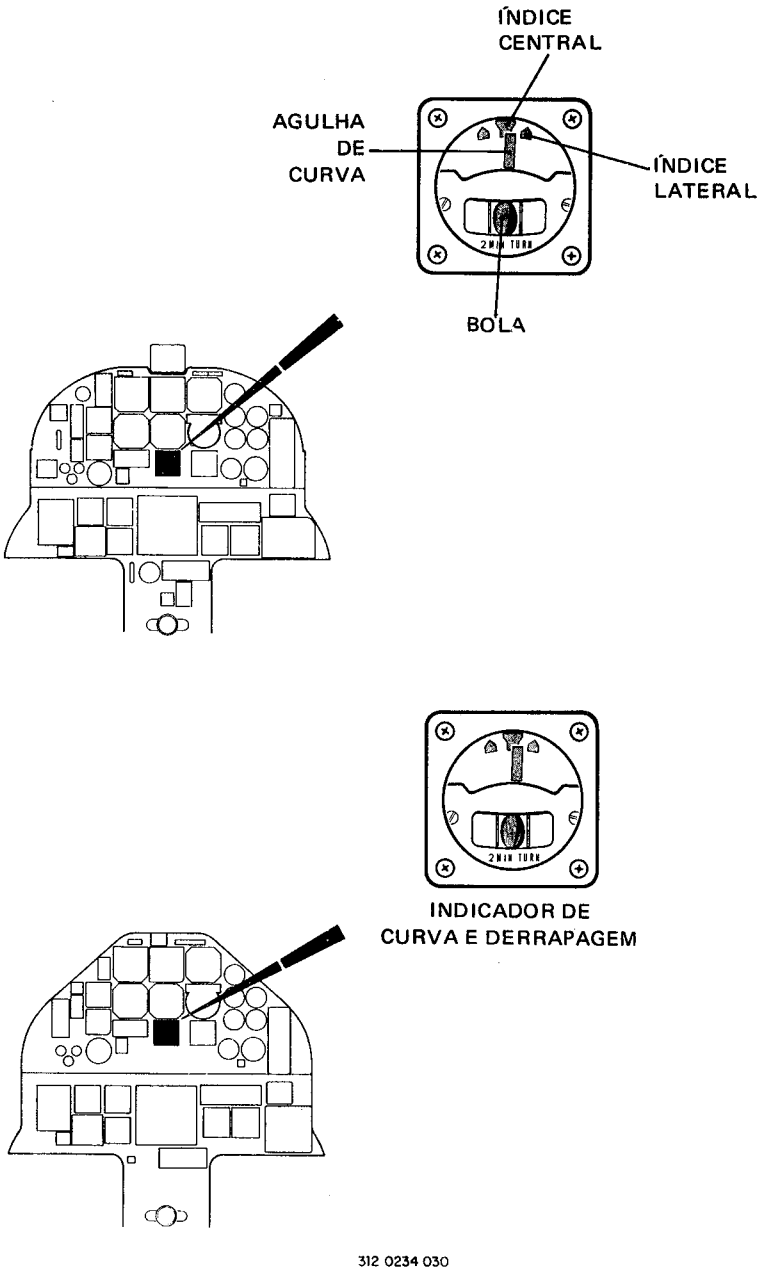


Figura 2-34-9. Indicador de Curva e Derrapagem

SEÇÃO II
AUXÍLIOS PARA POUSO (34 - 30 - 00)

2-34-9. DESCRIÇÃO DO SISTEMA ILS E MB
(figura 2-34-10)

Os sistemas ILS e MB são partes constituintes do VIR-31A, que consiste em uma única unidade, contendo os receptores de VOR, ILS (LOC, GS) e MB.
O sistema ILS (LOC, GS) fornece indicação de desvio da aeronave em relação aos feixes de "localizer" e "glide slope", quando sintonizado numa estação ILS.
O sistema MB fornece indicação sonora e visual da passagem da aeronave sobre estações de radiofarol balizador de 75 MHz.
Estes sistemas são formados pelos seguintes componentes: Receptor VIR-31A, localizado no compartimento eletrônico; dois acopladores de antena para o sistema VOR/ILS, um localizado junto à antena, na empenagem vertical, e outro no compartimento eletrônico; duas antenas VOR/ILS, uma em cada lado da empenagem vertical, e dois indicadores de curso, uma antena de "marker beacon", instalada entre as cavernas 8 e 9; dois conjuntos de luzes indicadoras de "marker beacon", um para cada painel.
O receptor é interligado com o painel de controle do posto dianteiro ou do posto traseiro, dependendo da seleção feita no painel de transferência de rádio.
Os sistemas recebem alimentação das barras de emergência de 28 V DC e de 26 V AC.

RECEPTOR

O receptor de navegação recebe e processa sinais de VOR, "localizer", "glide slope" e "marker beacon", fornecendo indicação de desvio de "localizer" e "glide slope", nível de sinal para as bandeiras de alarme, sinais para as indicações luminosas e sinais de áudio do "marker beacon", "localizer" e VOR.

PAINEL DE CONTROLE NAV

O painel de controle NAV é usado para o controle dos sistemas VOR, ILS e MB. Esse painel está descrito no subcapítulo 34-50-00.

INDICADOR DE CURSO

O indicador de curso apresenta uma vista plana pictorial em relação a uma estação de VOR ou ILS, em função de uma rota selecionada. Os elementos existentes no indicador de curso, com as respectivas funções, estão descritos no subcapítulo 34-50-00.

ACOPLADOR

Esse acoplador é usado em conjunto com a antena VOR/LOC/GS e está localizado na empenagem vertical, próximo à antena.
A sua função é separar os sinais de navegação (VHF) dos sinais de "glide slope" (UHF) e fornecer um casamento de impedância com um mínimo de inserção de perda.

ACOPLADOR DE FASE

Está localizado no compartimento eletrônico e a sua finalidade é acoplar à antena os vários sistemas receptores com o mínimo de inserção de perda.
O acoplador é projetado para fornecer uma distribuição equalizada dos sinais para os diversos sistemas.
Desse modo, uma única antena pode alimentar os sistemas "glide slope" e VOR/LOC.

ANTENA

Uma única antena, localizada na empenagem vertical, é usada para os sistemas VOR/LOC/GS. Possui uma impedância de 50Ω e abrange uma faixa de freqüência de 108 a 118 MHz e 329 a 335 MHz, com um tipo de polarização horizontal.

2-34-10. OPERAÇÃO DO "LOCALIZER"
(figura 2-34-11)

Os sinais captados pela antena são enviados aos acopladores de antena, onde são separados e enviados ao receptor por cabo coaxial.
O receptor de VOR/LOC opera nas freqüências de 108,00

até 117,95 MHz, sendo as freqüências com décimos ímpares de MHz, de 108,00 a 111,95 MHz, usadas na modalidade "localizer".
As indicações de "localizer" são fornecidas pelo indicador de curso, por meio de um índice de proa, uma barra de desvio lateral e uma bandeira NAV. Um sinal de áudio correspondente à estação sintonizada é apresentado pelos fones.

2-34-11. OPERAÇÃO DO "GLIDE SLOPE" (figura 2-34-11)

Selecionando uma freqüência de "localizer", a freqüência correspondente de "glide slope"é automaticamente selecionada. A faixa de freqüência é de 329,15 a 335,00 MHz, com 40 canais espaçados a cada 150 kHz.
As indicações de desvio são feitas por um ponteiro e uma escala de "glide slope", existentes no indicador de curso. Quando houver ausência do sinal de "glide slope", aparece uma bandeira negra de aviso.

2-34-12. OPERAÇÃO DO "MARKER BEACON" (figura 2-34-11)

A antena do "marker beacon" está situada na parte inferior da aeronave e é independente da antena VOR/LOC/GS. Os sinais recebidos são de 75 MHz de tom modulado em amplitude por 400, 1300 e 3000 Hz.
O receptor converte os tons modulados em potência para acender as luzes indicadoras, distintas para cada freqüência, e para dar um tom audível nos fones, de acordo com a seguinte tabela:

Estação – Saída visual – Saída de áudio

Aerovia – Luz branca – Freqüência 3000 Hz

Externo – Luz azul – Freqüência 400 Hz

Intermediário – Luz âmbar – Freqüência 1300 Hz

O sistema "marker beacon" é usado durante as descidas ILS, para acusar pontos de verificação ao longo da trajetória de descida.

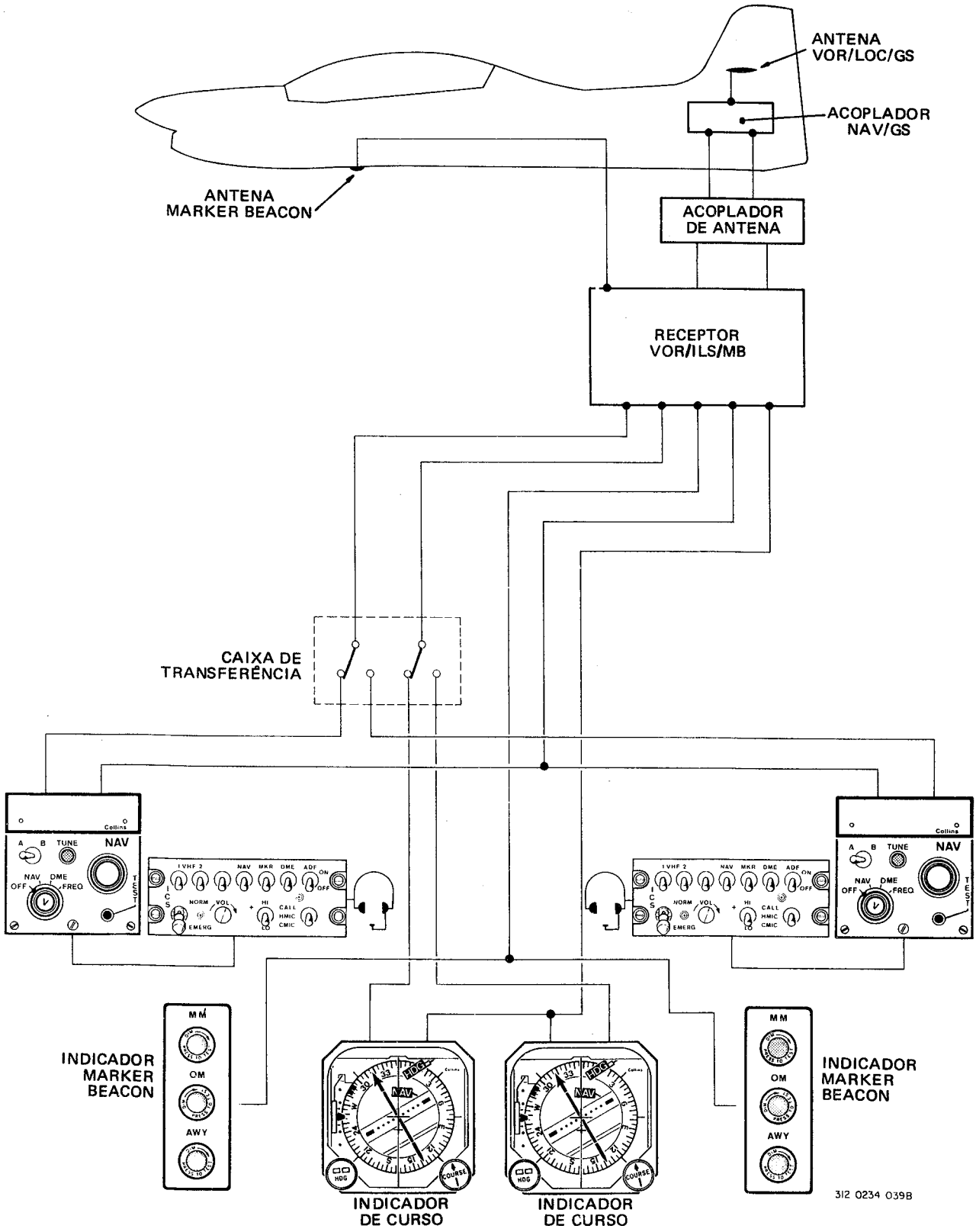


Figura 2-34-10. Sistema ILS (LOC-GS) MB (Esquemático)

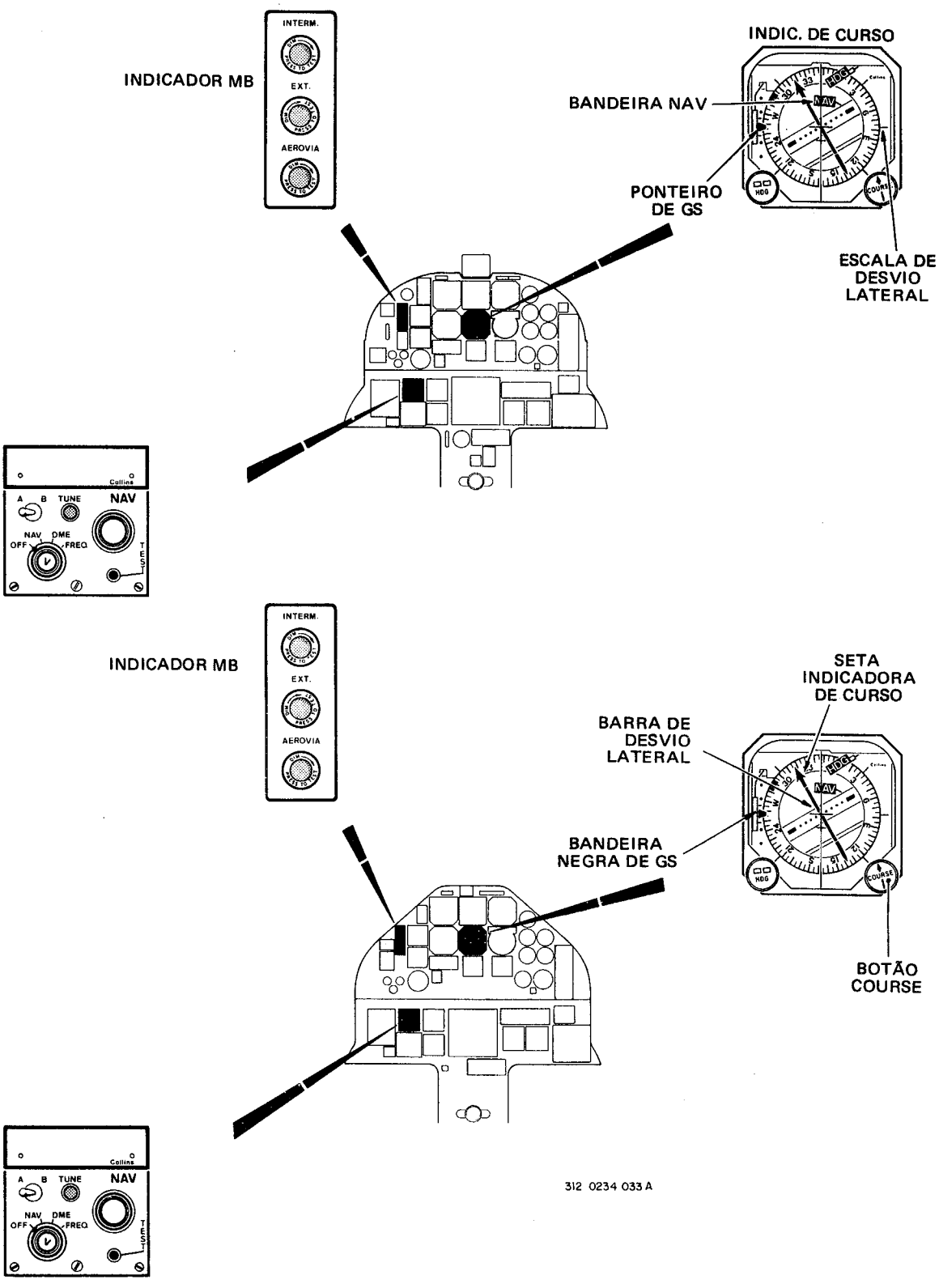


Figura 2-34-11. Componentes do Sistema ILS/MB

SEÇÃO II
DEPENDENTES PARA DETERMINAÇÃO DE POSIÇÃO (34 - 50 - 00)

2-34-13. DESCRIÇÃO DO SISTEMA VOR (figura 2-34-12)

O sistema VOR é constituído de um receptor VIR-31A, que consiste de uma única unidade, contendo os receptores de VOR, ILS(LOC,GS) e MB.
O receptor de VOR/ILS/MB é interligado com o painel de controle do posto dianteiro ou do posto traseiro, dependendo da seleção feita no painel de transferência de rádio.
O receptor está localizado no compartimento eletrônico e é acoplado a uma antena VOR/LOC bipartida, instalada na empenagem vertical. São usados dois acopladores de antena, um instalado nas proximidades da antena, na empenagem vertical, e outro no compartimento eletrônico.
O sistema VOR fornece indicação visual, através de um indicador de curso e um RMI instalados em cada posto de pilotagem, além de um sinal de áudio identificador da estação de VOR sintonizada.
O sistema VOR, em conjunto com o sistema de bússola giromagnética, fornece as seguintes informações:

- Determinação de radiais TO-FROM e desvio da aeronave em relação a uma estação de VOR sintonizada.
- Indicação de ausência de recepção ou da não-confiabilidade dos sinais de VOR recebidos.
- Indicação da ausência do sinal de rumo magnético fornecido pelo sistema de bússola giromagnética.
  O sistema é alimentado pelas barras de emergência de 28 V DC e de 26 V AC.

Painel de Controle NAV

O painel de controle NAV é usado para controle dos sistemas VOR/ILS/MB e DME. Os controles existentes no painel são os seguintes:

Chave Seletora de Modos

É uma chave rotativa de quatro posições, cada uma com a seguinte função:

- OFF: Desenergiza o sistema.
- NAV: Energiza o sistema NAV (VOR, GS, MB).
- DME: Energiza o sistema DME, além de manter energizado o sistema NAV.
- FREQ: Com o sistema DME operando no modo HLD e o sistema NAV sintonizado em uma freqüência diferente, permite a apresentação da freqüência em que o DME se encontra sintonizado.

Chave Seletora de Freqüência

É constituída por dois botões concêntricos; o extremo seleciona as unidades e dezenas de MHz e o interno seleciona os décimos e centésimos de MHz.

Chave A/B

É um interruptor de duas posições que permite apresentar no mostrador a freqüência ativa ou a freqüência pré-selecionada. A apresentação da freqüência ativa é sempre de modo contínuo, enquanto que a freqüência pré-selecionada é mostrada de modo intermitente.

Interruptor de Pressão/Lâmpada "TUNE"

Quando aceso, indica que o sistema DME está fornecendo indicação referente à estação cuja freqüência ativa está no mostrador.
Quando pressionado, faz com que o receptor fique sintonizado na freqüência apresentada no mostrador, isto é, permite trocar a freqüência pré-selecionada para a ativa e vice-versa.

Interruptor de Pressão TEST

Quando pressionado, ativa a função TESTE do sistema VOR/ILS, que produz um sinal audível na freqüência de 30 Hz.
As luzes do MB ficam piscando e os ponteiros simples dos RMI indicarão a posição relativa de 90 graus.

Indicador de Curso

O indicador de curso apresenta uma vista plana pictorial em relação a uma estação de VOR ou ILS, em função de uma rota selecionada. Os elementos no indicador de curso, com as respectivas funções, são os seguintes:

- Linha de Fé.
  Indica a proa magnética em que está a aeronave.

- Bandeira HDG.
  Aparece quando há falha no suprimento elétrico da seção de bússola giromagnética ou quando o sistema está todo desenergizado, indicando que a proa magnética não é válida.
- Índice Seletor de Proa.
  Posicionado pelo botão HDG, fornece ao piloto uma referência da proa a ser mantida.
- Bandeira NAV.
  Aparece sempre que o receptor VOR/ILS não recebe sinais apropriados. Nesse caso, a indicação da barra de desvio, com relação à seta indicadora da proa, não é válida.
- Limbo de Bússola.
  É um cartão rotativo, contendo os pontos cardeais e recebe orientação do sistema de bússola giromagnética.
- Avião-Miniatura.
  Representa o avião real (avião simbólico estacionário) e aponta sempre para a linha de fé.
- Botão "Course".
  Pelo posicionamento adequado da seta de curso no limbo de bússola, serve para selecionar a radial desejada de uma estação VOR ou o Curso de "localizer" de uma estação ILS.
- Seta de Curso.
  É posicionada pelo botão "course" e serve para indicar no limbo de bússola, a radial ou o curso de aproximação selecionado.
- Ponteiro de Curso Recíproco.
  É o extremo traseiro da seta de curso, que aponta o curso recíproco selecionado.
- Barra de Desvio Lateral.
  É o segmento central da seta de curso. Simboliza a radial de VOR ou o curso do localizador de ILS. A posição do avião, relativamente a uma radial ou a um curso de localizador, é representada pela posição do avião-miniatura em relação a esta barra.
  Quando o avião está sobre a radial ou sobre o curso do localizador selecionado, a barra de desvio lateral fica alinhada com a seta de curso.
- Escala de Desvio Lateral.
  Cada ponto desta escala indica, aproximadamente, 2° de desvio em relação à radial selecionada ou 0,5° de desvio em relação ao curso do localizador.
- Botão HDG.
  Permite ajustar, na periferia do limbo de bússola, o índice seletor de proa em frente ao valor de proa a ser voado.
- Ponteiro TO-FROM (DE-PARA).
  Indica qual das extremidades da seta de curso está apontada para a estação de VOR.
- Janela da Trajetória de Planeio.
  Quando o receptor de navegação está sintonizado numa estação de ILS e os sinais da trajetória de planeio são apropriados, um ponteiro e uma escala de desvio aparecem nesta janela.
  Com o receptor inoperante, ou ligado mas recebendo sinais incorretos de planeio, o ponteiro e a escala desaparecem, ficando a janela coberta por um setor negro (bandeira negra).
- Ponteiro da Trajetória de Planeio.
  Esse ponteiro aparece na janela da trajetória de planeio quando o receptor está sintonizado em uma estação ILS e indica a posição da trajetória de planeio em relação ao avião. Cada ponto da escala representa um desvio de, aproximadamente, 0,35 graus.

Indicadores Radiomagnéticos – RMI

Os indicadores recebem sinal do sistema de bússola giromagnética, fornecendo o rumo magnético que é indicado em um limbo móvel.
Os sinais de VOR fornecem a marcação magnética da estação de VOR, através do ponteiro simples do RMI, antena e acopladores de antena.
Estes instrumentos estão descritos na seção 34-30-00.

2-34-14. OPERAÇÃO DO SISTEMA VOR (figura 2-34-13)

O receptor de VOR/LOC opera numa faixa de freqüência de 108,00 a 117,95 MHz, com espaçamento de 50 kHz, sendo que as freqüências com décimos ímpares de MHz, de 108,00 a 111,95 MHz, são usadas para a modalidade "localizer".
Sintonizando uma freqüência de "localizer", a freqüência correspondente de "glide slope" é automaticamente sintonizada.
Os sinais de VOR/LOC são recebidos pela antena de navegação bipartida, instalada no estabilizador vertical; esta antena contém um acoplador nas suas proximidades.
Os sinais recebidos pela antena são introduzidos neste acoplador e enviados, através de cabos coaxiais, a outro acoplador, instalado no compartimento eletrônico, que fornece ao receptor os sinais de VOR e "localizer".

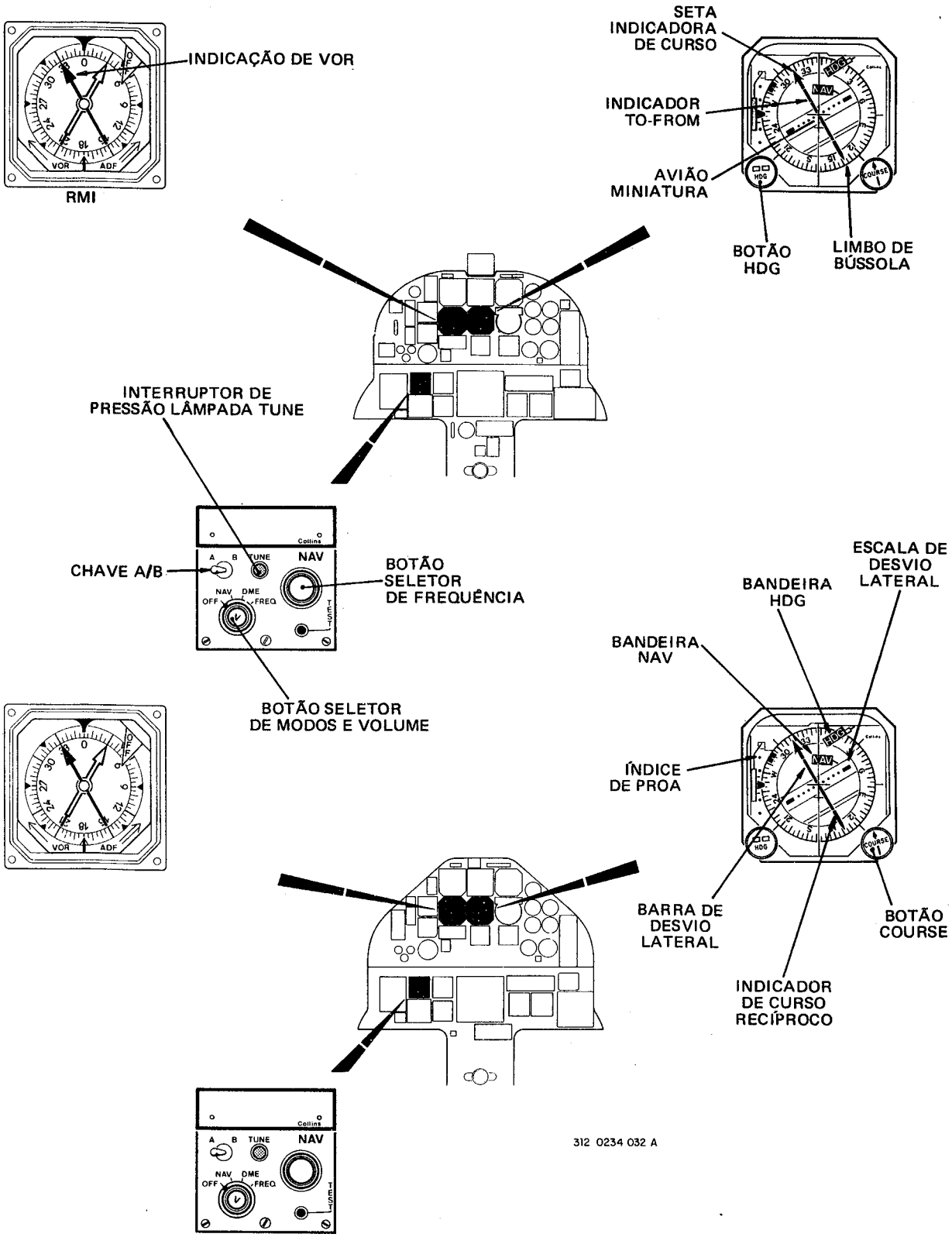


Figura 2-34-12. Componentes do Sistema VOR

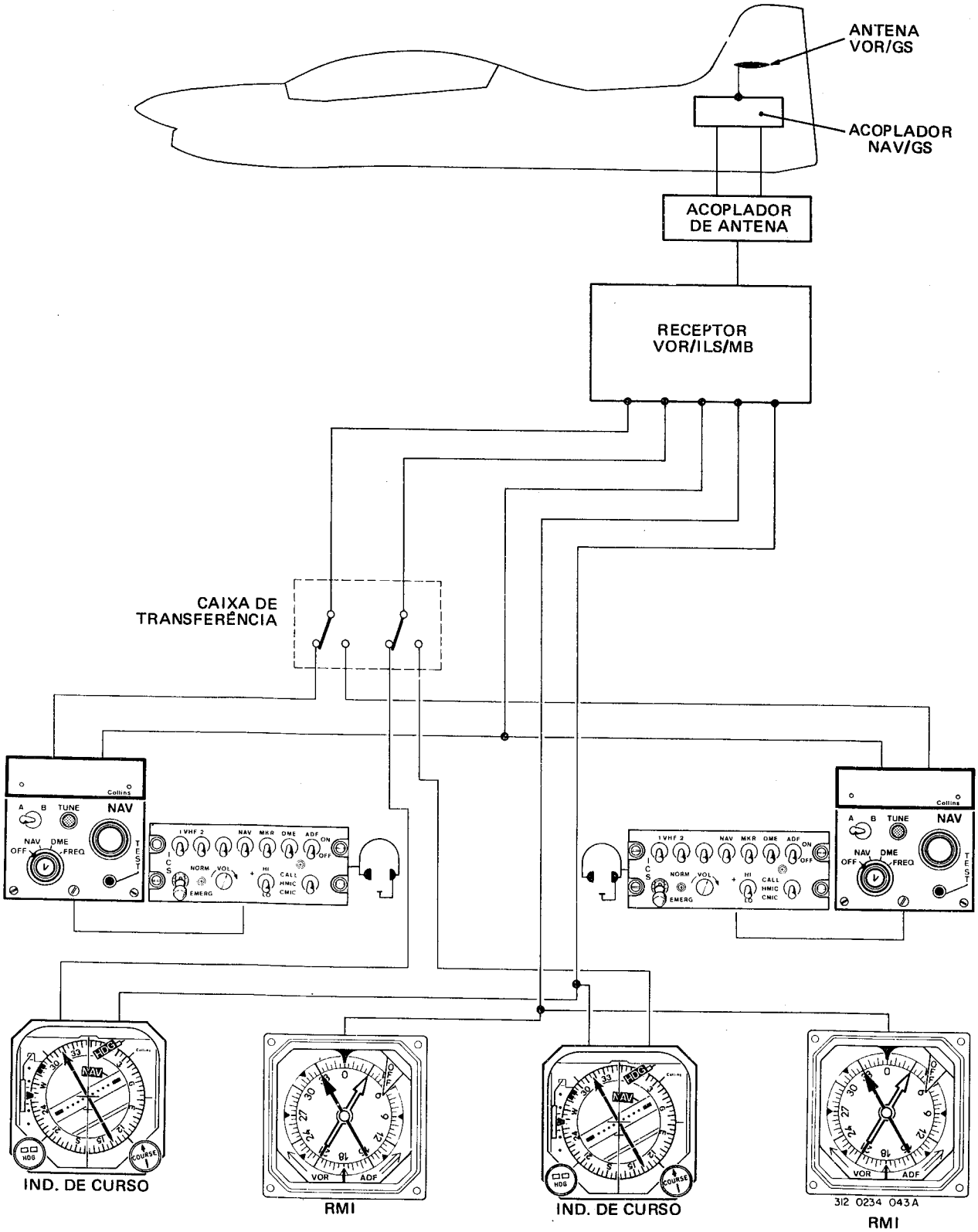


Figura 2-34-13. Sistema VOR (Esquemático)

Os sinais de VOR são representados nos indicadores de curso e nos RMI.

2-34-15. DESCRIÇÃO DO SISTEMA ADF (figura 2-34-14)

O sistema ADF indica a direção e o sentido das estações de rádio sintonizadas e permite a recepção auditiva dos sinais modulados em amplitude.
A faixa de freqüência abrangida é de 200 a 1750 kHz, com espaçamento de 1 kHz.
O sistema é composto de um receptor de ADF, localizado no compartimento eletrônico, uma antena "loop e sense", localizada na parte inferior da aeronave entre as cavernas 19 e 20, dois painéis de controle de ADF e dois RMI.
O receptor de ADF é interligado com o painel de controle de ADF do posto dianteiro ou do posto traseiro, dependendo da seleção feita no painel de transferência.
As informações de ADF são fornecidas através do ponteiro duplo dos RMI.
A alimentação para o ADF é fornecida pela barra de emergência de 26 V AC.
Este sistema pode ser usado com as seguintes finalidades:

- Como radiogoniômetro, para fornecer indicações contínuas de rumo magnético das estações sintonizadas, por meio do ponteiro duplo dos RMI.
- Como receptor auditivo de navegação, para ser utilizado para obter dados de navegação das estações de radiofaixa.
- Como receptor convencional, para a recepção auditiva dos sinais modulados em amplitude na faixa de freqüência abrangida.

Painéis de Controle de ADF

Os painéis estão situados um no posto dianteiro e outro no posto traseiro da aeronave e possuem os seguintes elementos:

- Chave seletora de modos:
  Está situada na parte inferior esquerda e possui as seguintes funções:
  - OFF: Desenergiza o sistema.
  - ANT: Liga o receptor à parte "sense" da antena (não direcional). O ADF funciona como um receptor convencional e é usado também para a recepção de sinais auditivos das estações de radiofaixa. O ponteiro duplo dos RMI fica na posição 270 graus.
  - ADF: Liga o receptor à parte "loop" da antena (direcional). O ADF funciona como radiogoniômetro automático, mostrando, através dos RMI, o rumo magnético da estação sintonizada.
  - TONE: Liga o oscilador de batimento do receptor, para modular os sinais CW recebidos. Um tom de 1000 Hz é ouvido.
- Chave Seletora de Freqüências.
  Está situada na parte superior direita do painel e destina-se à seleção da freqüência ativa, por meio de dois botões concêntricos. O botão externo seleciona os milhares e centenas de kHz, enquanto que o interno seleciona as dezenas, unidades e décimos de kHz, espaçados de 0,5 kHz.
- Interruptor A/B.
  Permite, dependendo da posição, apresentar no mostrador a freqüência ativa ou a freqüência pré-selecionada.
  A apresentação da freqüência ativa é feita sempre de modo contínuo, enquanto que a pré-selecionada é apresentada de modo intermitente.
- Interruptor de Pressão TUNE.
  Quando pressionado, faz com que o receptor fique sintonizado na freqüência apresentada no mostrador.
- Interruptor de Pressão TEST.
  Quando pressionado, faz com que o ponteiro duplo do RMI se posicione a 90 graus (sentido anti-horário) da estação sintonizada e um tom de 1000 Hz é apresentado nos fones.

Indicadores Radiomagnéticos – RMI

Os dois RMI possuem os seguintes elementos:

- Seta de referência – Indica a proa magnética do avião.
  Ponteiro de ADF – Indica o sentido da estação de ADF sintonizada.
- Bandeira OFF – Torna-se visível toda vez que for perdida a sincronização com o sistema de bússola giromagnética ou quando a informação de proa não for confiável.
- Limbo de bússola – É orientado em relação ao norte magnético e destina-se a indicar a proa magnética do avião.

2-34-16. OPERAÇÃO DO SISTEMA ADF (figura 2-34-15)

A freqüência selecionada no painel de controle de ADF é

captada pela antena "sense" (não direcional) ou "loop" (direcional) e é enviada para o receptor.
Quando o sistema está operando no modo ANT, os sinais, após processados no receptor, são enviados ao sistema de áudio do avião.
Quando o sistema está operando no modo ADF, os sinais, após serem processados, são enviados para os ponteiros duplos dos RMI e para o sistema de áudio.

2-34-17. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DME (figura 2-34-16)

O sistema DME mede a distância entre o avião e uma estação de terra e apresenta esta distância, em milhas náuticas, no indicador de DME.
Esse indicador apresenta também a velocidade verdadeira de aproximação, em nós, e o tempo que falta para atingir a estação, em minutos.
Selecionando no painel de controle NAV a posição DME, o sistema é energizado e sintonizado na freqüência que se encontra no painel; desse modo, fica sintonizada a estação de VOR correspondente.
O transceptor de DME é interligado ao painel de controle do posto dianteiro ou do posto traseiro, dependendo da seleção feita no painel de transferência de rádio.
Imediatamente após o sistema ter sido sintonizado numa estação DME, há um período de busca de aproximadamente um segundo, durante o qual o indicador não fornece informação, até que seja encontrada a distância correta.
O sistema possui um alcance de operação de 0 a 250 milhas náuticas (0 a 463 km), conforme a altitude do avião.
O sistema recebe alimentação da barra principal de 28 V DC e compreende os seguintes componentes: Um transceptor de DME, localizado no compartimento eletrônico, e uma antena DME, fixada entre as cavernas 6 e 7.
Existe um indicador de DME e um painel de controle de volume para cada posto de pilotagem.
É possível selecionar, nos indicadores, informações diferentes; porém as informações nos dois indicadores serão relativas a uma mesma estação de DME.
Nos painéis de controle NAV estão os controles do sistema DME, que são os seguintes:

Chave Seletora de Modos

Esta chave encontra-se na parte inferior esquerda do painel, com as seguintes posições:

- OFF: Desenergiza o sistema.
- NAV: Energiza o sistema NAV (VOR, GS), MB.
- DME: Energiza o sistema DME.
- FREQ: Estando o indicador de DME no modo HOLD e o VOR sintonizado numa freqüência diferente do DME, é apresentada no mostrador a freqüência em que o DME se encontra sintonizado.

Interruptor de Pressão/Lâmpada TUNE

Quando a lâmpada TUNE está acesa, indica que o DME está sob o controle deste painel.
Quando pressionado, o receptor fica sintonizado na freqüência apresentada no mostrador.

Unidade Indicadora de DME

Essa unidade é do tipo de leitura digital, possuindo uma tela na parte superior que indica a distância, a velocidade ou o tempo.
A leitura de velocidade é dada de 80 a 990 nós e o tempo é de 0 a 99 minutos.
A leitura de velocidade ou tempo só terá significado quando o avião estiver aproado diretamente para a estação.
Essa unidade possui os seguintes controles:

- Interruptor TEST.

  Permite a verificação inicial do transceptor, para a calibração adequada da distância.

- Interruptores NM, MIN, KTS.

  Estes interruptores estão situados na parte inferior do indicador. Com o interruptor MIN pressionado, a tela fornece a indicação do tempo que falta para atingir a estação.
  Pressionando o interruptor KTS, a tela fornece a indicação da velocidade verdadeira de aproximação.
  Com o interruptor NM pressionado, há indicação da distância entre o avião e a estação.

- Botão DIM – Permite variar a intensidade luminosa da tela.
- Botão N-H – Na posição Normal (N), o DME opera acoplado à estação VOR. Na posição Hold (H), permite sintonizar outra estação de VOR, sem alterar a freqüência do DME.

Painel de Controle de Volume do DME

Esse painel possui um botão de volume, com finalidade de controlar o volume do DME de cada posto.

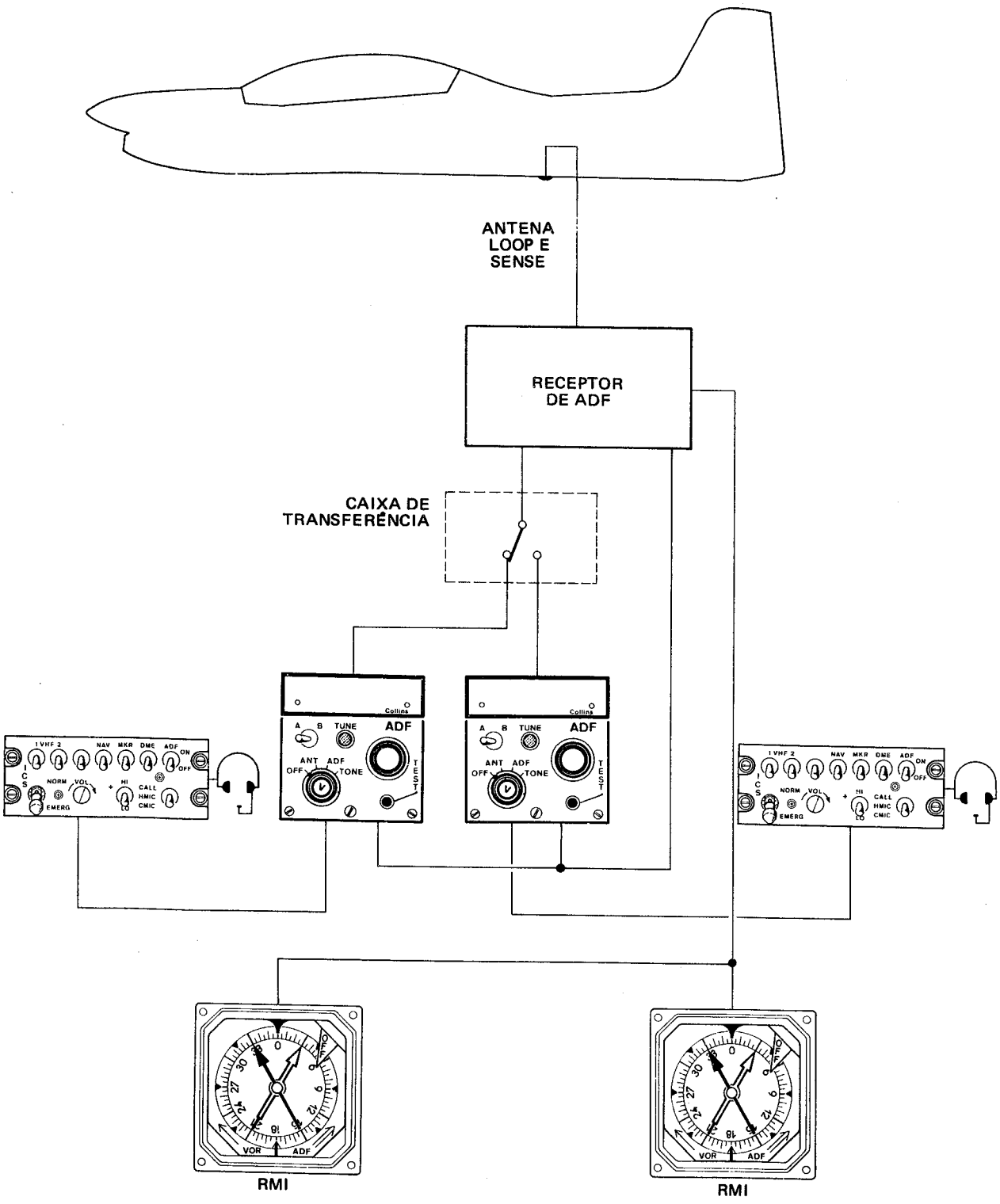


Figura 2-34-14. Sistema de ADF (Esquemático)

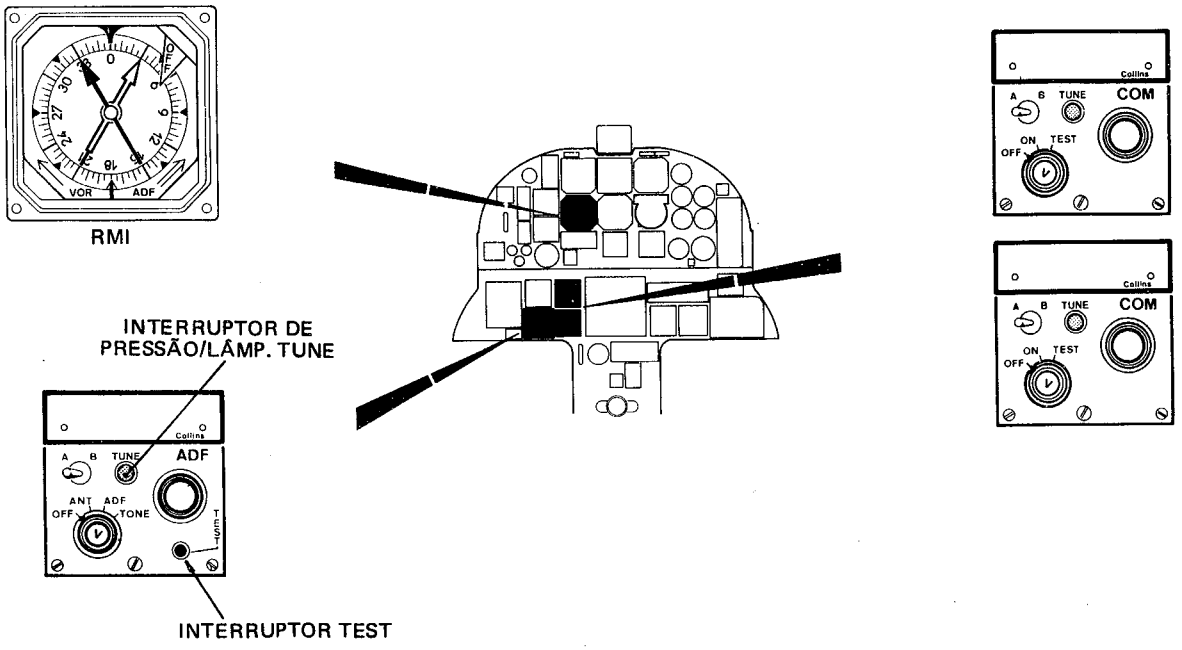


Figura 2-34-15. Componentes do Sistema ADF

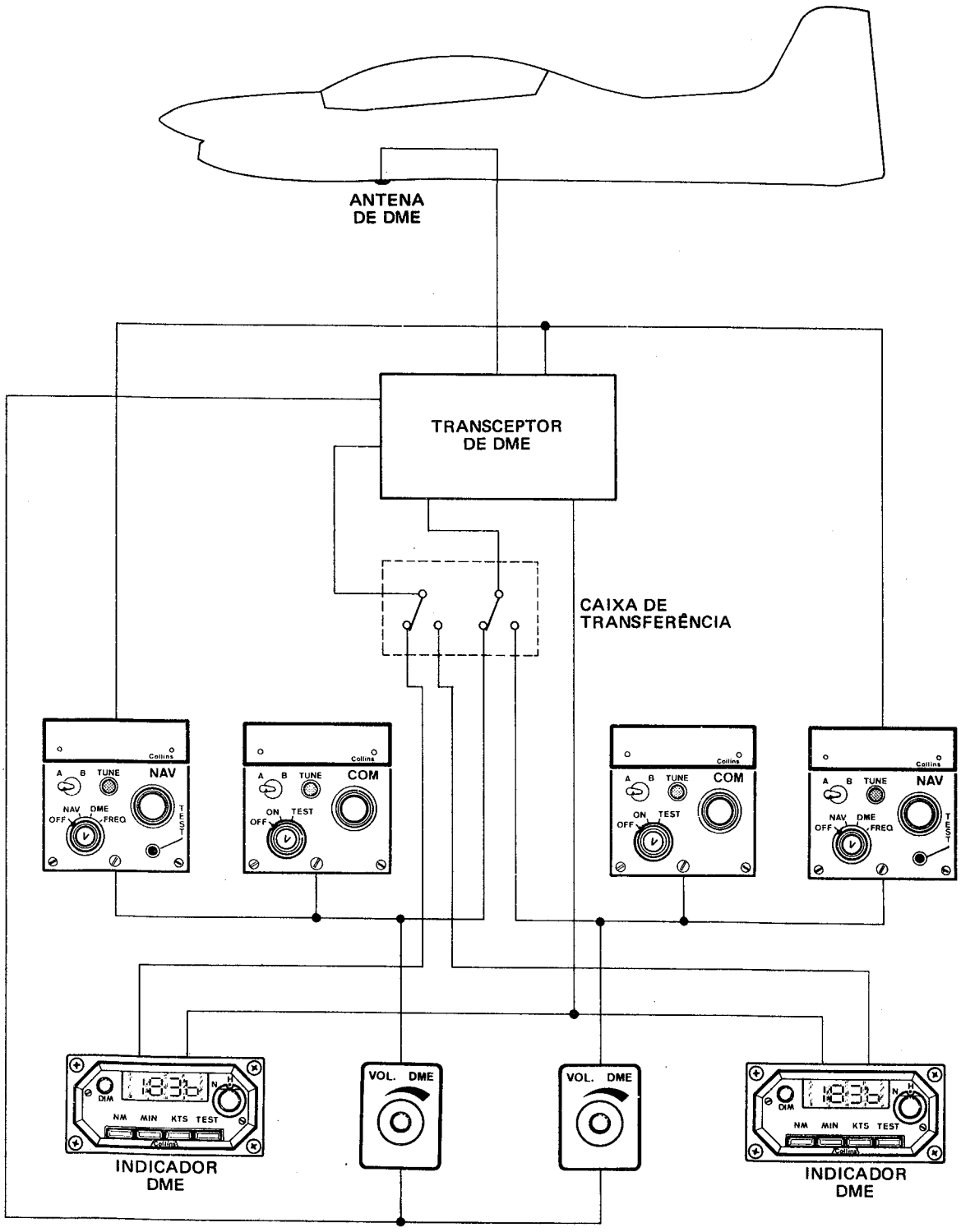


Figura 2-34-16. Sistema DME (Esquemático)

2-34-18. OPERAÇÃO DO SISTEMA DME (figura 2-34-17)

O sistema DME transmite pares de pulsos para a estação de terra; esta os recebe e os retransmite ao avião.
O sistema DME usa o intervalo de tempo entre a interrogação e o retorno dos pulsos de resposta para computar a distância da estação.
Em regra geral, cada estação DME opera em conjunto com uma estação de VOR, compondo um par VOR/DME. As duas estações são fisicamente localizadas no mesmo ponto.
Quando é sintonizada uma estação de VOR, se houver estação de DME correspondente, esta será automaticamente sintonizada.
O sinal de áudio codificado, que identifica a estação de terra, é ouvido nos fones a cada 30 segundos.
Esse sinal é sincronizado com o sinal de VOR, de maneira que são ouvidos quatro sinais de VOR, seguidos do sinal de DME.
Distingue-se a identificação do sinal de DME pela sua tonalidade diferente. Este é modulado por 1350 Hz, ao passo que o sinal do VOR é modulado por 1020 Hz.

2-34-19. DESCRIÇÃO DO SISTEMA DE TRANSPONDER (figura 2-34-18)

O transponder transmite um sinal codificado, em resposta aos sinais de interrogação emitidos por uma estação de radar de terra.
A estação de terra usa o sinal de resposta, para localizar e identificar a aeronave equipada com o sistema de transponder.
Os pulsos de resposta do sistema de transponder são codificados e transmitidos nas freqüências de 1090 ± MHz e os pulsos da estação de terra são transmitidos na freqüência de 1030 ± 0,2 MHz.
O código de operação deve ser colocado no painel do transponder, através do botão seletor de códigos.
O sistema de transponder é composto de um transceptor instalado no compartimento eletrônico, uma antena localizada na parte inferior da aeronave entre as cavernas 17 e 18, dois painéis de controle e um altímetro codificador situado no painel dianteiro.
O transceptor é interligado ao painel de controle do posto dianteiro ou do posto traseiro, dependendo da seleção feita no painel de transferência de rádio.
O sistema recebe alimentação de 28 V DC da barra de emergência e o altímetro codificador recebe alimentação de 28 V DC da barra principal.

Painel de Controle do Transponder

Os painéis de controle estão instalados um em cada posto de pilotagem e possuem as indicações e os comandos necessários, descritos a seguir:

- Chave Seletora de Modos.
  A sua localização é na parte inferior esquerda e possui as seguintes posições:
  - OFF: Desenergiza o sistema.
  - STBY: Coloca o sistema numa condição de espera durante o período de aquecimento.
  - ON: Energiza o sistema de transmissão.
  - ALT REP: Habilita o modo C (informação de altitude).
- Interruptor de pressão/lâmpada: IDENT.
  Quando aceso, indica que o sistema está respondendo a uma interrogação; quando pressionado, a função de identificação é ativada.
- Interruptor de Pressão: TEST.
  Quando pressionado, o sistema é autotestado e a lâmpada IDENT acende, indicando que o sistema está operante.
- Chave seletora de códigos.
  A sua localização é na parte superior direita do painel. São duas chaves concêntricas, sendo que a externa seleciona o milhar e a centena, e a interna seleciona a dezena e a unidade do código.

Altímetro Codificador

Este instrumento está localizado no painel dianteiro e está descrito no capítulo 34-10-00.

2-34-20. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE TRANSPONDER (figura 2-34-19)

A estação de terra inicialmente detecta a presença do avião como um radar comum. Em seguida, envia um pulso interrogador, que é captado pela antena do transponder.
O pulso interrogador ativa o transmissor do transponder, que emite um pulso de resposta. Esse pulso de resposta provoca o aparecimento de um traço de identificação em cima da marca do avião, já detectada pela estação de terra.
O sistema de transponder é interrogado através do método de três pulsos; o tempo de espaçamento entre o primeiro e

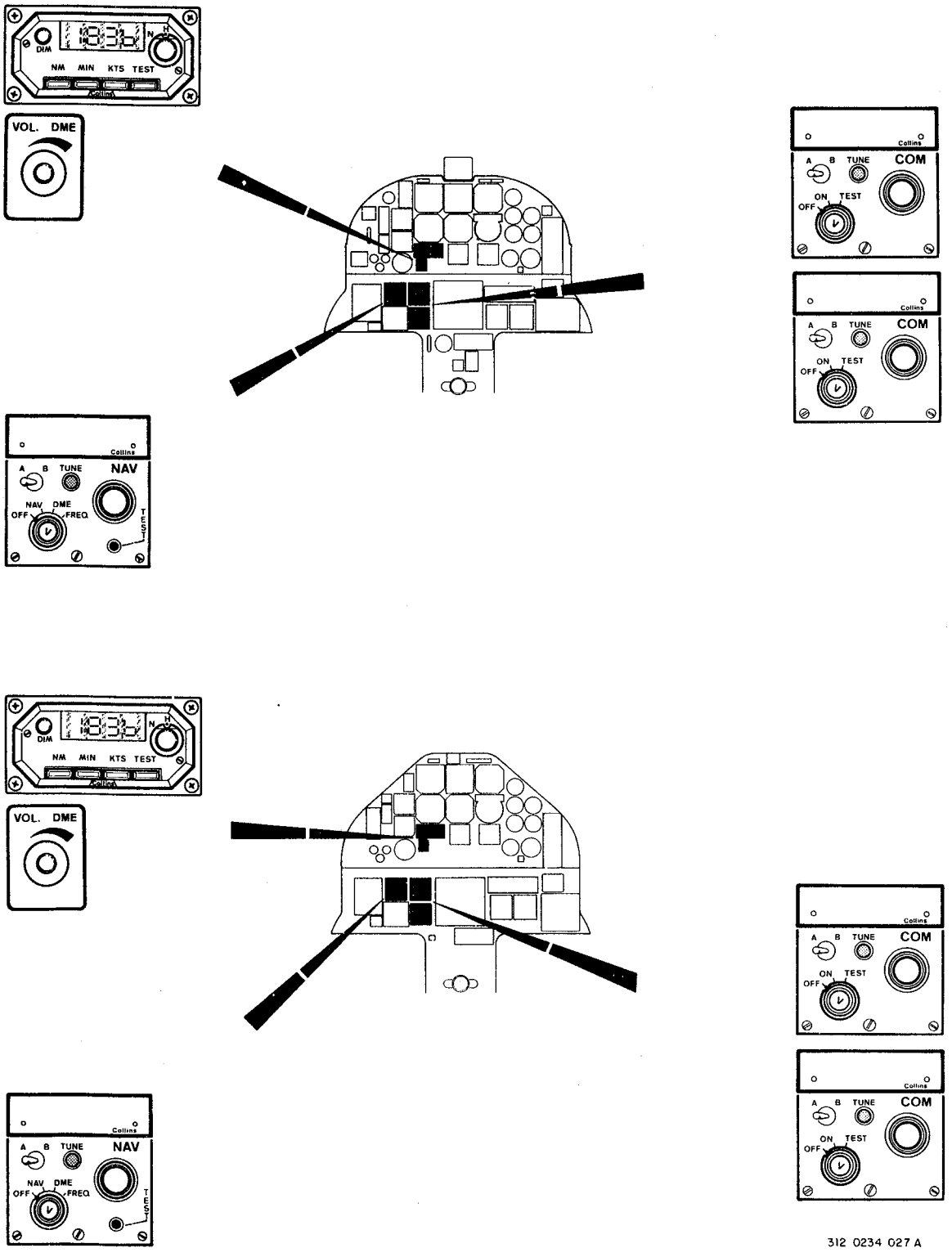


Figura 2-34-17. Componentes do Sistema DME

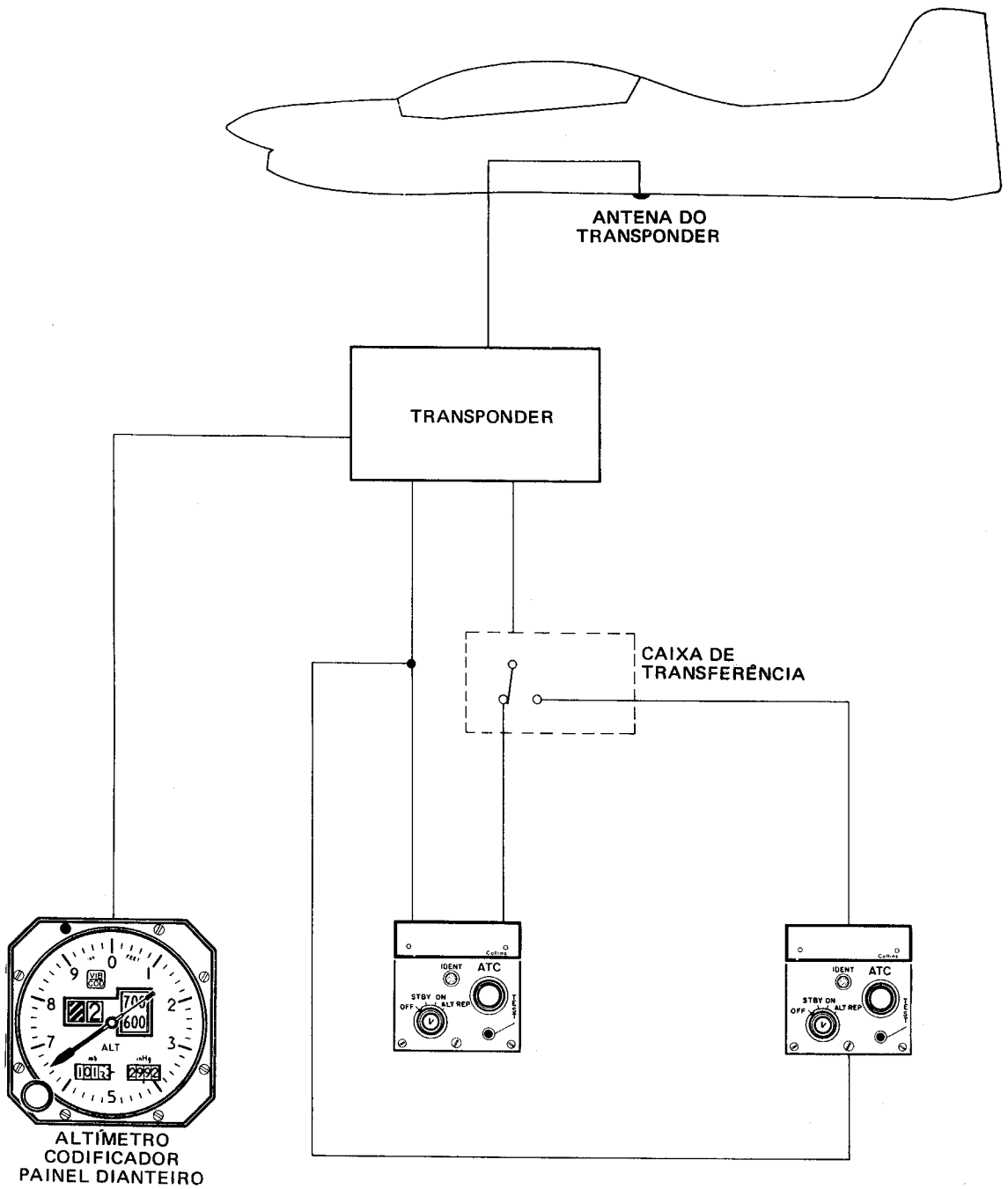


Figura 2-34-18. Sistema Transponder (Esquemático)

o terceiro pulso determina o modo de operação.
Existem quatro modos de operação, como é descrito a seguir:

Modo A: O sistema transmite somente a identificação.

Modo B: É usado ocasionalmente, em lugar do modo A, em alguns países.

Modo C: É usado quando o avião é equipado com um altímetro codificador. Neste caso, a altitude do avião é informada pelo transponder.

Modo D: Não é utilizado.

O sistema de transponder instalado na aeronave opera somente nos modos A e C.
Cada estação de terra tem um código particular para a operação do transponder e, conseqüentemente, o sistema de transponder do avião deve operar no mesmo código.
Quando o avião entra na área de controle de uma determinada estação de terra, o piloto é instruído a introduzir o código pertencente à referida estação no seu equipamento.
A mudança do código é feita no painel de controle do sistema.

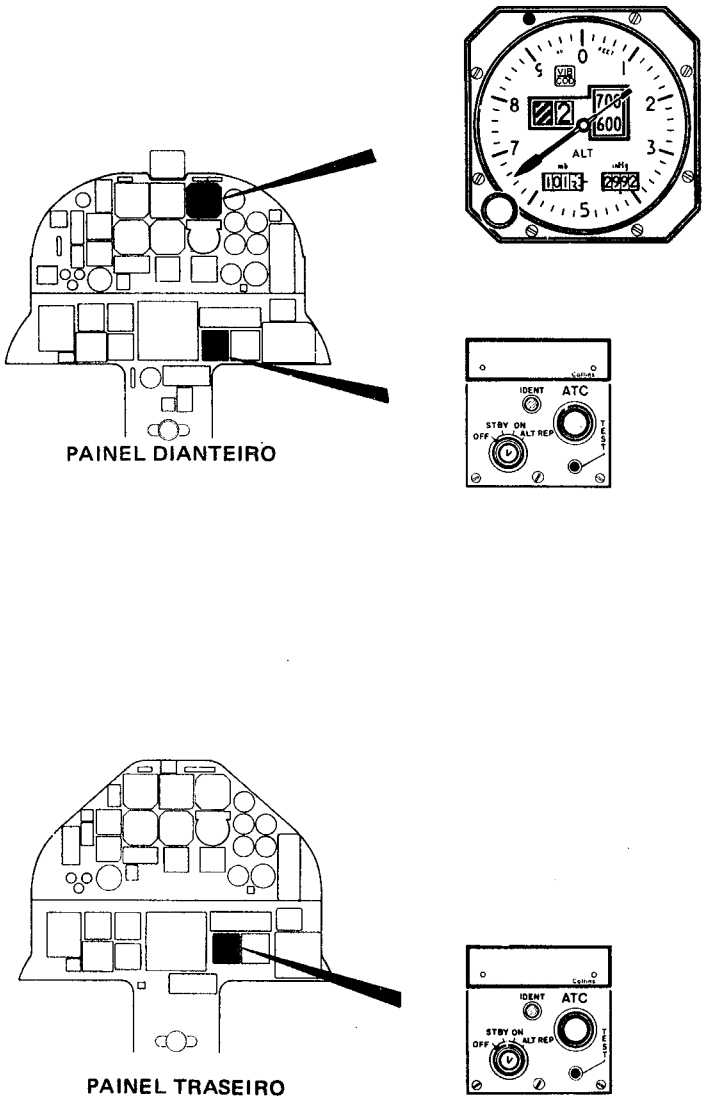


Figura 2-34-19. Componentes do Sistema Transponder

SEÇÃO II
SISTEMA DE OXIGÊNIO (35 - 00 - 00)

2-35-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-35-1)

O sistema de oxigênio é do tipo gasoso de baixa pressão (450 psi) e tem por finalidade fornecer oxigênio protetivo e suplementar aos tripulantes.

O sistema é constituído de seis cilindros de armazenamento MS21227-3, especificação MIL-C-5887, com capacidade unitária de 195,3 litros de oxigênio quando abastecidos com 31,63 kg/cm^2 (450 psi). Estes cilindros alimentam dois reguladores automáticos de diluição e demanda, um em cada posto de pilotagem, que, por meio de traquéias flexíveis com conexões terminais de desengate rápido, unem o sistema às máscaras tipo MBU-S/P, MIL-M-27274, dos tripulantes.

O compartimento de abastecimento é equipado com um manômetro, que fornece indicação da pressão do sistema para esta operação, e com uma válvula de abastecimento composta de tela filtrante e orifício calibrado, capaz de evitar um aquecimento indesejável decorrente de um abastecimento excessivamente rápido.

Uma válvula unidirecional, localizada após a válvula de abastecimento, visa garantir o perfeito funcionamento desta operação, evitando o retorno do fluxo de oxigênio.

As tubulações rígidas do sistema são de liga de alumínio VW-T-700, com diâmetro de 8 mm (5/16 pol) e 0,9 mm (0,035 pol) de espessura de parede, e sua união se dá através de conexões, troncocônicas.

O contactor manométrico, instalado na linha de pressão, aciona a luz OXIGÊNIO no painel múltiplo de alarmes, toda vez que a pressão cair abaixo de 5,62 ± 0,70 kg/cm^2 (80 ± 10 psi), alertando, deste modo, para a iminente aproximação do limite inferior de operação do sistema (50 psi).

2-35-2. OPERAÇÃO DO SISTEMA

O painel de controle do regulador de oxigênio dispõe de três alavancas, que desempenham as seguintes funções:

- Alavanca de admissão: Possui duas posições, ON e OFF, que liberam ou bloqueiam a passagem de oxigênio, atuando diretamente sobre a válvula de admissão do regulador.
- Alavanca de demanda: Possui duas posições, 100% OXYGEN e NORMAL OXYGEN, que selecionam a operação com oxigênio puro ou com diluição.
- Alavanca seletora de modo: Possui três posições: EMERGENCY, NORMAL e TEST MASK. Na posição EMERGENCY, é liberado oxigênio puro sob pressão de 8,89 cm H_2O (3,5 pol H_2O), independente da posição da alavanca de demanda. Na posição NORMAL, o regulador dosa a mistura ar-oxigênio de maneira automática, aumentando a proporção de oxigênio, à medida que a altitude aumenta. A posição TEST MASK é momentânea e, quando acionada, libera oxigênio puro sob pressão de 27,9 cm H_2O (11 pol H_20).

O regulador admite o fluxo de oxigênio proveniente dos cilindros de armazenamento e reduz sua pressão para 2,60 a 3,16 kg/cm^2 (37 a 45 psi), através da válvula redutora. Em seguida, o oxigênio flui para a válvula de demanda, que é comandada por um diafragma, que, por sua vez, atua em função dos movimentos do utilizador e resulta na liberação do fluxo para um venturi, onde se dá a mistura de ar-ambiente com oxigênio. Essa mistura é dosada por uma cápsula aneróide que, em baixas altitudes, mantém a passagem de ar aberta. À medida que a altitude aumenta, a cápsula se expande e fecha progressivamente a passagem de ar, vedando-a completamente em torno de 30000 ft. Entretanto, em qualquer altitude, se a alavanca de demanda for posicionada em 100% OXYGEN, a passagem de ar para a mistura é bloqueada.

Toda vez que a válvula de demanda é aberta, a pressão criada na entrada do venturi vai, por uma derivação, ao diafragma de comando do indicador de fluxo, que, através de uma bandeira branca de aviso mostra o fornecimento de oxigênio à máscara.

O fornecimento de um fluxo contínuo pode ser feito normalmente, selecionando-se a alavanca seletora de modo para EMERGENCY. Essa ação faz com que uma haste empurre o diafragma de demanda, simulando mecanicamente uma aspiração proveniente da máscara, o que provoca o fornecimento contínuo do oxigênio.

O regulador possui, ainda, uma válvula de alívio, instalada na câmara da válvula de demanda, o que evita a ocorrência de pressões excessivas na saída.

2-35-3. SISTEMA DE OXIGÊNIO DE EMERGÊNCIA

Os assentos ejetáveis possuem um sistema de oxigênio de emergência, que tem a finalidade de suprir os tripulantes com oxigênio puro, em caso de ejeção do assento ou, ainda, no caso de falha do suprimento do sistema de oxigênio do avião.

A ligação da máscara possui duas conexões, sendo uma de desengate rápido, que une a máscara ao sistema de oxigênio do avião, e outra, que a une ao cilindro de emergência do assento. Em caso de ejeção, o sistema de emergência fornece automaticamente o oxigênio aos tripulantes. (Para maiores informações, veja a Seção II – Sistema de Abandono e Segurança da Tripulação (95-00-00).

Em caso de falha do sistema de oxigênio do avião, o suprimento de emergência pode ser utilizado, acionando-se o punho de comando manual, localizado na lateral esquerda do assento.

2-35-4. CORREÇÃO DA PRESSÃO INDICADA EM FUNÇÃO DA TEMPERATURA

A tabela 2-35-1 apresenta os valores de correção de pressão, em função da variação da temperatura.

Caso a variação seja positiva (aumento de temperatura), corrija a leitura, adicionando o valor estipulado na tabela. Caso seja negativo, corrija por subtração.

2-35-5. TEMPO DE CONSUMO DO SISTEMA DE OXIGÊNIO

A tabela 2-35-2 apresenta a duração do sistema expressa em horas e décimos de horas, em função da altitude, da demanda e da pressão do sistema.

2-35-6. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

O equipamento de apoio e o material de consumo, necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de oxigênio, estão relacionados nas tabelas 2-35-3 e 2-35-4.

VARIAÇÃO DE TEMPERATURA	VALOR A SER CORRIGIDO
5°C	7 psi
10°C	14 psi
15°C	21 psi
20°C	28 psi
25°C	35 psi

Tabela 2-35-1. Correção da Pressão em Função da Temperatura

ALTITUDE (pés)	DEMANDA	PRESSÃO DE OXIGÊNIO (psi)						
		400	350	300	250	200	150	100
30000	100%	3,2	2,7	2,2	1,8	1,4	0,9	0,5
	N	3,2	2,7	2,2	1,8	1,4	0,9	0,5
25000	100%	3,0	2,6	2,1	1,7	1,3	0,9	0,4
	N	2,5	2,2	1,8	1,4	1,1	0,7	0,4
20000	100%	3,4	2,9	2,4	1,9	1,4	1,0	0,5
	N	2,0	1,7	1,5	1,2	0,9	0,6	0,3
15000	100%	4,1	3,5	2,9	2,3	1,8	1,2	0,6
	N	1,6	1,4	1,1	0,9	0,7	0,5	0,3
10000	100%	5,4	4,7	3,9	3,1	2,3	1,6	0,8
	N	1,4	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2

Tabela 2-35-2. Tempo de Consumo do Sistema de Oxigênio

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
4920-0066	Redutor de pressão	–	Abastecimento e limpeza do sistema.
4920-0180	Equipamento para abastecimento	–	Abastecimento do cilindro de emergência.

Tabela 2-35-3. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Leak-tec N° 160 x	MIL-L-25567	–
Sabão neutro	MIL-L-25567	–
Composto vedador e antigripamento	MIL-T-5542B	–
Fita de teflon	MIL-T-27730	–
Tricloroetano líquido	–	–
Arame de freno	MS20995C32	–
Oxigênio gasoso	MIL-O-27210	–
Nitrogênio seco	BB-N-411, Tipo I Classe I, Grau B	–

Tabela 2-35-4. Material de Consumo

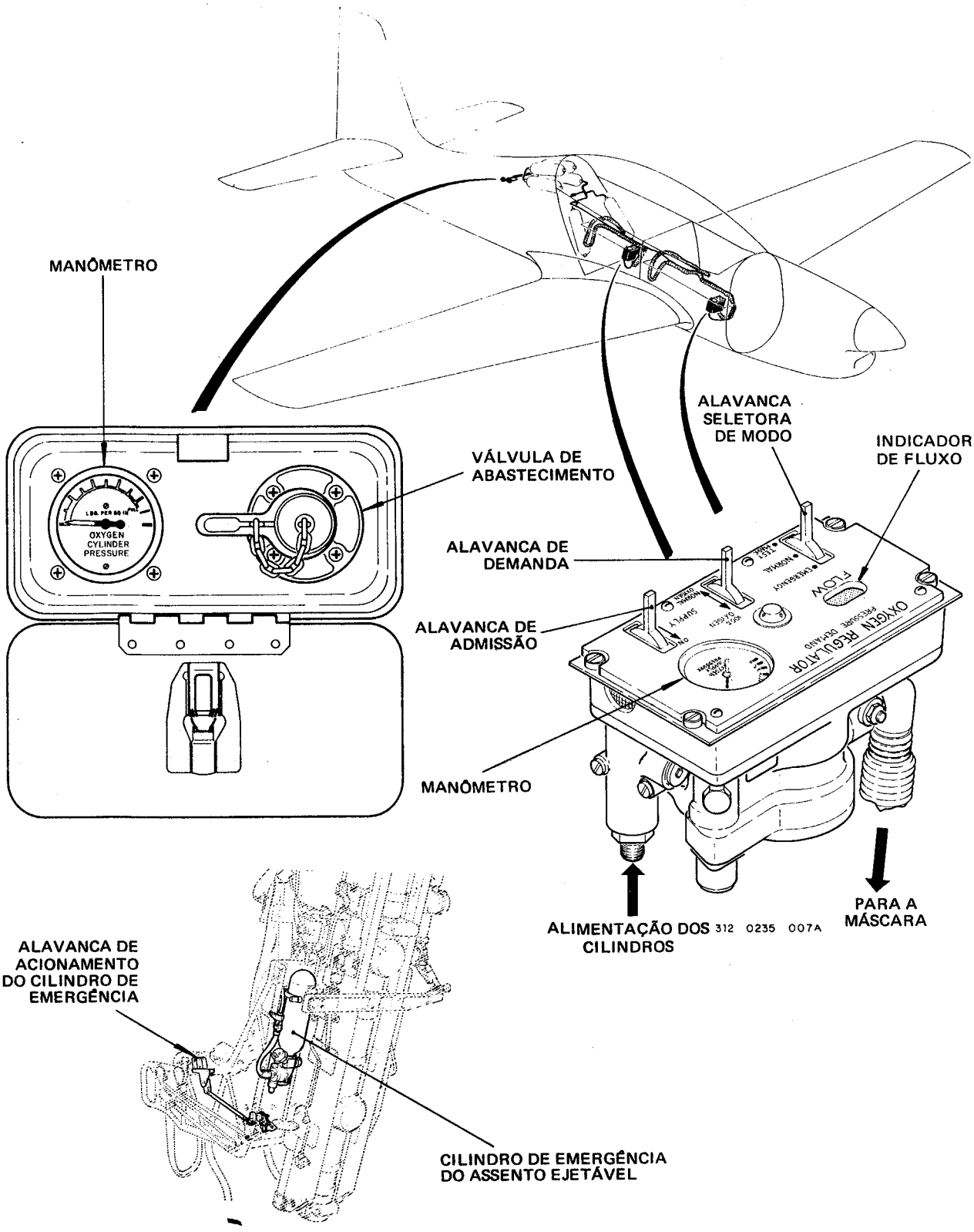


Figura 2-35-1. Localização dos Componentes do Sistema de Oxigênio

SEÇÃO II
ENERGIA PNEUMÁTICA (36-00-00)

2-36-1. DESCRIÇÃO (figura 2-36-1)

O sistema de energia pneumática tem por finalidade extrair ar da estação 3 do motor e conduzi-lo até a caixa de distribuição do sistema de ar condicionado. O ar é extraído a uma pressão em torno de 7,8 kg/cm^2 (115 psi) e a uma temperatura entre 180 e 260°C (356 e 500°F) e mistura-se com o ar externo, a fim de aquecer a cabine de pilotagem.

A tubulação que vai do motor até a parede de fogo é de aço inoxidável 321 (MIL-T-8808) e a tubulação que vai da parede de fogo até a caixa de distribuição do ar condicionado é de liga de alumínio 5052-0 (WW-T-700/4E).

Os tubos são providos com conexões GAMAH nas regiões sujeitas a vibrações e isolados termicamente com material refratário (Kaowool) de 12,70 mm (1/2 pol) de espessura, recebendo, depois de instalado, uma camada de adesivo protetor, que garante a fixação correta do isolante e o protege contra agentes externos.

A válvula de corte, instalada na parede de fogo, controla a vazão do ar de extração e é comandada manualmente por intermédio de um controle deslizante, localizado no painel do ar condicionado. A válvula é acionada mecanicamente por meio de um cabo Teleflex.

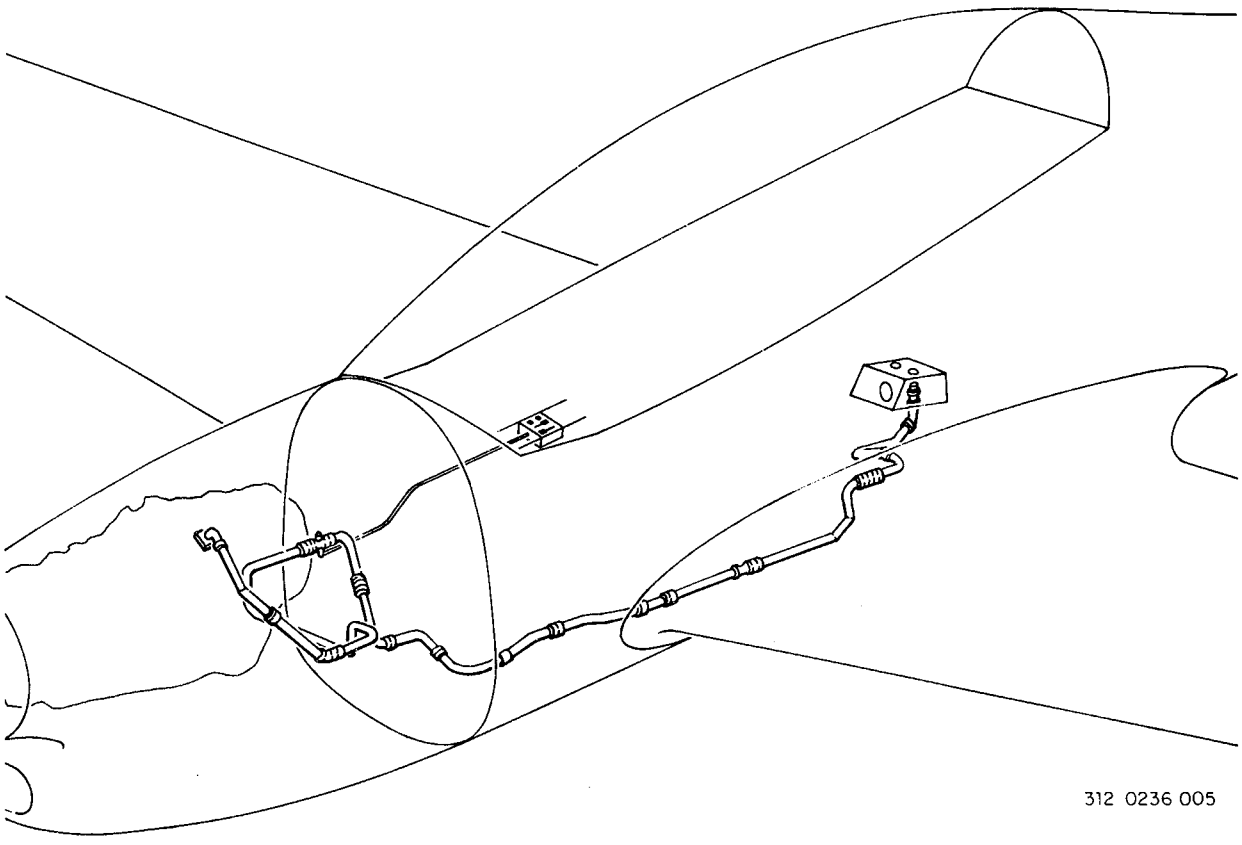


Figura 2-36-1. Localização dos Componentes ao Sistema Pneumático

SEÇÃO II
ÁGUAS E DETRITOS (38 - 00 - 00)

2-38-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-38-1)

A aeronave é dotada de um dispositivo mictório, localizado no lado esquerdo de cada posto de pilotagem, que, através de drenos situados na parte inferior da fuselagem, alijam os produtos resultantes da micção.

Cada dispositivo mictório é composto de um cone, de uma mangueira flexível e de uma tubulação de alijamento.

Nota

As tubulações dianteira e traseira não são intercambiáveis.

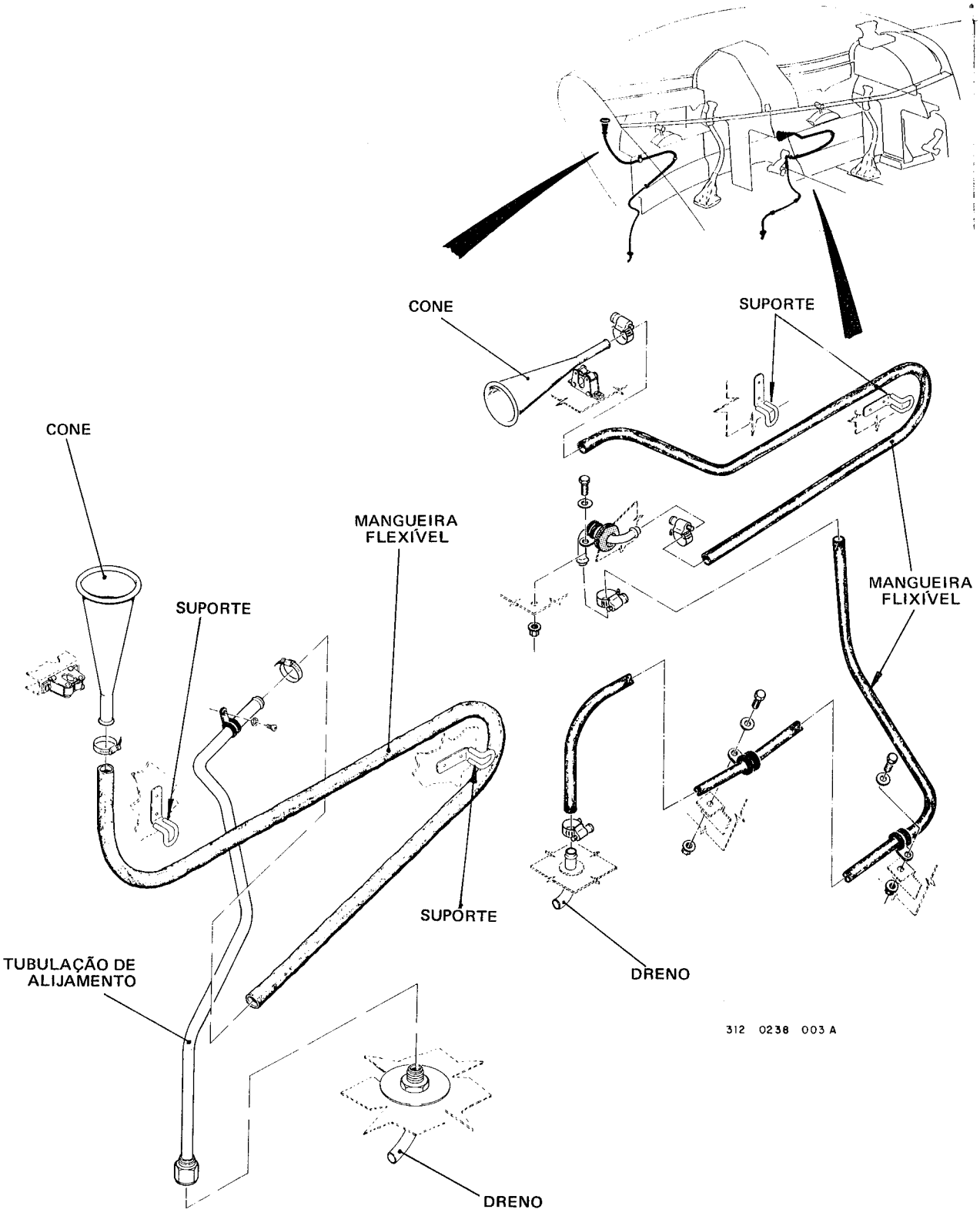


Figura 2-38-1. Componentes dos Dispositivos Mictórios

SEÇÃO II
PAINÉIS ELÉTRICO/ELETRÔNICOS (39 - 00 - 00)

2-39-1. DESCRIÇÃO GERAL

Cada posto de pilotagem do avião possui um painel de instrumentos, um painel de disjuntores e dois consoles laterais (veja a figura 2-39-1).
O avião possui ainda quatro caixas de relés, sendo uma do sistema AC, uma do sistema DC, uma do sistema de armamentos e uma de relés auxiliares (veja a figura 2-39-2).
Nos consoles laterais encontram-se os vários interruptores e os reostatos de controle e comando de inúmeros sistemas da aeronave. Está, também, instalado em cada console lateral direito, dianteiro e traseiro, um voltamperímetro para o monitoramento do sistema DC (24AG).
A descrição dos componentes dos painéis de instrumentos é feita nos capítulos relativos ao sistema com que o componente está interligado.
A figura 2-39-1 mostra uma vista pictorial dos painéis e consoles e sua localização nos postos de pilotagem.
A figura 2-39-2 mostra as caixas de relés e sua localização nos postos de pilotagem.

2-39-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção dos painéis elétrico/eletrônicos.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
–	Ferro de soldar	–	Soldar os fios de ligação nos terminais dos relés.

Tabela 2-39-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Arame de solda	–	– –
Arame de freno	MS20995	– –
Selante selastic ⑦	E9100990	78 ORTV

Tabela 2-39-2. Material de Consumo

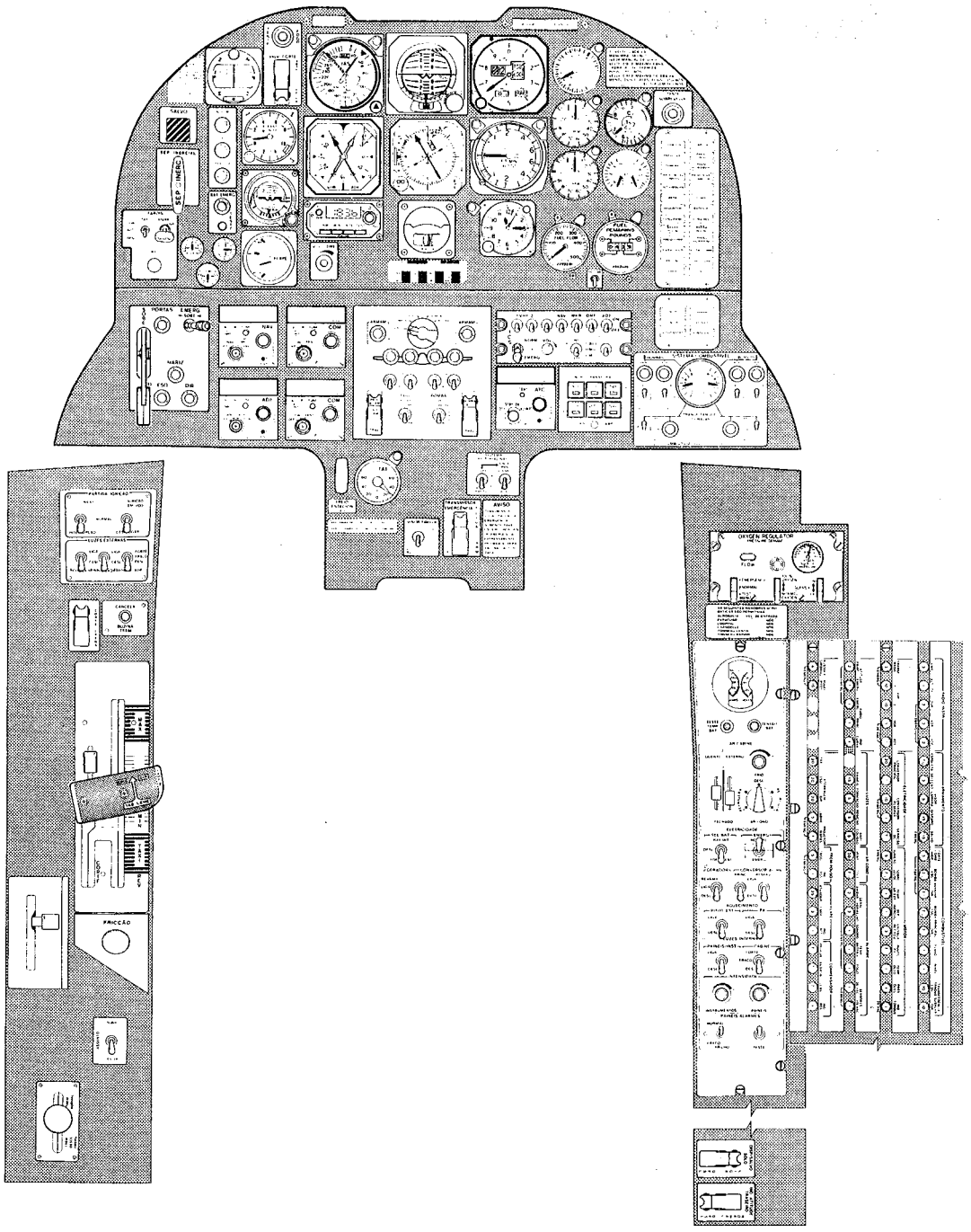


Figura 2-39-1. Painéis do Posto de Pilotagem Dianteiro (Folha 1 de 2)

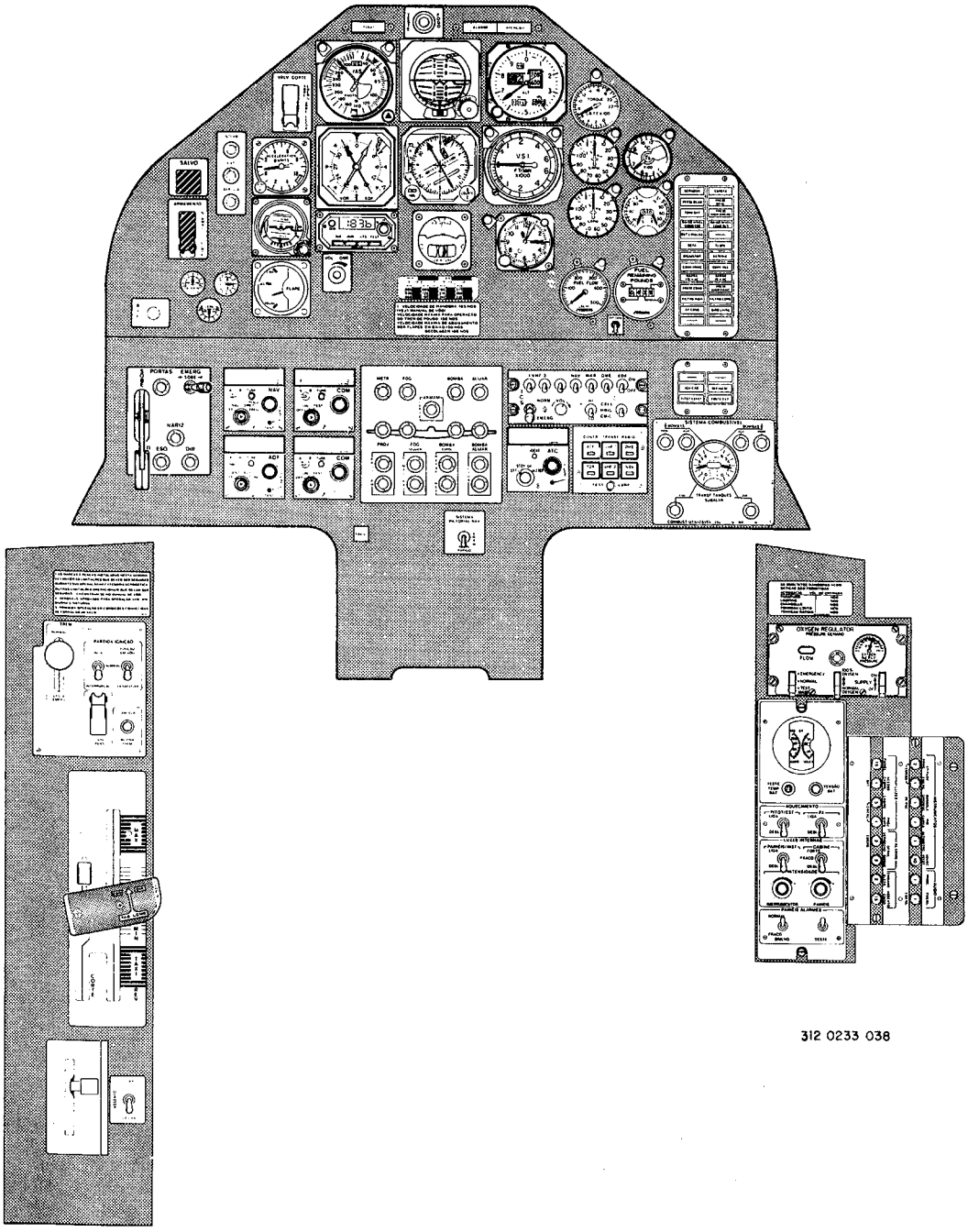


Figura 2-39-1. Painéis do Posto de Pilotagem Traseiro (Folha 2 de 2)

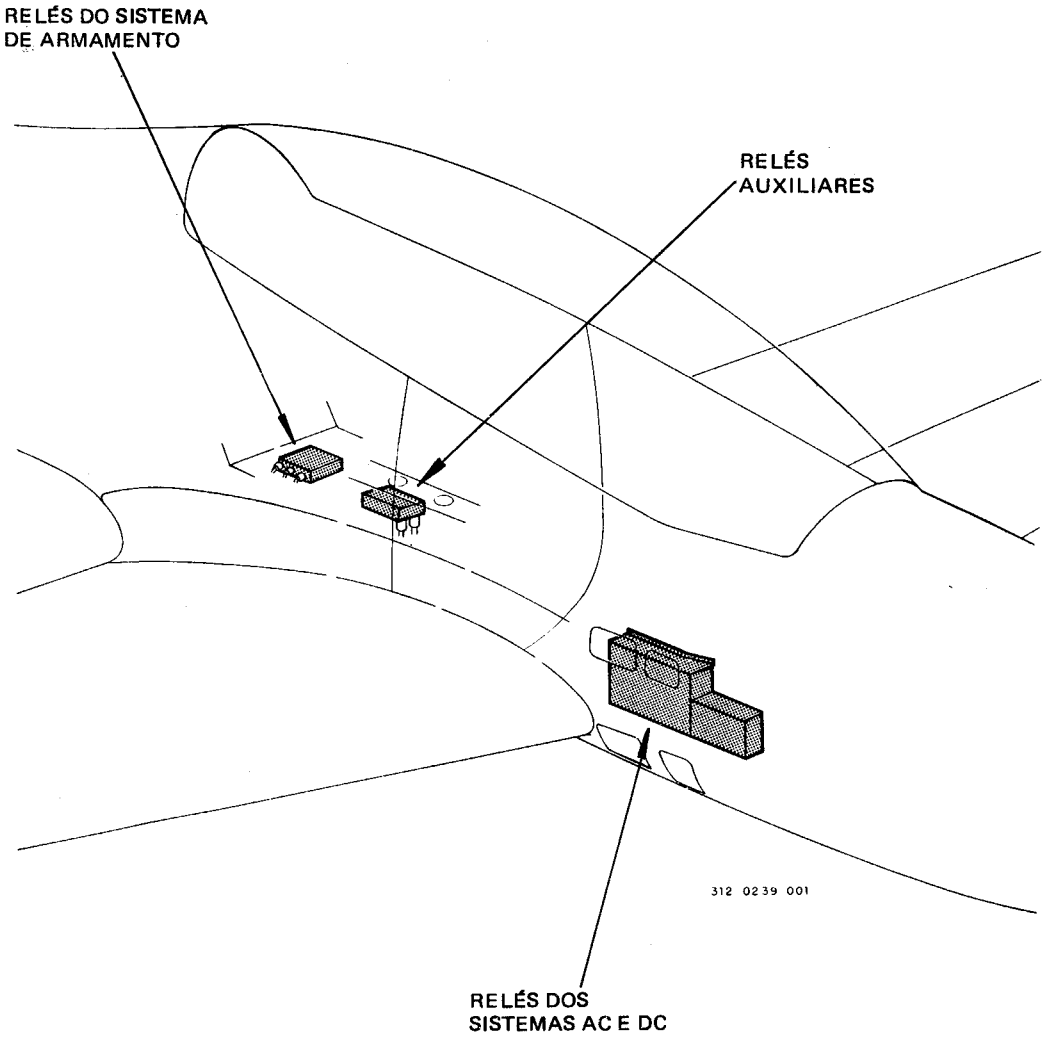


Figura 2-39-2. Localização das Caixas de Relés

SEÇÃO II
ESTRUTURA (51 - 00 - 00)

2-51-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-51-1)

O EMB-312 possui estrutura inteiramente metálica, em liga de alumínio, sendo usado geralmente Clad 2024-T3/T4 (chapas), 2024-T351 (peças usinadas) e 2024-T3511 (perfis extrudados). O avião é de construção semimonocoque com revestimento trabalhante.

Ligas de aço, fibra de vidro e outros materiais são também utilizados, onde seu emprego propiciar vantagens, tais como melhoria das características de resistência, de durabilidade, aerodinâmicas, de peso, de proteção contra caloretc.

A estrutura do avião é desenvolvida de modo a compatibilizar o nível de tensões nela atuantes com uma vida em fadiga correspondente a 6000 horas.

2-51-2. MÉTODOS DE PRODUÇÃO

A junção das partes da estrutura é feita utilizando-se rebites, pinos, parafusos ou solda. Alguns componentes da estrutura são usinados quimicamente; outros são submetidos aos processos de usinagem convencional. As tensões residuais provenientes da fabricação, quando existirem, são aliviadas por meio de tratamento conveniente. O projeto geral e o acabamento final são conduzidos de modo a minimizar o aparecimento de trincas e suas subseqüentes propagações.

2-51-3. ACESSIBILIDADE E PROVISÃO PARA INSPEÇÃO E MANUTENÇÃO

O EMB-312 possui portas, janelas internas e painéis, de acesso e de inspeção, localizados de forma a permitir acessibilidade adequada aos equipamentos, facilitando as manutenções e as inspeções.

Existem, ainda, pontos na estrutura, devidamente situados e indicados através de marcações convencionais, utilizados para nivelamento, pesagem, suspensão por macacos, amarração e reboque do avião.

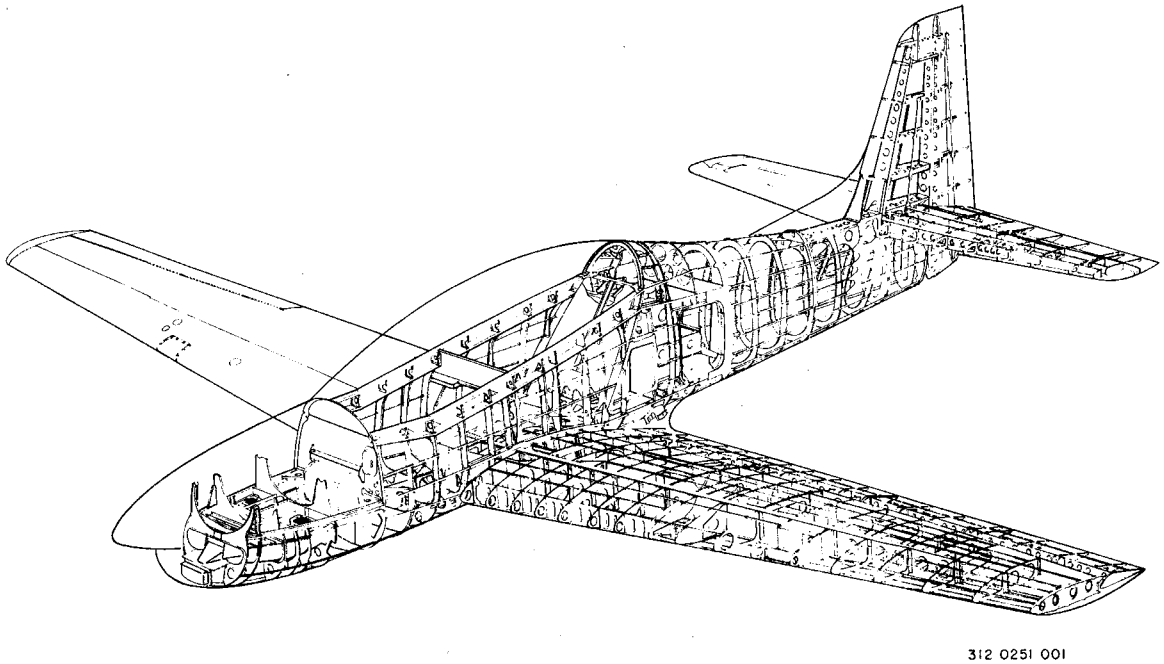


Figura 2-51-1. Vista da Estrutura

2-51-4. PROTEÇÃO CONTRA CORROSÃO

A proteção contra corrosão para as partes da estrutura é regida pela Norma Embraer NE40-004, com base na especificação MIL-F-7179 (tipo II). Em geral, são utilizados os seguintes processos:

- Processo Alodine (Alodinização), para usinados de alumínio e chapas Clad ou não.
- Cadmiagem por eletrodeposição, para peças usinadas de aço.
- Jato de areia e pintura em "epoxy", para os tubos, chapas e barras de aço soldados.
- Óleo de linhaça, para superfícies internas de tubos de aço soldados.
- Desengraxamento, para componentes estruturais em aço inoxidável.
- Preparação e proteção de superfícies, para metalização elétrica, segundo a Norma Embraer NE80-008.

2-51-5. SUBDIVISÕES DA ESTRUTURA

A estrutura do EMB-312 é subdividida em três grupos principais:

- Fuselagem
- Asa
- Empenagem

Nota

Na descrição da estrutura, os termos "alumínio Clad" e "Alclad" são usados indistintamente, segundo as conveniências, por significarem a mesma coisa.

2-51-6. FUSELAGEM — GERAL (figura 2-51-2)

A estrutura da fuselagem é do tipo semimonocoque, construída basicamente em liga de alumínio. É constituída de cavernas, reforçadores longitudinais e chapas de revestimento.

As cavernas são feitas de chapa de alumínio dobrada (Clad 2024-T3/T4) em forma de "U", entalhadas na periferia para acomodação dos reforçadores longitudinais. Os reforçadores longitudinais são perfis extrudados (Liga AL 2024-T3511) ou perfis de chapa dobrada (Alclad 2024-T3). O revestimento da estrutura da fuselagem é trabalhante, fabricado em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), incorporando ainda painéis usinados quimicamente.

Os contornos das aberturas da estrutura para provisões de acesso são devidamente reforçados, garantindo resistência e rigidez torcional.

A estrutura da fuselagem é dividida em quatro seções:

- Fuselagem dianteira
- Fuselagem central superior
- Fuselagem central inferior
- Fuselagem traseira

2-51-7. FUSELAGEM DIANTEIRA (figura 2-51-3)

A fuselagem dianteira estende-se do nariz do avião até a estação X = 3755,0 (caverna 9). É constituída por dez cavernas e por duas longarinas que formam o compartimento do trem de pouso de nariz.

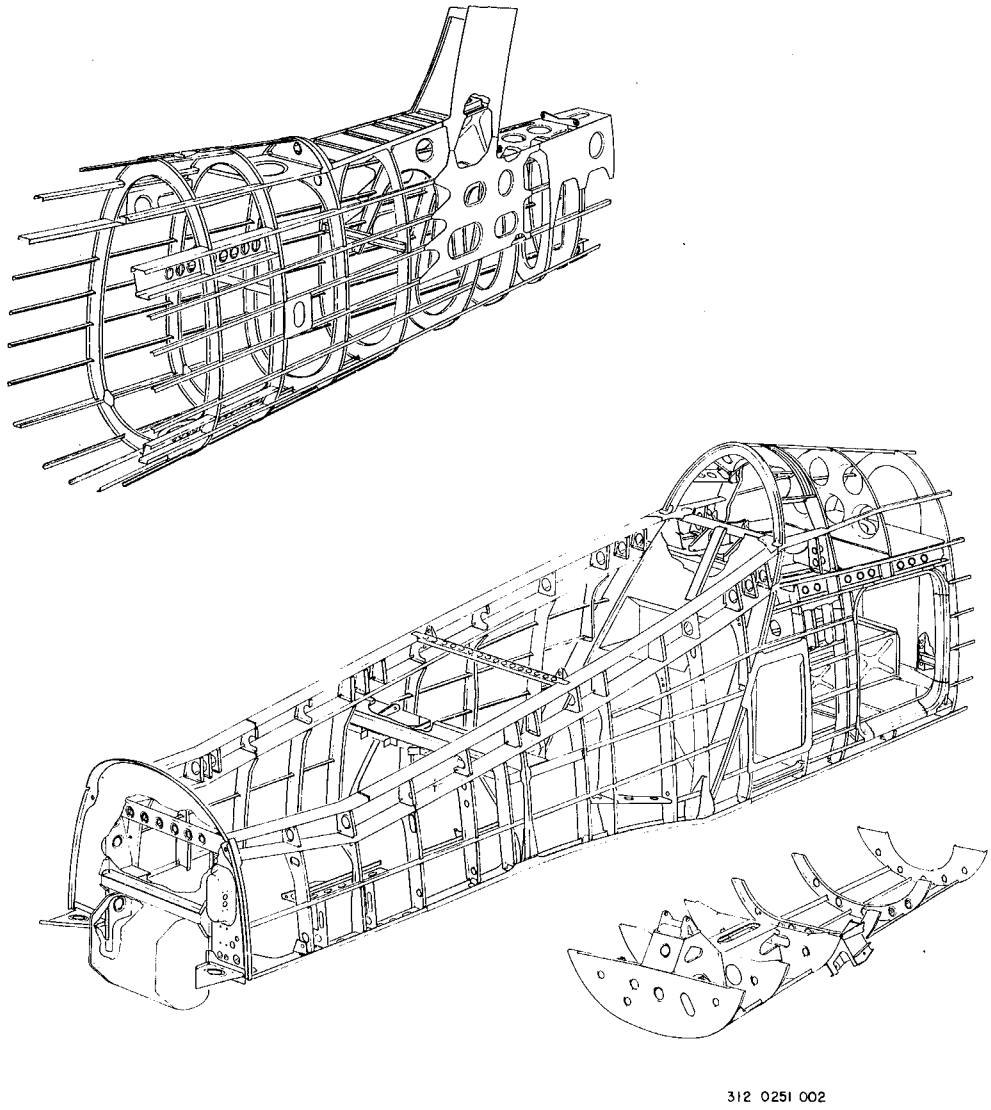
A caverna 1, a caverna dianteira 3 e as cavernas 6, 7, 8 e 9 são feitas de chapa de alumínio dobrada Clad 2024-T3; as cavernas 2, 4 e 5 são fabricadas em chapa de aço inoxidável. A caverna 8 é dupla. Existem, ainda, três semicavernas, uma situada entre a caverna dianteira e a caverna 3 e duas entre as cavernas 3 e 4, feitas em Alclad 2024-T3.

A caverna dianteira e a semicaverna 1 têm suas extremidades superiores unidas por perfis de chapa dobrada em "C", rebitados às mesmas.

Os reforçadores longitudinais aparecem em dois tipos: perfis extrudados em "L" com bulbo (Liga AL 2024-T3511) e perfis de chapa dobrada (Alclad 2024-T3).

Os reforçadores longitudinais extrudados são em número de dois e seguem ininterruptos até a caverna 9. Os reforçadores longitudinais de chapa dobrada aparecem em número de quatro até a caverna 5 e de seis da caverna 5 até a caverna 9; dois deles constituem as mesas inferiores das longarinas da fuselagem dianteira, em toda a sua extensão. Preso em cada uma das longarinas, entre a caverna 3 e a semicaverna 3, dentro do compartimento do trem de pouso, está um painel usinado em alumínio 2024-T351, destinado à fixação do trem e de seus componentes. As fixações da articulação do trem de pouso estão posicionadas nas estações X = 1390,0 e X = 1916,0, respectivamente, para a perna de força e para a haste de travamento.

A fuselagem dianteira aloja o motor, preso ao seu berço através de amortecedores de borracha. O compartimento do motor está dividido em três zonas de diferentes temperaturas, por intermédio de dois anéis de aço inoxidável, solidários às cavernas 3 e 4.



312 0251 002

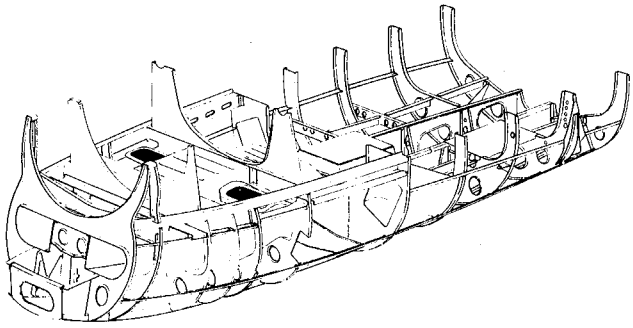


Figura 2-51-2. Fuselagem

Neste compartimento, existem os ductos da entrada de ar do motor e a separação inercial. Uma parede de fogo, em aço inoxidável, integrante da caverna 5, separa o alojamento do motor do posto de pilotagem dianteiro.
Entre as cavernas 5 e 9, a fuselagem dianteira está sob a fuselagem central superior.
A fuselagem dianteira incorpora quatro lastros de chumbo, destinados a regularizar o passeio do CG do avião, sendo três deles colocados dentro de caixas de aço inoxidável, dispostas transversalmente sobre os ductos de entrada de ar do motor, uma entre a caverna dianteira e a semicaverna 1, duas entre esta e a caverna 3, fixadas, cada uma delas, por meio de quatro parafusos, e o quarto lastro localizado dentro da caverna 2, com acesso através do compartimento do trem de pouso de nariz.
Nesta seção encontra-se, ainda, o conjunto-suporte da bateria, posicionado entre as longarinas, na região da caverna 5.
O revestimento é constituído por chapas de alumínio Clad 2024-T3. Os dois painéis laterais dianteiros inferiores são usinados quimicamente. A fuselagem dianteira é provida de dez ferragens para fixação da asa, sendo duas na caverna 8, dispostas lateralmente, seis na caverna 9, dispostas inferiormente, e duas na chapa que une as longarinas, entre as cavernas 8 e 9, todas em liga 2024-T351.

Nota

As semicavernas são numeradas apenas para facilitar a descrição da estrutura.

2-51-8. CARENAGEM DA ENTRADA DE AR DO MOTOR (figura 2-51-4)

A carenagem da entrada de ar do motor, feita em plástico laminado com fibra de vidro, está fixada aos ductos de entrada de ar do motor por meio de doze parafusos, à aba da caverna dianteira por vinte e cinco parafusos, aos perfis inferiores das longarinas da fuselagem dianteira por quatro parafusos e à caverna 2, também por quatro parafusos. Incorpora a metade inferior da caverna 1, dois reforços laterais em chapa de alumínio estampada (Clad 2024-T3) e duas janelas de acesso do mesmo material.

2-51-9. BERÇO DO MOTOR (figura 2-51-5)

O berço do motor é um componente estrutural formado por oito tubos sem costura de aço SAE 4130, soldados entre si, dois a dois, e a um anel fabricado com o mesmo material.
Esses tubos são protegidos internamente com óleo de linhaça, injetado através de furos, os quais, em seguida, são vedados com rebites cegos. O berço encontra-se fixado à estrutura da fuselagem dianteira em seis pontos, através de parafusos, sendo dois nas laterais superiores da parede de fogo, dois nas laterais da caverna 4 e dois nas longarinas da fuselagem dianteira, na região da semi-caverna 3, por meio de ferragens de fixação ali instaladas.

2-51-10. CAPÔ (figura 2-51-6)

O capô é constituído de painéis de liga Alclad 2024-T3, reforçados por meio de perfis longitudinais de chapa dobrada do mesmo material, sendo quatro em "L" e três em "C", e por cavernas, também em Alclad 2024-T3.
Incorpora a metade superior da caverna 1 do avião.
Possui, ainda, dois anéis de aço inoxidável, solidários aos anéis das cavernas 3 e 4 da estrutura da fuselagem dianteira. É fixado a esta por intermédio de seis fechos de ação rápida e por doze pinos-guia.

2-51-11. TREM DE POUSO DE NARIZ

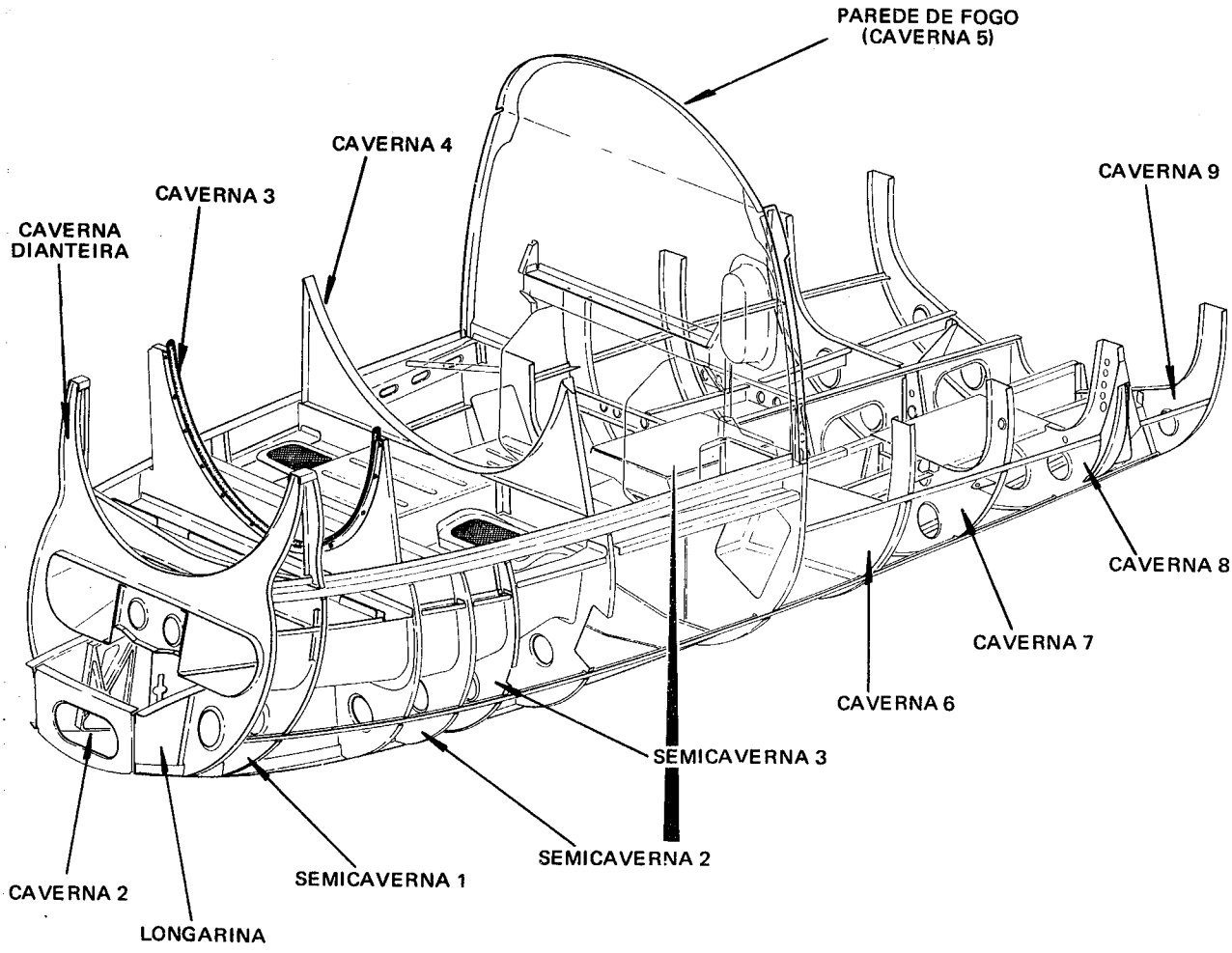
Consulte o Capítulo 32 – Trem de Pouso – AG.

2-51-12. PORTAS DO TREM DE POUSO DE NARIZ (figura 2-51-7)

As portas do trem de pouso de nariz regularizam a superfície aerodinâmica da área do alojamento do trem. Estas portas constituem-se de dois conjuntos, um dianteiro e outro traseiro.
As quatro portas são estruturalmente semelhantes. Cada uma delas é formada por um painel de chapa de alumínio (Clad 2024-T3), almofadada através de chapa estampada do mesmo material, rebitada ao painel; é articulada em dois pontos por braços de liga de aço, parafusados à sua estrutura. As portas traseiras possuem uma saliência para a acomodação da roda do trem de pouso.

2-51-13. FUSELAGEM CENTRAL SUPERIOR (figura 2-51-8)

A fuselagem central superior estende-se da estação X = 2618,0 (caverna 5) até a estação X = 6550,0 (caverna 18), compreendendo a área da cabine dos tripulantes.
É constituída, portanto, de quatorze cavernas e ainda de uma caverna inclinada dupla, provida de um anteparo, disposta entre as estações X = 4964,0 e X = 5573,0.
A caverna 5 é feita em aço inoxidável. As demais são fabricadas em Alclad 2024-T3.
Os perfis reforçadores longitudinais extrudados em "L" com bulbo (Liga AL 2024-T3511) são empregados em



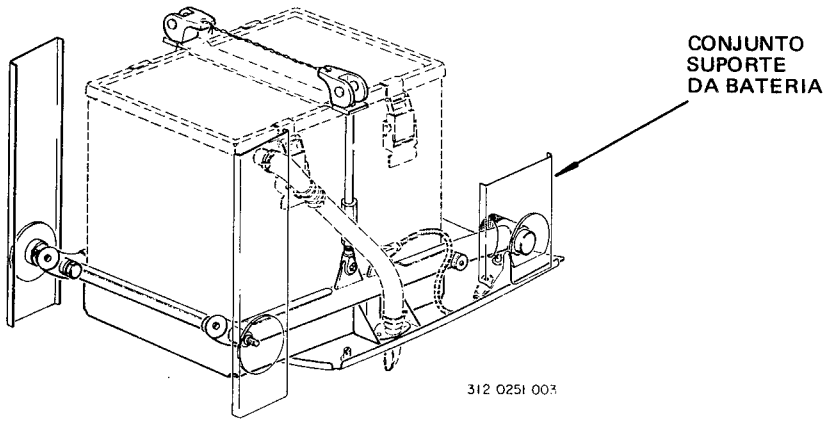
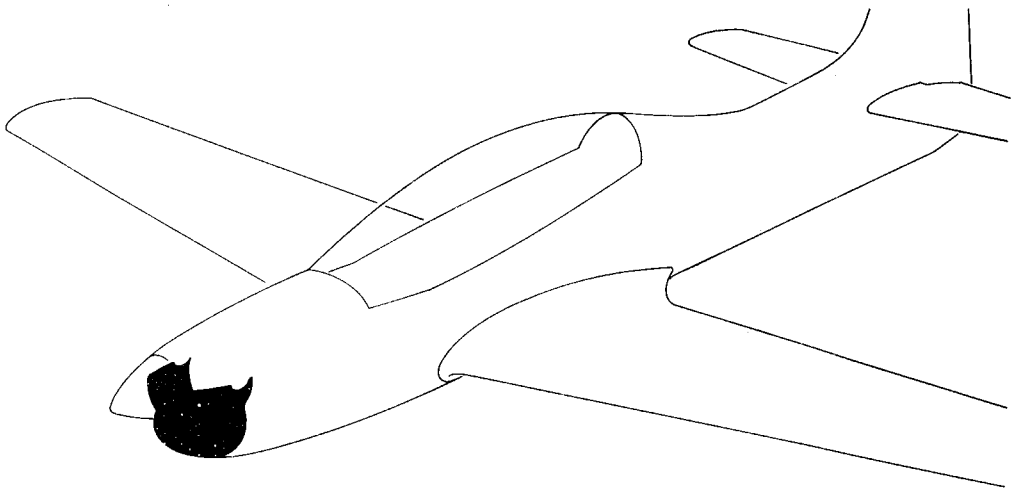


Figura 2-51-3. Estrutura da Fuselagem Dianteira



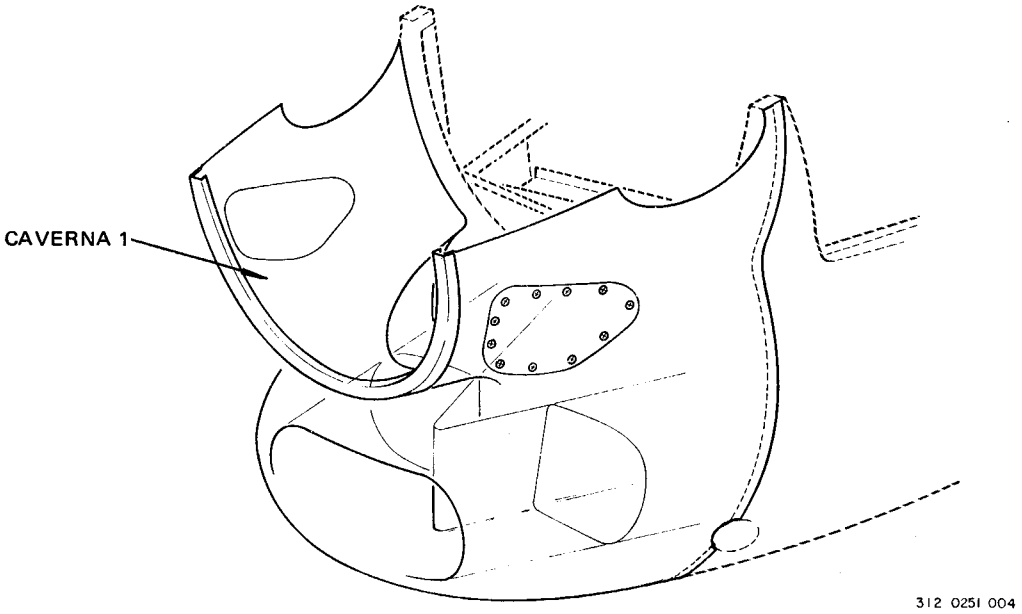


Figura 2-51-4. Carenagem da Entrada de Ar do Motor

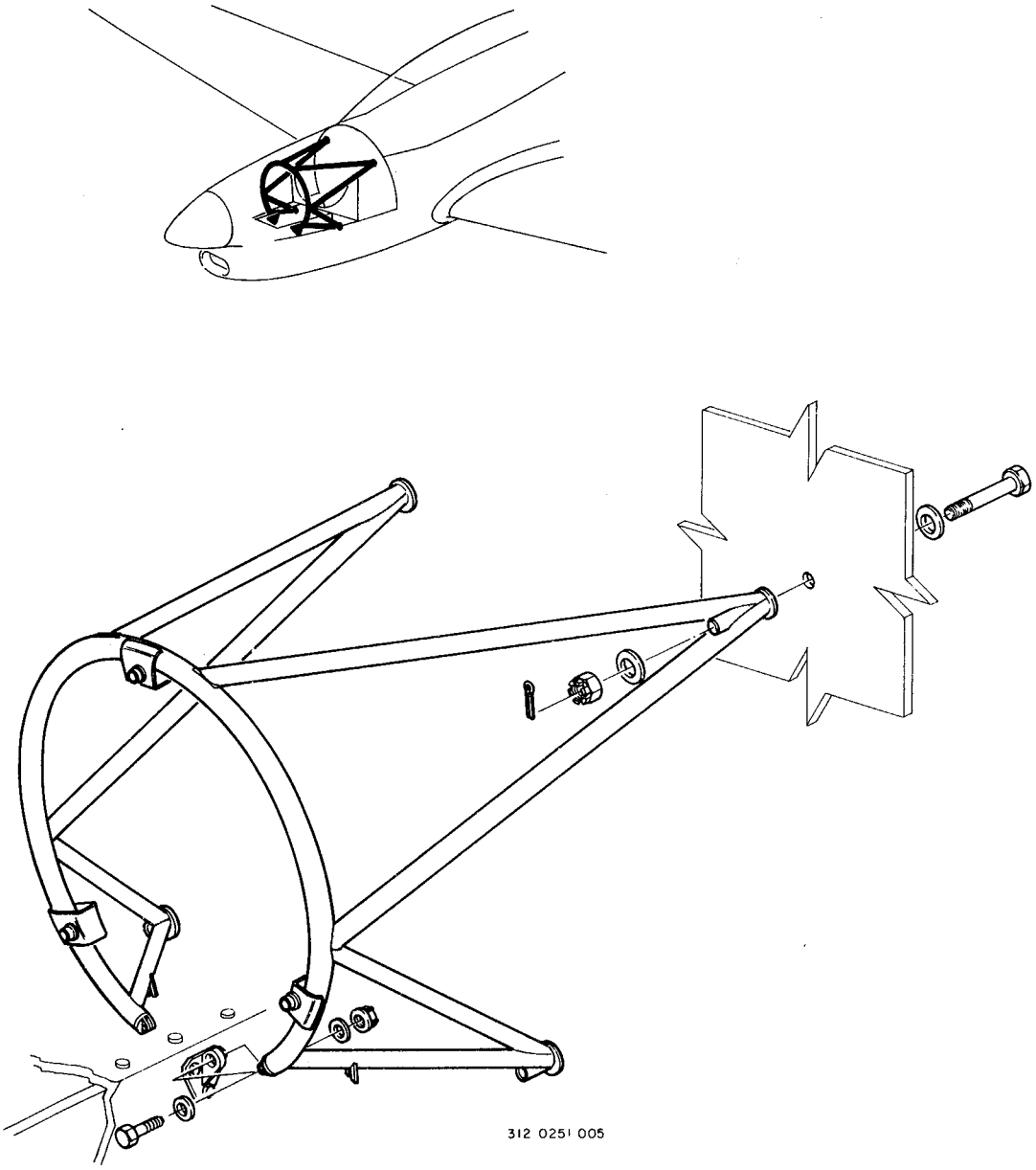


Figura 2-51-5. Berço do Motor

número de dois, entre as cavernas 5 e 11; de quatro, entre as cavernas 11 e 12; de seis, entre as cavernas 12 e 13; de oito, entre as cavernas 13 e 18 e de um, ligando a extremidade superior da caverna inclinada à chapa digital da união com a fuselagem traseira.

São utilizados, também, perfis reforçadores longitudinais de chapa dobrada (Alclad 2024-T3), contando-se seis, entre a caverna 5 e a caverna inclinada, e oito, entre esta e a caverna 18, de tal modo que, desses oito, cinco integram a lateral esquerda e três a lateral direita, desta seção da fuselagem.

Na lateral esquerda, entre as cavernas inclinada e 18, dois perfis de chapa dobrada, incluídos entre os cinco, juntamente com dois outros idênticos, dispostos verticalmente entre as cavernas 16 e 18, constituem a moldura do compartimento do bagageiro, devidamente provida de

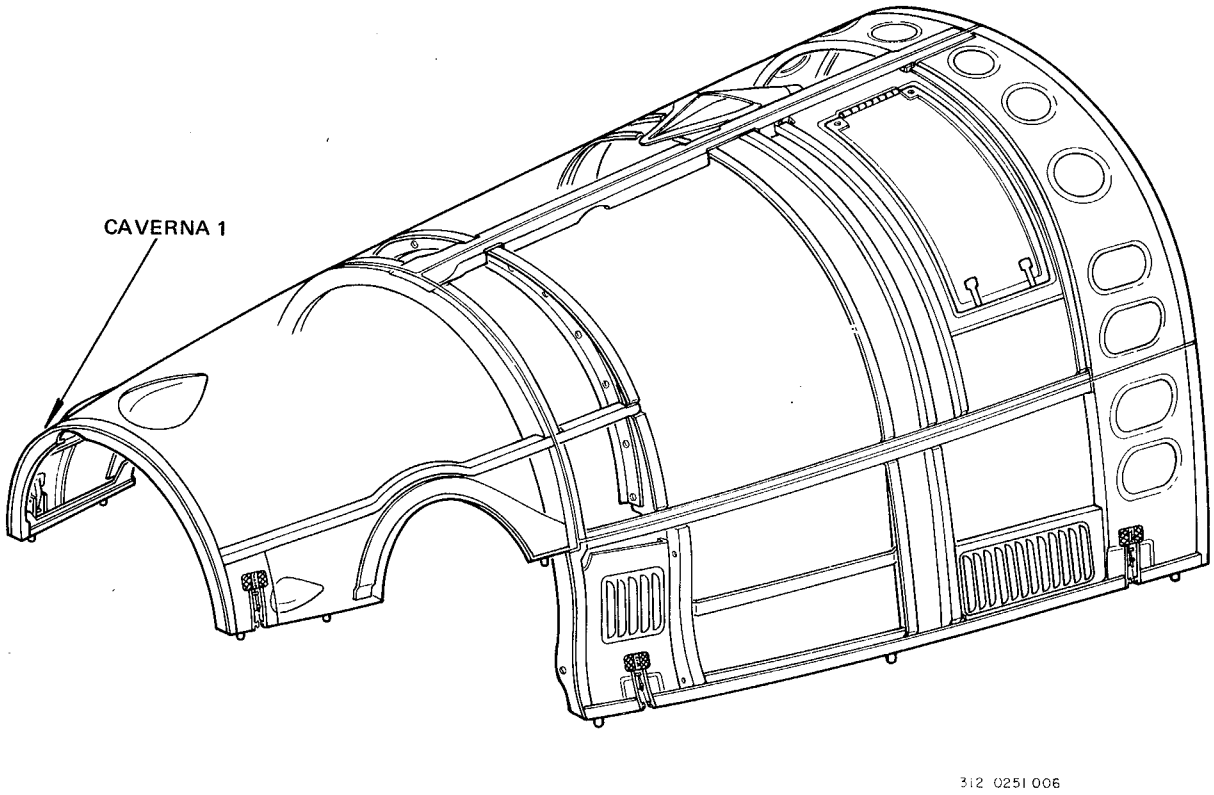


Figura 2-51-6. Capô

quatro cantoneiras. O revestimento interno do bagageiro é feito de placas de laminado "PALMER".

A abertura para o compartimento do sistema hidráulico é emoldurada internamente com um reforço de chapa de alumínio dobrada (Clad 2024-T3). Dos perfis de chapa dobrada, quatro constituem as vigas superiores e inferiores, direita e esquerda de cada lateral. Entre as cavernas 9 e 13 está o alojamento onde é inserido o caixão central da asa.

Nesta região um perfil de chapa dobrada em "L" (Alclad 2024-T3) é parafusado no extradorso da asa e na fuselagem, de cada lado, direito e esquerdo.

A caverna 10 é provida de ferragens usinadas (Liga AL 2024-T351) de fixação do extradorso da asa, dispostas sobre os perfis de chapa dobrada inferiores de cada lateral.

Atrás da caverna inclinada está o alojamento das garrafas de oxigênio. Entre as cavernas 5 e 9, a fuselagem central superior está sobre a fuselagem dianteira. As cavernas e os perfis correspondentes dessas seções da fuselagem são unidas através de chapas digitais e de chapas de união, rebitadas nas duas partes.

A carenagem da junção asa-fuselagem é parafusada nesta seção da fuselagem. Os painéis de revestimento das laterais, entre as cavernas 13 e 18, são usinados quimicamente.

2-51-14. CABINE DE TRIPULANTES

A cabine de tripulantes é delimitada à frente pela parede de fogo (caverna 5) e atrás pela caverna inclinada. É dividida em dois postos de pilotagem, dianteiro e traseiro, por um anteparo estrutural fixado à caverna 10 e ao revestimento das laterais da fuselagem.

Este anteparo é constituído por duas travessas de alumínio (Clad 2024-T3), unidas pelas abas; uma delas é de chapa dobrada em "C" e a outra, também em "C", é constituída por chapas rebitadas.

Duas estruturas tubulares de aço SAE-4130, providas de pontos para fixação dos trilhos dos assentos ejetáveis, estão fixadas por meio de parafusos às vigas da fuselagem, uma na região da caverna 10 e outra na região da caverna 15.

A base do canhão do assento ejetável dianteiro está presa

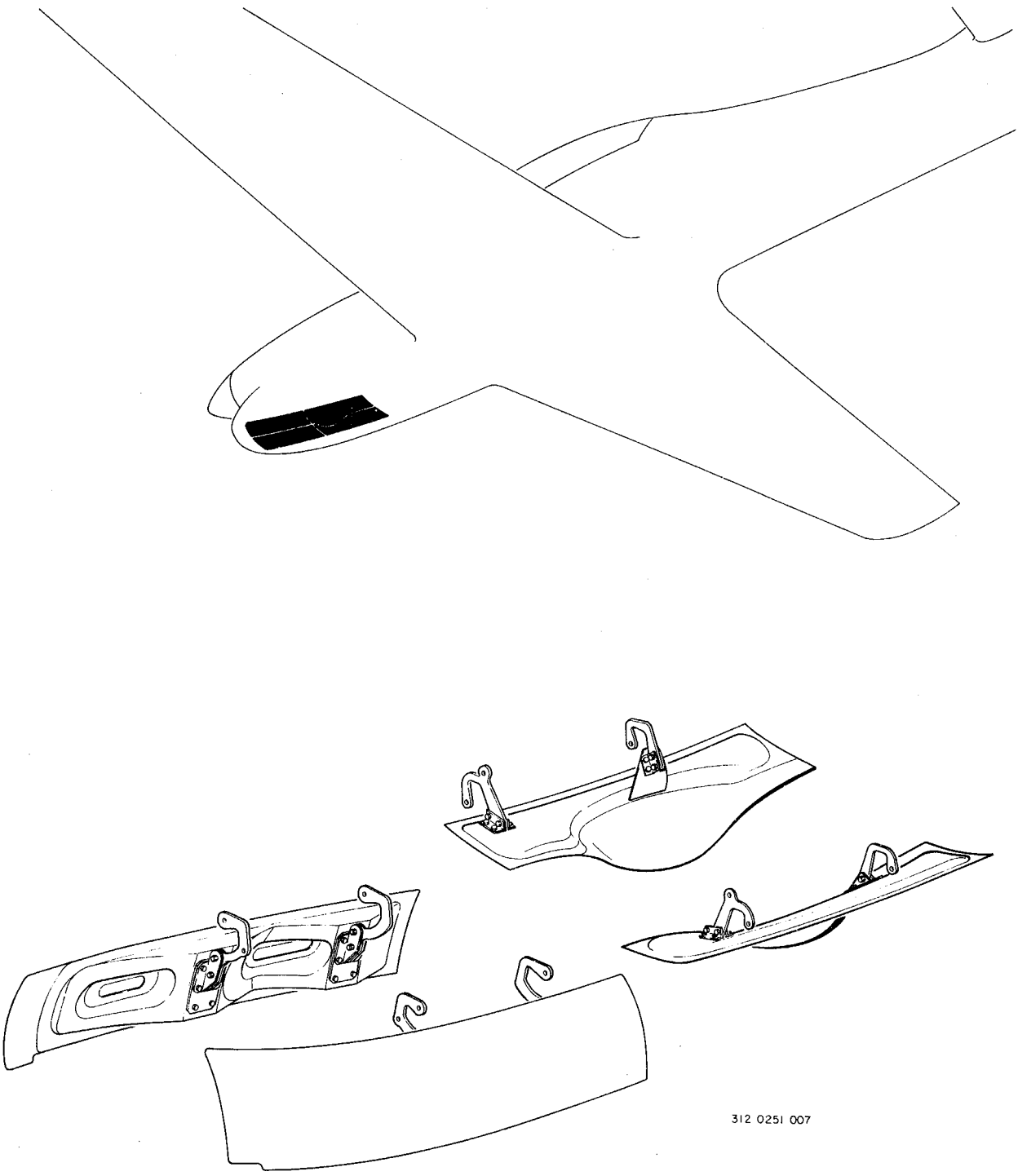


Figura 2-51-7. Portas do Trem de Pouso Auxiliar

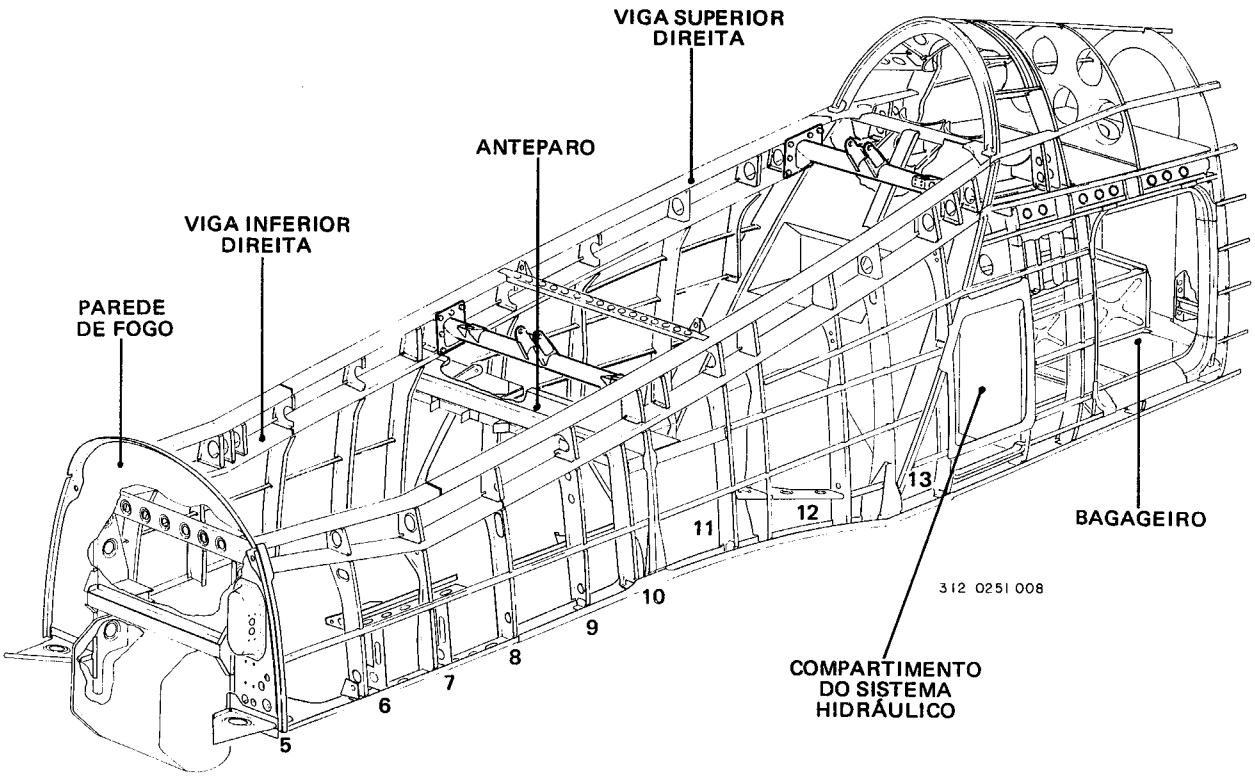


Figura 2-51-8. Fuselagem Central Superior

às ferragens de fixação da asa, na região da caverna 9, e a do canhão do assento traseiro, a uma ferragem situada sobre um pedestal, entre as cavernas 13 e 14.

As ferragens são de liga de alumínio usinada (2024-T351).

Perfis de alumínio de chapa dobrada com furos de alívio de bordos estampados (Clad 2024-T3), dotados de pontos de fixação, estão unidos às vigas inferiores, na região da caverna 6, e às vigas superiores, na região da caverna 11, para a instalação dos painéis de instrumentos dianteiro e traseiro, respectivamente.

O conjunto de pedais dianteiro está fixado por parafusos a um pedestal posicionado entre as longarinas da fuselagem dianteira, na região da caverna 6, enquanto o conjunto traseiro é preso da mesma forma ao caixão central da asa, na região da caverna 10.

O manche dianteiro acha-se instalado entre as longarinas da fuselagem dianteira, sobre a caverna 7, e o traseiro encontra-se no caixão central da asa, na região da caverna 13.

Incorporadas às laterais direita e esquerda existem estruturas, feitas de perfis de chapas de alumínio dobrados, para a instalação de instrumentos, comandos e componentes de sistemas.

A caverna inclinada dispõe de um compartimento central para a instalação do evaporador do sistema de ar condicionado, e de duas bandejas laterais para a acomodação de garrafas de oxigênio. Compartimento e bandeja são fabricados em chapa de alumínio (Clad 2024-T3).

O piso da cabine é constituído por chapas de alumínio Clad 2024-0, no posto dianteiro e pelo revestimento do caixão central da asa, no posto traseiro. Próximo aos pedais o piso é protegido por placas de resina fenolite.

As vigas superior e inferior, direita e esquerda, são ligadas por chapas digitais de alumínio (Clad 2024-T3) com furos de alívio de bordos estampados, pelas suas abas internas.

2-51-15. CAPOTA (figura 2-51-9)

A capota constitui-se de uma peça inteiriça moldada em acrílico, integrada por meio de parafusos à estrutura da

moldura. É articulada por meio de duas dobradiças principais e uma intermediária, instaladas na viga superior direita. Possui, ainda, dois amortecedores de equilíbrio, colocados à frente da caverna inclinada.
Dois ganchos embutidos na viga superior esquerda travam a capota, quando fechada. Uma divisória transparente, fixada à estrutura da moldura, separa o posto de pilotagem dianteiro do posto traseiro. A vedação da capota, quando fechada, é assegurada por um perfil de borracha instalado na estrutura da moldura; esta incorpora, ainda, um cordão explosivo, que circunda a capota e permite sua ruptura em emergência, mediante o cisalhamento do acrílico.
A estrutura da moldura, em alumínio (Clad 2024-T3), consiste de uma base de seção aproximadamente quadrada, reforçada no posto traseiro por um tubo de aço com flanges parafusados nas laterais e de quatro chapas digitais, integrando o acrílico à base.

2-51-16. PORTA DO BAGAGEIRO (figura 2-51-10)

A porta do bagageiro é formada por um painel de chapa de alumínio (Clad 2024-T3), almofadado internamente com uma chapa estampada do mesmo material, rebitada ao painel. É articulada por meio de dobradiça contínua e incorpora um perfil de borracha de vedação, um fecho de ação rápida e um mecanismo de travamento na posição aberta.

2-51-17. FUSELAGEM CENTRAL INFERIOR (figura 2-51-11)

A fuselagem central inferior está sob a fuselagem central superior, entre as cavernas 13 e 18. É composta, portanto, de seis cavernas de chapa de alumínio dobrada (Clad 2024-T3) com furos de alívio de bordos estampados.
A caverna 13 possui duas ferragens usinadas em liga de alumínio (2024-T351) para a fixação da longarina traseira da asa, montadas do lado interno da fuselagem; do lado externo, existem duas outras ferragens, do mesmo material e com a mesma função, fixadas sobre uma chapa digital, devidamente carenadas.
Preso às cavernas 13 e 14 está o pedestal formado por chapas de alumínio com furos de alívio de bordos estampados (Clad 2024-T3), onde se situa a ferragem de fixação da base do canhão do assento ejetável traseiro.
As cavernas 14 e 15 são unidas inferiormente por chapas de alumínio (Clad 2024-T3), dispostas de maneira a formar um compartimento munido de aberturas, no qual fixam-se quatro ferragens usinadas em liga de alumínio (2024-T351), dotadas de rolamentos, para instalação dos guinhóis dianteiros do profundor – rolamentos verticais – e do leme de direção – rolamentos horizontais.
Na região das cavernas 14 e 15, sob a carenagem esquerda da junção asa-fuselagem, estão os suportes externos de fixação do tensor do estribo escamoteável, e de articulação do mesmo, respectivamente. Estes suportes são feitos em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) com furos de alívio de bordos estampados. Entre as cavernas 16 e 17, existe um orifício circular para acomodação do estribo, quando recolhido.

Existem quatro reforçadores longitudinais nesta seção da fuselagem, sendo dois perfis extrudados em "L" com bulbo (Liga AL 2024-T351) e dois perfis de chapa dobrada em "L" (Alclad 2024-T3) As cavernas correspondentes da fuselagem central superior e inferior (cavernas 13 a 18) são unidas por chapas digitais e por chapas de união, rebitadas nas duas partes.

2-51-18. FUSELAGEM TRASEIRA (figura 2-51-12)

A fuselagem traseira é rebitada à fuselagem central através de chapa digital. Acomoda, internamente, cabos, roldanas, suportes, guias e atuadores do sistema de comandos de vôo e a fiação dos diversos componentes do sistema elétrico localizados na empenagem.
É constituída por onze cavernas (18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 25A, 26 e 27), por duas semicavernas rebitadas às cavernas 25 e 26, e vai da estação X = 6550,0 (caverna 18) até a estação X = 9525,0 (caverna 27).
Sobre as cavernas 21, 22 e 23 está a carenagem de acabamento da junção fuselagem-estabilizador vertical, feita em alumínio (Clad 2024-T3), reforçada por dois perfis de chapa dobrada do mesmo material, fixada por rebitagem.
A barbatana dorsal, fabricada em plástico laminado reforçado com fibra de vidro, está parafusada no extradorso da fuselagem, entre as cavernas 20 e 23 e no revestimento do bordo de ataque do estabilizador vertical.
A caverna 23 é inclinada em relação às demais e prolonga-se até a primeira nervura do bordo de ataque do estabilizador vertical, onde é rebitada.
Na caverna 24 é rebitado o prolongamento da longarina dianteira do estabilizador vertical. Esta caverna incorpora, ainda, dois suportes verticais feitos em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) onde são fixadas as ferragens usinadas em liga de alumínio (2024-T351), providas de rolamentos, para a instalação do guinhol traseiro do profundor, e das roldanas de apoio dos cabos de comando do leme de direção.
Cada uma das ferragens é presa ao suporte por intermédio de parafusos. No conjunto caverna/semicaverna 25 estão instaladas duas ferragens usinadas em liga de alumínio (2024-T351) de fixação do estabilizador horizontal, em

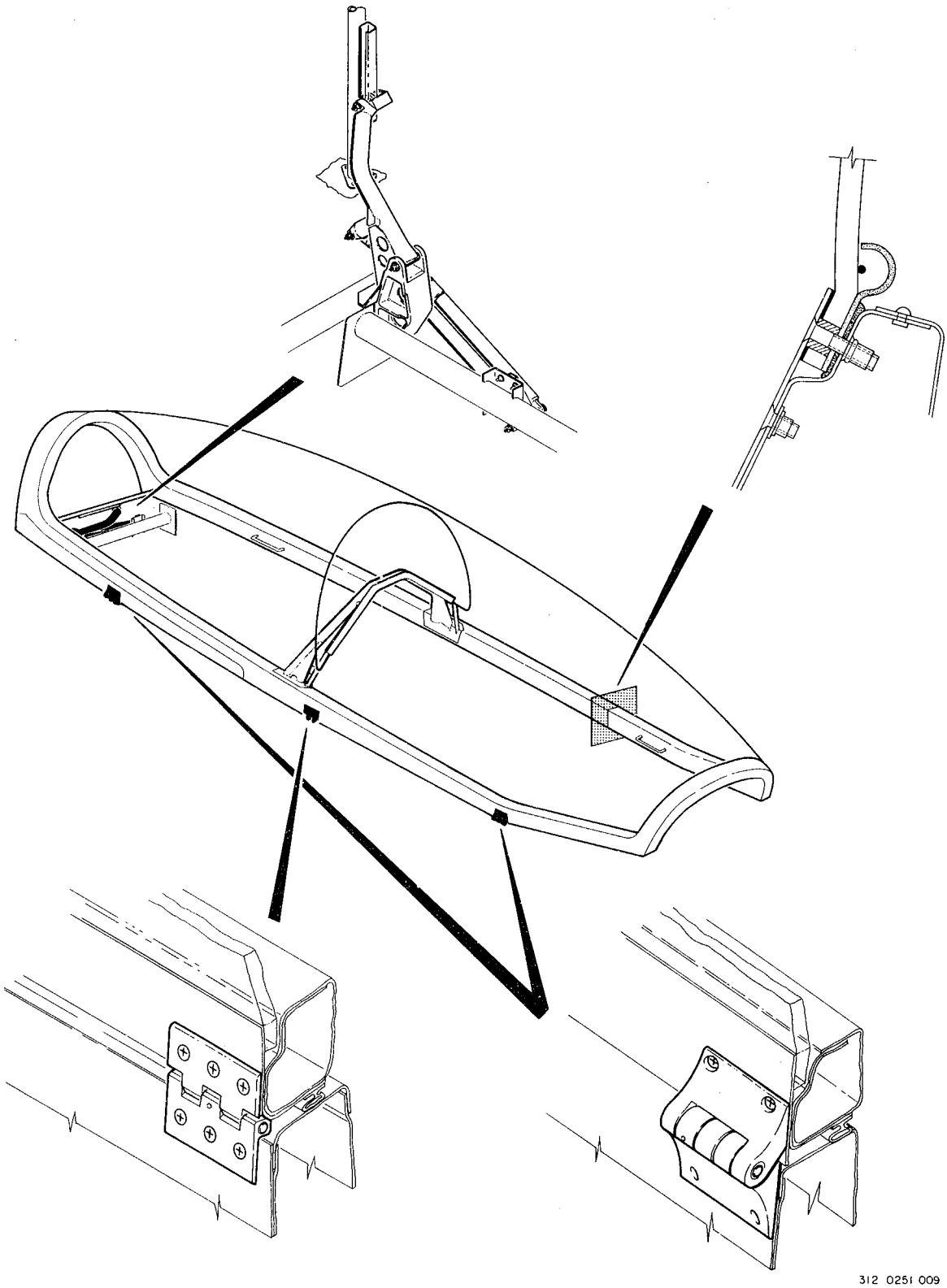
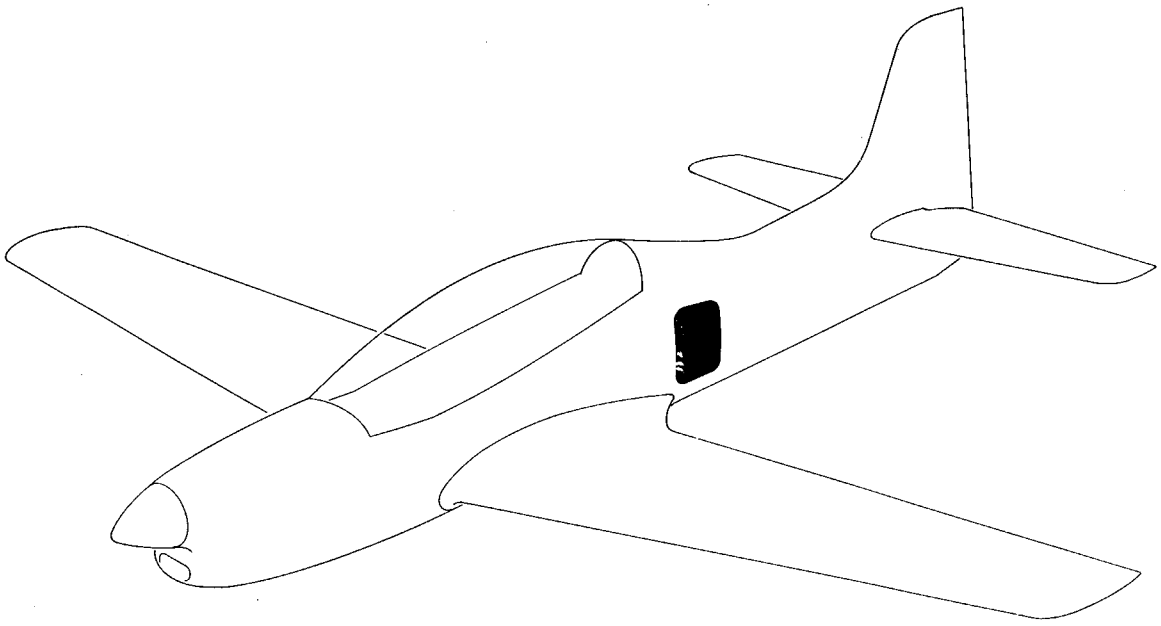
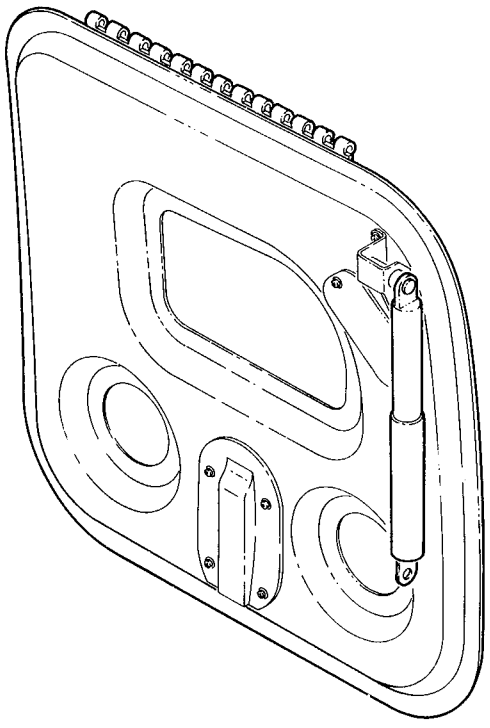


Figura 2-51-9. Capota





312 0251 010

Figura 2-51-10. Porta do Bagageiro

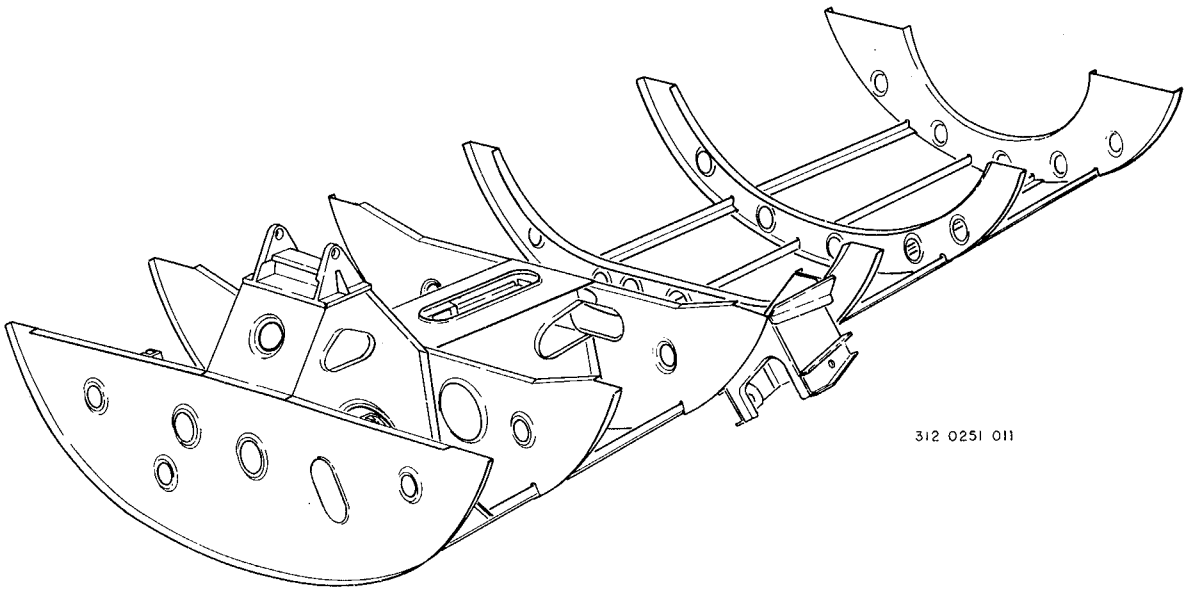


Figura 2-51-11. Fuselagem Central Inferior

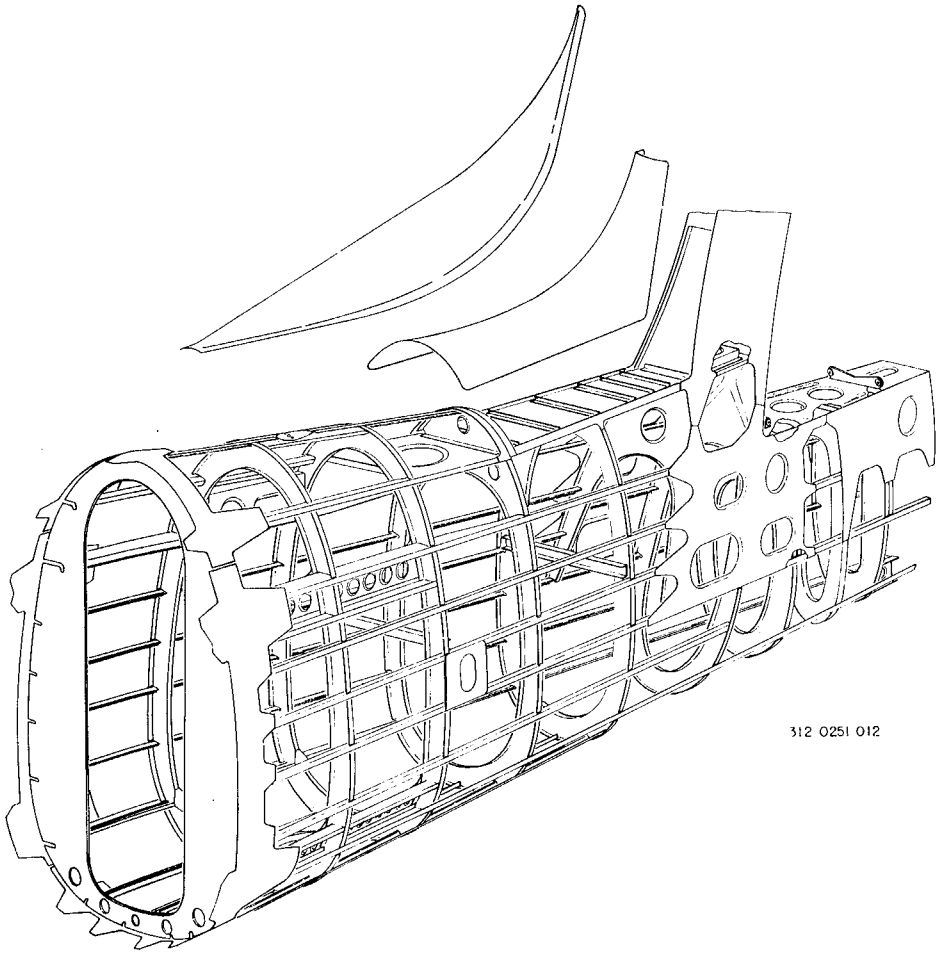


Figura 2-51-12. Fuselagem Traseira

posição transversal, enquanto que o conjunto caverna/semicaverna 26 incorpora uma placa usinada do mesmo material, provida de dois pontos de fixação com a mesma finalidade, porém em posição longitudinal. As ferragens são presas, cada uma, por intermédio de parafusos; a placa é fixada por rebitagem. Nos quatro pontos de fixação existem buchas de aço SAE-4130.

Na caverna 27 estão rebitados o prolongamento da longarina traseira do estabilizador vertical, os suportes horizontais das ferragens providas de rolamentos, para a instalação do guinhol do leme de direção, e o olhal de suspensão/amarração do avião. Dois perfis de chapa de alumínio dobrada (Clad 2024-T3), com furos de alívio de bordos estampados, dispostos internamente no intradorso da fuselagem, presos às cavernas 26 e 27, reforçam a região de fixação do olhal.

As cavernas 23 e 24, o prolongamento da caverna 23 e a longarina dianteira do estabilizador vertical são unidos por chapas digitais, colocadas lateralmente, sob o revestimento.

As cavernas 21, 23, 25, 25A e 26 possuem furos de alívio de bordos estampados. Duas barbatanas laterais, fabricadas em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), estão dispostas na região das cavernas 21 a 24, rebitadas na fuselagem e parafusadas no bordo de ataque do estabilizador horizontal. Entre as cavernas 24 e 27 está o alojamento onde é inserido o caixão central do estabilizador horizontal e são parafusadas as carenagens de junção com a fuselagem, em alumínio (Clad 2024-T3). Estas carenagens são guarnecidas com perfis de borracha. Nesta região, as cavernas 25, 25A e 26 são interrompidas e unidas superiormente por uma chapa de alumínio com furos de alívio, para constituir a base do alojamento.

Os reforçadores longitudinais aparecem em dois tipos: perfis de chapa de alumínio dobrada (Clad 2024-T3) e perfis extrudados em "L" com bulbo (Liga AL 2024-T3511)

Dos primeiros existem oito, entre as cavernas 18 e 20; seis entre as cavernas 20 e 23; quatro, entre as cavernas 23 e 24, e dois entre as cavernas 24 e 27.

Os segundos são em número de onze, entre as cavernas 18 e 20, 21 e 22; doze, entre as cavernas 20 e 21; dez, entre as cavernas 22 e 23; oito, entre as cavernas 23 e 25; sete, entre as cavernas 25 e 26 e dois, entre as cavernas 26 e 27.

As quatro vigas, superiores e inferiores, direita e esquerda são contadas entre os perfis de chapa dobrada. As vigas superiores, direita e esquerda, entre as cavernas 20 e 23, são unidas por uma chapa de alumínio (Clad 2024-T3), com furos de alívio de bordos estampados, reforçada por perfis extrudados, dispostos transversalmente. O revestimento é constituído por painéis de chapa de alumínio (Clad 2024-T3), rebitados à estrutura. Sobre a caverna 21, ocorre a junção das chapas que revestem o extradorso.

2-51-19. ASA — GERAL (figura 2-51-13)

A asa é de construção tipo cantilever, inteiramente metálica, trilongarina na região do tanque de combustível do bordo de ataque e bilongarina entre este tanque e a ponta da asa. Compõe-se de um caixão central inteiriço, de bordos de ataque, de bordos de fuga integrados e de pontas de asa desmontáveis.

A instalação da asa na fuselagem é feita por intermédio da inserção do prolongamento do caixão central ao alojamento da asa na estrutura da fuselagem. A asa inteiriça é ligada à fuselagem através de vinte e oito parafusos, formando uma ligação estrutural contínua. A junção asa/fuselagem é coberta por uma carenagem fabricada em plástico laminado reforçado com fibra de vidro, parafusada à asa e à fuselagem. Sua estrutura é toda feita em alumínio, formada pelas longarinas principal, traseira e auxiliar, por perfis reforçadores longitudinais extrudados em "L" com bulbo (Liga 2024-T3511) e por nervuras moldadas, com furos de alívio de bordos estampados, entalhadas na periferia para a acomodação dos reforçadores (Clad 2024-T3).

A nervura da ponta da asa (estação Y = 5444,0) é composta de uma única peça, ao contrário das demais, e não está incluída no número de nervuras dado para cada componente da asa.

Incorpora suportes para a fixação de cargas externas, ferragens para a articulação dos ailerons, ferragens para a fixação do conjunto do trem de pouso principal e trilhos para a instalação dos flapes; dispõe de provisões para alojamento dos faróis de aterragem e das luzes de navegação/anticolisão; possui, ainda, pontos reforçados para a instalação de macacos de suspensão do avião e janelas de acesso convenientemente localizadas. Os tanques são integrados à estrutura como internos e externos. O revestimento é trabalhante, formado por chapas de alumínio (Clad 2024-T3), rebitadas à estrutura. Inclui painéis de revestimento usinados quimicamente.

2-51-20. CAIXÃO CENTRAL (figura 2-51-14)

O componente básico da asa é o caixão central, constituído pela longarina principal (dianteira) a 30% e pela longarina traseira a 70% da corda e, ainda, pelos revestimentos do extradorso e do intradorso, ligados a dezenove nervuras e a reforçadores longitudinais, adequadamente espaçados.

A longarina principal é composta pelas mesas, formadas por perfis extrudados em liga de alumínio (2024-T3511), e pela alma, feita em chapa de alumínio (Clad 2024-T3). As mesas possuem dimensões e número de perfis extrudados variáveis, diminuindo no sentido da ponta da asa; o mesmo ocorre com a altura da alma.

A longarina traseira é toda construída, alma e mesas, em chapa de alumínio (Clad 2024-T3). Incorpora uma ferragem usinada em liga de alumínio (2024-T351), de fixação da asa na fuselagem, rebitada na parte traseira da alma, próximo à nervura 1, em cada semi-asa.

É formada, até a articulação interna do aileron (estação Y = 3529,5), por um perfil em forma de "U", disposto de modo que as suas abas constituam as mesas da longarina, e por perfis em forma de "L", reforçando as mesas. A partir desse ponto a longarina passa a ser simplesmente o perfil "U" inteiriço.

As almas de ambas as longarinas possuem furos de alívio de bordos estampados, exceto na região dos tanques integrais de combustível, para a longarina principal. Dispõem, ainda, de reforçadores verticais, constituídos pelos perfis de chapa dobrada colocados nos locais de fixação das nervuras, ou pelas próprias abas das nervuras.

A estrutura do caixão central possui, ainda, nervuras rígidas posicionadas em direção aproximadamente perpendicular à das nervuras convencionais, com finalidades específicas.

O tanque externo integral de combustível, localizado no caixão central, é delimitado pela longarina principal, pelas nervuras 9 e 13, por uma nervura rígida colocada a 62% da corda e pelos revestimentos do extradorso e do intradorso; todos esses elementos são devidamente selados, vedados e protegidos contra vazamentos e ataques químicos do combustível. Este tanque é equipado com uma janela de acesso, emoldurada internamente por um reforço de chapa de alumínio estampada (Clad 2024-T3), localizada no intradorso, entre as nervuras 10 e 12, e com um adaptador para a tampa do bocal de abastecimento de combustível, feito do mesmo material, rebitado ao revestimento na estação Y = 2427,7.

As duas placas de apoio para cargas externas que, juntamente com os suportes no bordo de ataque, formam pontos duros para as provisões de cargas externas, são usinadas em liga de alumínio (2024-T351) e estão rebitadas ao revestimento entre as nervuras 10 e 11, 13 e 14.

O trem de pouso principal está fixado ao caixão central através de quatro mancais, fabricados a partir de perfis laminados de liga de alumínio (2024-T351), sendo dois

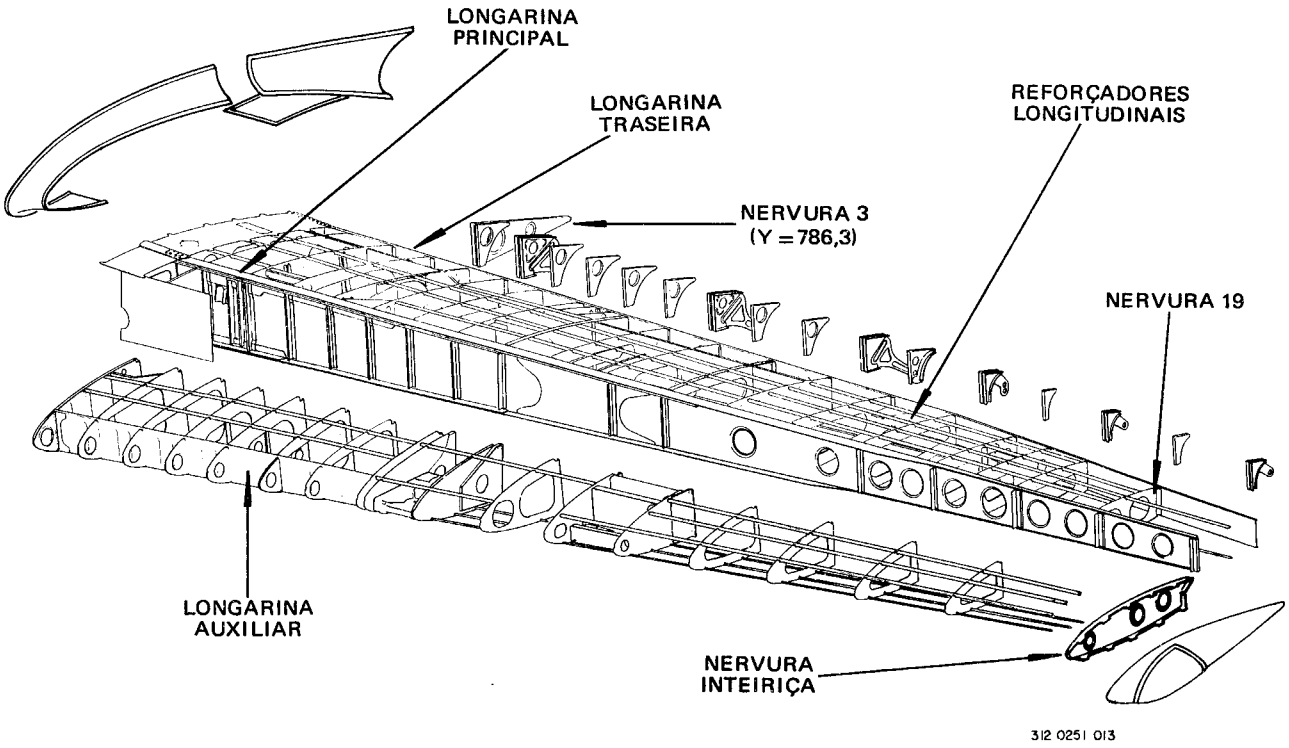


Figura 2-51-13. Estrutura da Asa

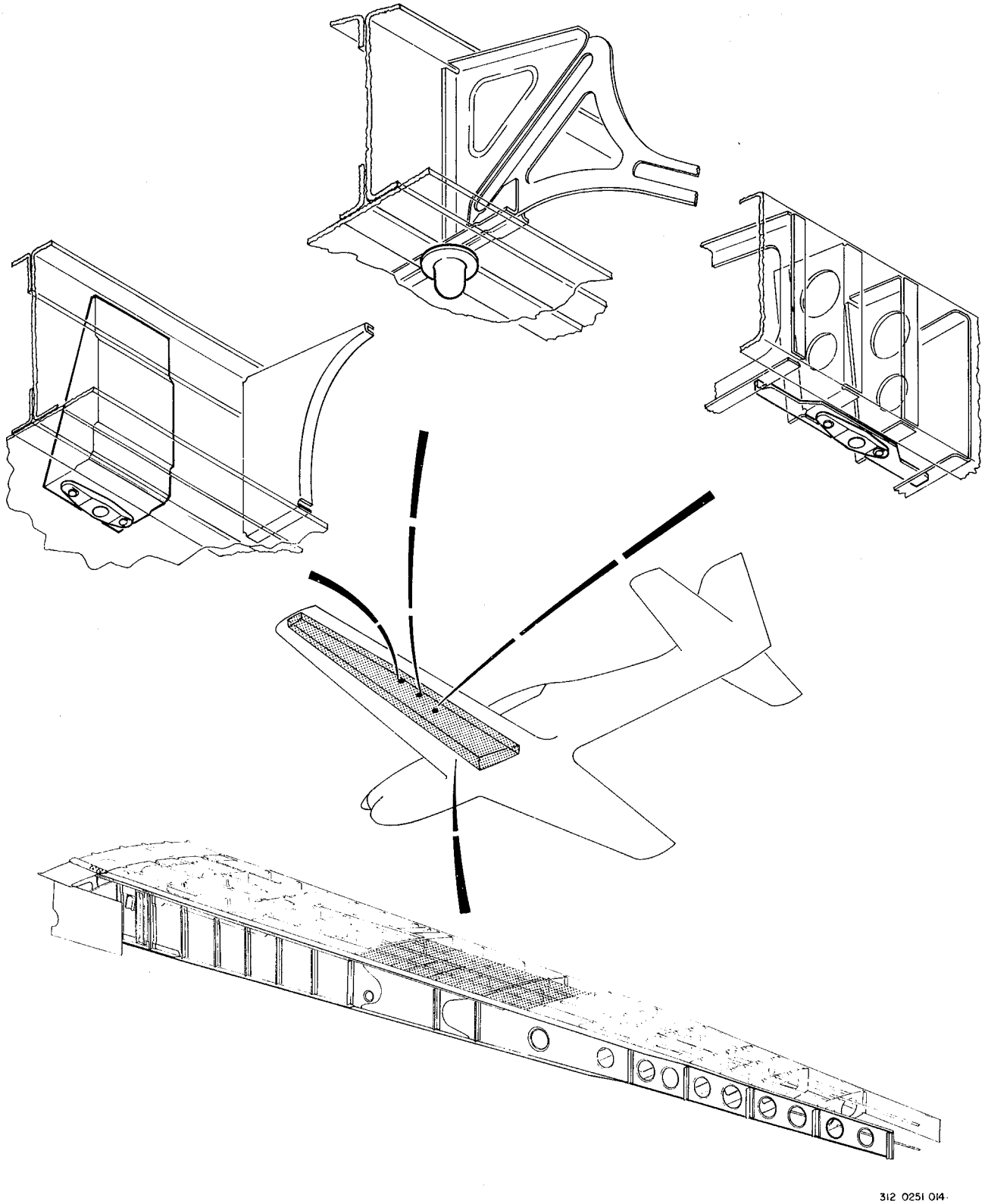


Figura 2-51-14. Caixão Central

utilizados para a articulação da haste de travamento, posicionados entre as nervuras 6 e 7, e dois para a articulação da perna de força, na estação Y = 1884,9, entre as nervuras 8 e 9.
Os eixos de articulação consistem de pinos de liga de aço, rosqueados (MIL-B-6812). Esses mancais são parafusados em nervuras rígidas, situadas a 38% e a 62% da corda.
À nervuras rígidas também estão presos o atuador linear do flape, entre as estações Y = 171,5 e Y = 2005,5 e a ferragem de alumínio usinada provida de rolamento para articulação do guinhol externo do aileron,entre as estações Y = 4215,3 e Y = 4405,8.
Os pontos de suspensão do avião estão localizados no caixão central, em cada semi-asa, rebitados ao revestimento do intradorso, sob a longarina traseira, na estação Y = 2869,1 (nervura 12). Consistem de uma ferragem usinada em liga de alumínio (2024-T351), com formato semi-esférico, flangeada.
O número de perfis reforçadores extrudados existentes no extradorso é de três, entre as nervuras 1 e 9, quatro, entre as nervuras 9 e 18, três, entre as nervuras 18 e 19 e um, entre esta e a nervura inteiriça da estação Y = 5444,0.
No intradorso é utilizado um, entre as nervuras 1 e 9, e quantidades iguais às do extradorso, nas mesmas localizações.
O revestimento é constituído por chapas de alumínio (Clad 2024-T3). O painel de revestimento do intradorso, entre as nervuras 1 e 14, é usinado quimicamente.
São utilizadas chapas digitais de união, sob o revestimento, unindo as nervuras 1 e 2, 10 e 11, 13 e 14, alongando-se até o bordo de ataque.
Os dois planos do caixão central são unidos pelas mesas da longarina principal através de placas laminadas em liga de alumínio (2024-T351), pelas mesas da longarina traseira por meio de chapas de alumínio (Clad 2024-T3) e pelas almas de ambas as longarinas por chapas de união (Alclad 2024-T3). Os elementos de união são rebitados nos dois planos.
A parte do caixão central que está inserida na fuselagem é complementada por uma semilongarina frontal de chapa de alumínio (Clad 2024-T3), disposta a 21% da corda, da estação Y = 0 até a estação Y = 545,0 (nervura 3).
No intradorso do bordo de ataque, entre as nervuras 17 e 18 (estações Y = 4405,8 e Y = 4596,3), existe uma tomada de ar tipo NACA do sistema de ventilação dos tanques de combustível, feita em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) rebitada ao revestimento.

2-51-21. TREM DE POUSO PRINCIPAL — GERAL

Consulte o Capítulo 32 — Trem de Pouso.

2-51-22. PORTAS DO TREM DE POUSO PRINCIPAL (figura 2-51-15)

Cada alojamento do trem de pouso principal possui duas portas estruturalmente semelhantes, constituídas por painéis de alumínio (Clad 2024-T3), almofadados, com chapas do mesmo material.

2-51-23. BORDO DE ATAQUE (figura 2-51-16)

O bordo de ataque é fixado ao caixão central junto à longarina principal. Compõe-se de uma longarina auxiliar a 6% da corda, de extensão parcial ao longo da envergadura, de um painel de revestimento, de dezessete nervuras e de reforçadores longitudinais. A longarina auxiliar tem suas mesas e alma fabricadas de chapa de alumínio (Clad 2024-T3). Cada mesa é formada por um perfil dobrado em forma de "L", rebitado à alma, a qual possui reforços estampados e altura variável, decrescente no sentido da ponta da asa. Está localizada entre as estações Y = 545,0 (nervura 3) e Y = 2259,5 (nervura 10).
Nesta região situa-se o tanque interno de combustível, do tipo integral, delimitado pelas longarinas auxiliar e principal e pelo revestimento, convenientemente selados, vedados e protegidos contra vazamentos e ataques químicos do combustível. Este tanque é preenchido internamente com espuma de poliuretano, entre as nervuras 4 (Y = 786,3 e 10Y = 2259,5), e possui uma janela de acesso, emoldurada internamente por um reforço contínuo de chapa de alumínio estampada (Clad 2024-T3), posicionada no intradorso entre as nervuras 3 e 8 (estações Y = 1027,6 e Y = 1751,5). Um reservatório de alimentação (tanque acrobático), provido de janela de acesso, está localizado dentro do tanque interno, entre as nervuras 3 e 4 (estações Y = 545,0 e Y = 786,3), nos limites de 21% a 30% da corda. Os dois suportes para fixação de cargas externas, situados no bordo de ataque, são feitos em liga de alumínio usinada (2024-T351) e estão presos a nervuras consecutivas que, por sua vez, também são fixadas à longarina principal através de ferragens usinadas do mesmo material, entre as estações Y = 2259,5 e Y = 2564,3 (nervuras 10 e 11), Y = 3199,3 e Y = 3529,5 (nervuras 13 e 14).
As demais nervuras do bordo de ataque são unidas à longarina principal por intermédio de perfis de chapa de alumínio dobrada (Clad 2024-T3), que funcionam como reforçadores verticais. As nervuras 3 a 9 são rebitadas à longarina auxiliar sobre perfis de espera. O compartimento do farol de aterragem está posicionado entre as nervuras 12 e 13 (estações Y = 2869,1 e Y = 3199,3). É emoldurado por uma chapa de alumínio estampada, encaixada sob o revestimento.

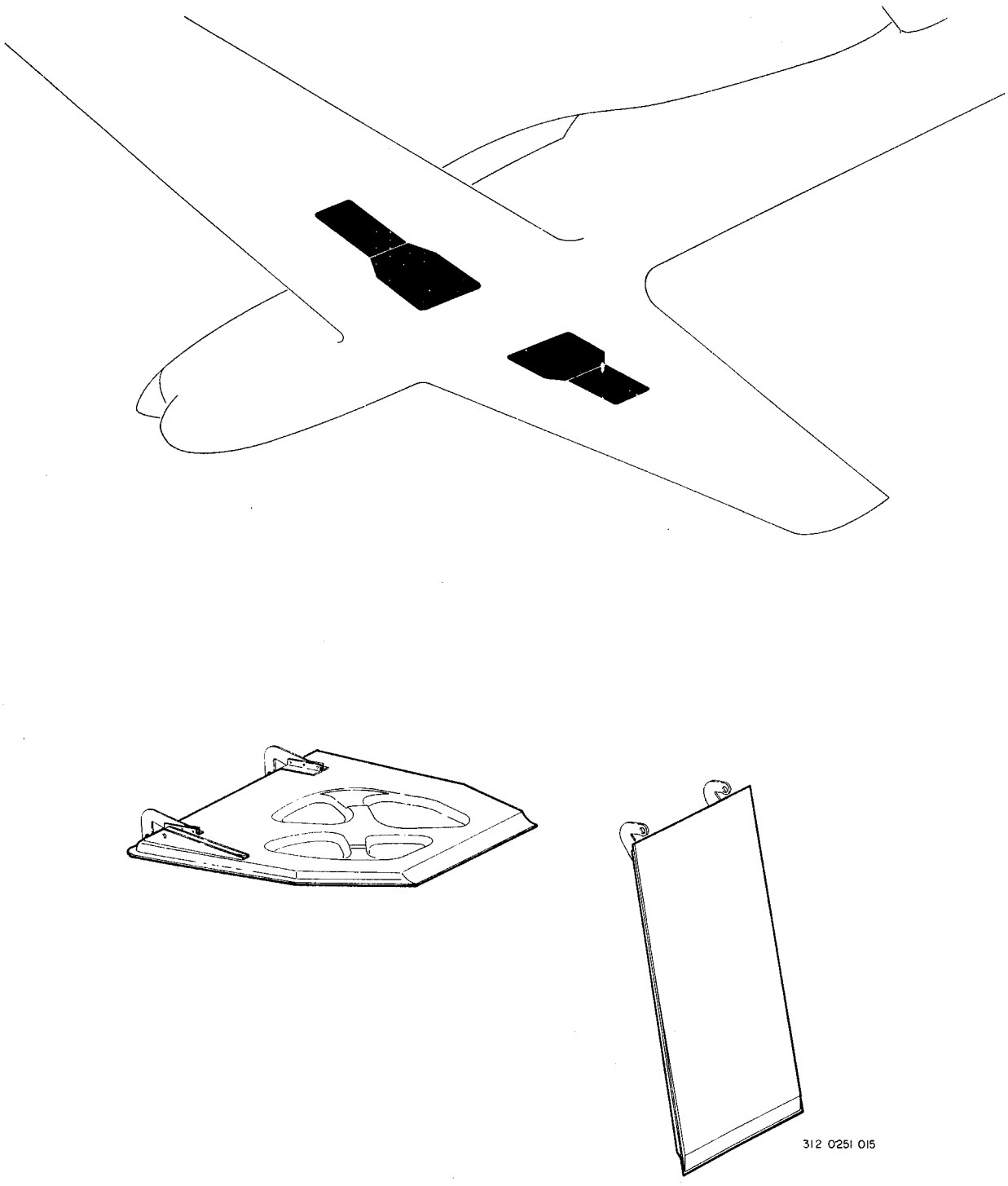


Figura 2-51-15. Portas do Trem de Pouso Principal

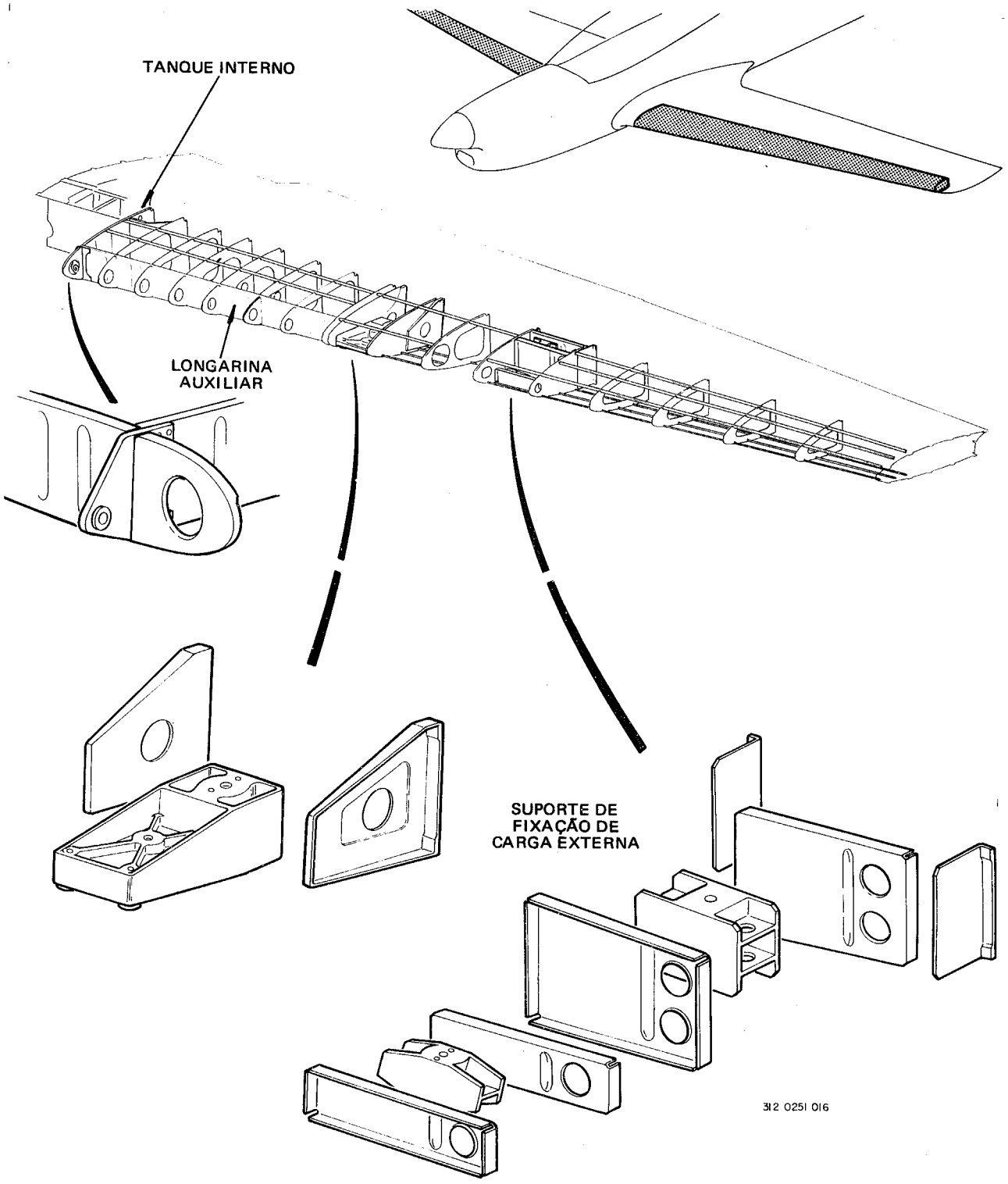


Figura 2-51-16. Bordo de Ataque

O farol é protegido por um plástico acrílico transparente, parafusado na moldura através de chapa digital.

São empregados quatro perfis reforçadores longitudinais extrudados na região do tanque interno, dois entre as nervuras 10 e 12, um no extradorso entre as nervuras 12 e 13, um no intradorso entre as nervuras 13 e 14 e seis entre a nervura 14 e a nervura de ponta de asa (estação Y = 5444,0).

O bordo de ataque é interrompido na fuselagem, onde é fixado por meio de uma ferragem usinada rebitada na raiz da longarina auxiliar, provendo ligação à estrutura da fuselagem dianteira.

2-51-24. BORDO DE FUGA (figura 2-51-17)

O bordo de fuga é de construção integral com o caixão central. É constituído por dezesseis nervuras rebitadas à longarina traseira e cobertas pelo revestimento do caixão central. Incorpora os três suportes providos de rolamentos para a articulação do aileron e os três trilhos para a instalação do flape. Os suportes são feitos em liga de alumínio usinada (2024-T351), enquanto que os trilhos são fabricados em liga de aço SAE-4130. Estes elementos são parafusados a nervuras duplas; são elas as nervuras 4, 9 e 12, para os trilhos interno, central e externo do flape e as nervuras 14, 16 e 19, para as articulações interna, central e externa do aileron, respectivamente.

O bordo de fuga é fechado posteriormente pelas calhas do flape e do aileron, feitas em chapa Alclad 2024-T3, rebitadas aos painéis de revestimento do extradorso e do intradorso. As calhas possuem janelas de acesso à fixação das ferragens de articulação do aileron na asa e ao atuador linear do flape; possuem também orifícios destinados à passagem das ferragens de articulação do aileron, dos trilhos do flape e da haste do subsistema de interligação mecânica dos flapes. O revestimento do extradorso é recortado no local de passagem da haste de comando do aileron; o recorte é coberto por uma carenagem de chapa de alumínio estampada (Alclad 2024-T3), rebitada ao revestimento.

2-51-25. PONTA DE ASA (figura 2-51-18)

A ponta de asa consiste de duas peças rebitadas uma à outra. A peça externa é a carenagem de ponta propriamente dita, feita em plástico laminado reforçado com fibra de vidro. A peça interna é uma nervura estampada de armação, em chapa Alclad 2024-T3.

Incorpora as luzes de navegação/anticolisão, protegidas por um plástico acrílico transparente, parafusado à carenagem.

A ponta de asa é fixada à nervura inteiriça da estação Y = 5444,0 através de parafusos.

2-51-26. AILERON (figura 2-51-19)

O aileron estende-se da nervura 13 até a nervura inteiriça da estação Y = 5444,0. Possui um compensador automático balanceado estaticamente. É equilibrado estaticamente por meio de massas de balanceamento distribuídas ao longo do bordo de ataque. Sua estrutura é toda fabricada em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), do tipo semimonocoque, constituída pelos seguintes elementos:

- Uma longarina de chapa dobrada com as abas em sentidos opostos;
- Nove nervuras de bordo de ataque moldadas com furo de alívio de bordos estampados. Nestas nervuras estão fixados dois tubos de aço no interior dos quais são colocadas massas de balanceamento, três suportes usinados em liga de alumínio (2024-T351) da articulação do aileron na asa e um suporte do mesmo material da articulação da haste de comando do aileron;
- Sete nervuras de bordo de fuga moldadas com furos de alívio de bordos estampados;
- Duas nervuras estampadas inteiriças, dispostas nas extremidades;
- Dois perfis reforçadores de chapa dobrada em forma de "U", um no extradorso e outro no intradorso, sob o revestimento do bordo de fuga;
- Revestimento trabalhante.

2-51-27. COMPENSADOR DO AILERON (figura 2-51-20)

O compensador do aileron está colocado entre as nervuras 13 e 15. É articulado por meio de dobradiça contínua, rebitada à sua estrutura. Esta é toda fabricada em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) e consiste de uma nervura inteiriça estampada, situada na extremidade interna, com dimensões superiores às da própria seção transversal do compensador, na qual está parafusada a massa de balanceamento; de duas nervuras centrais, nas quais está parafusado o suporte de articulação da haste de comando do compensador e de chapas dobradas de forma a constituir a longarina do bordo de ataque, o revestimento do bordo de fuga e quatro nervuras, duas dispostas nas extremidades laterais e duas reforçando o local de fixação da ferragem de articulação do terminal da haste de comando do compensador.

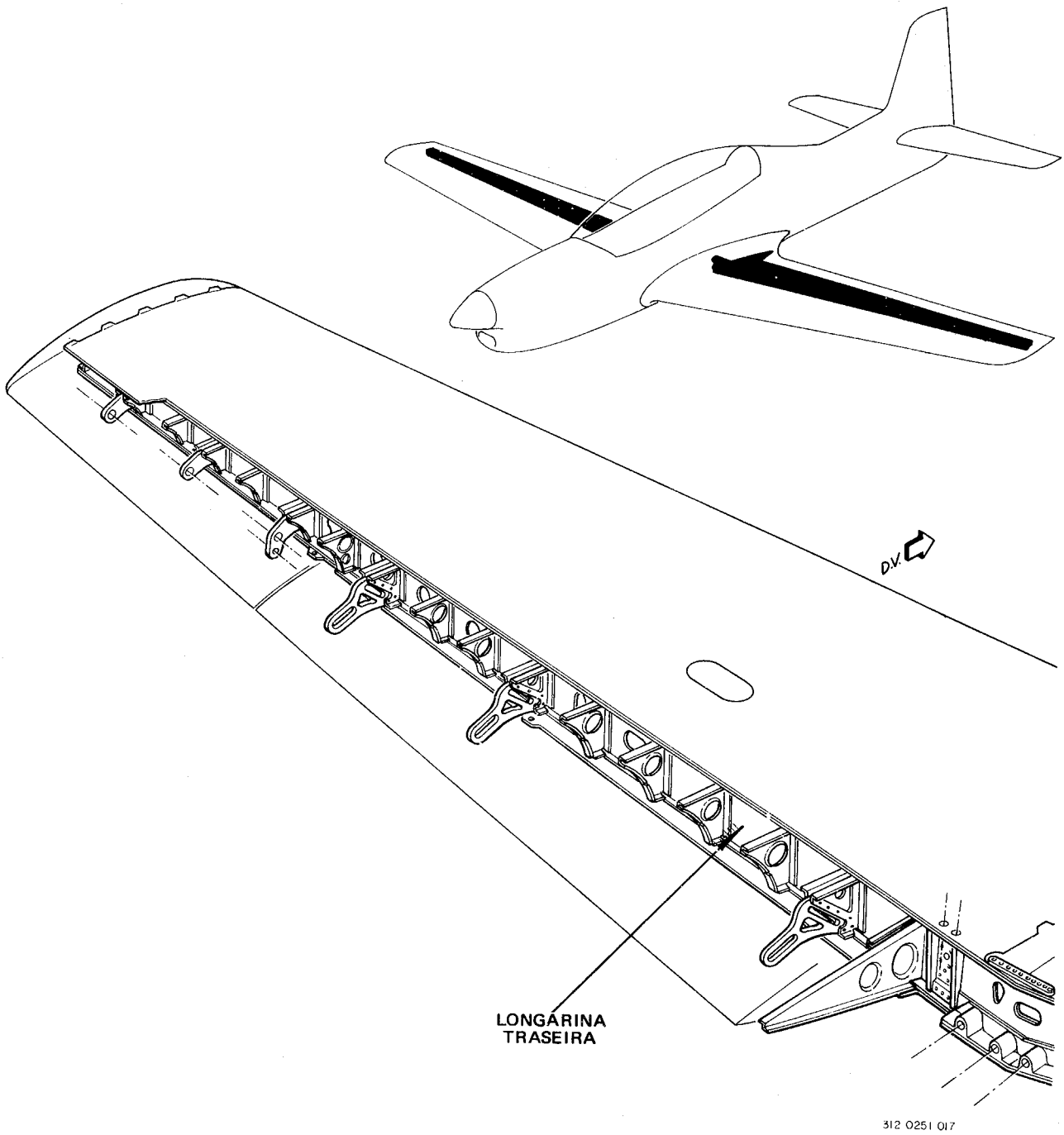
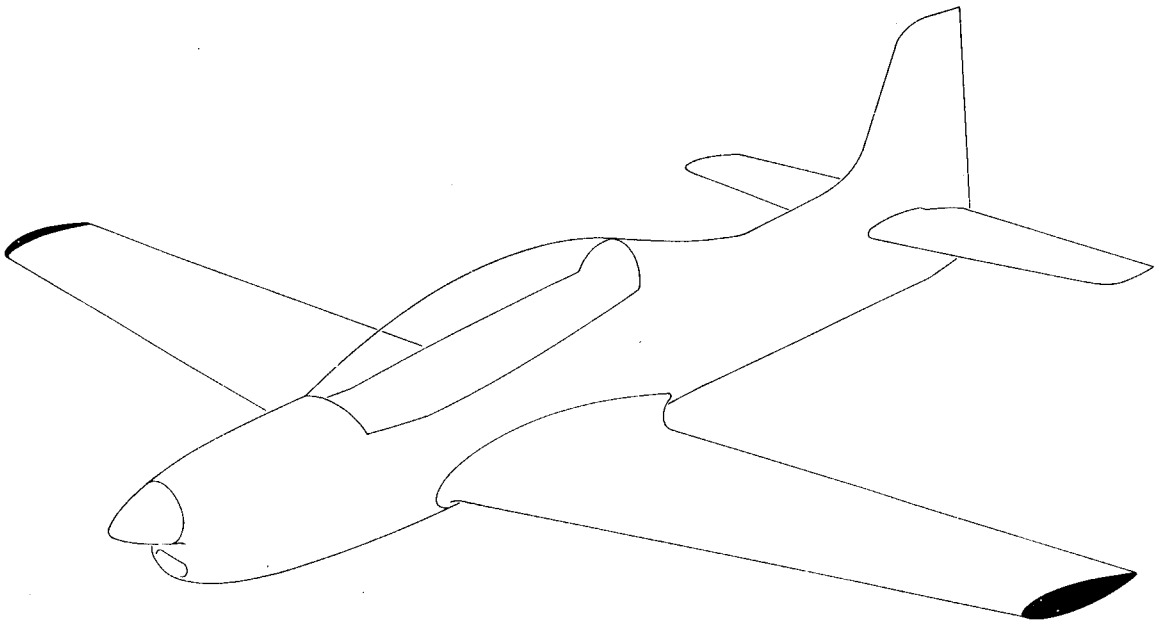


Figura 2-51-17. Bordo de Fuga



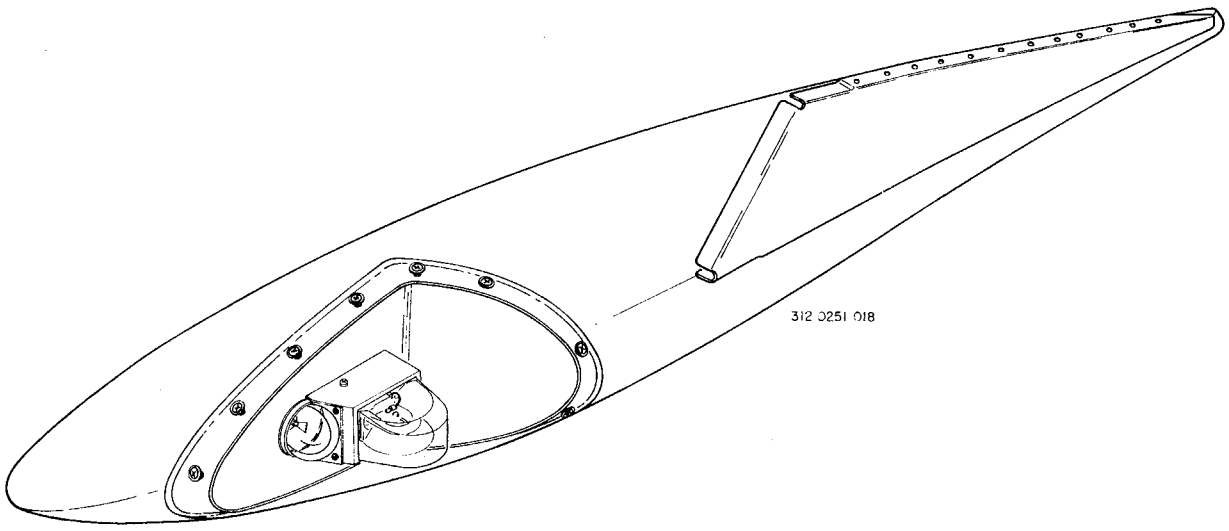


Figura 2-51-18. Ponta de Asa

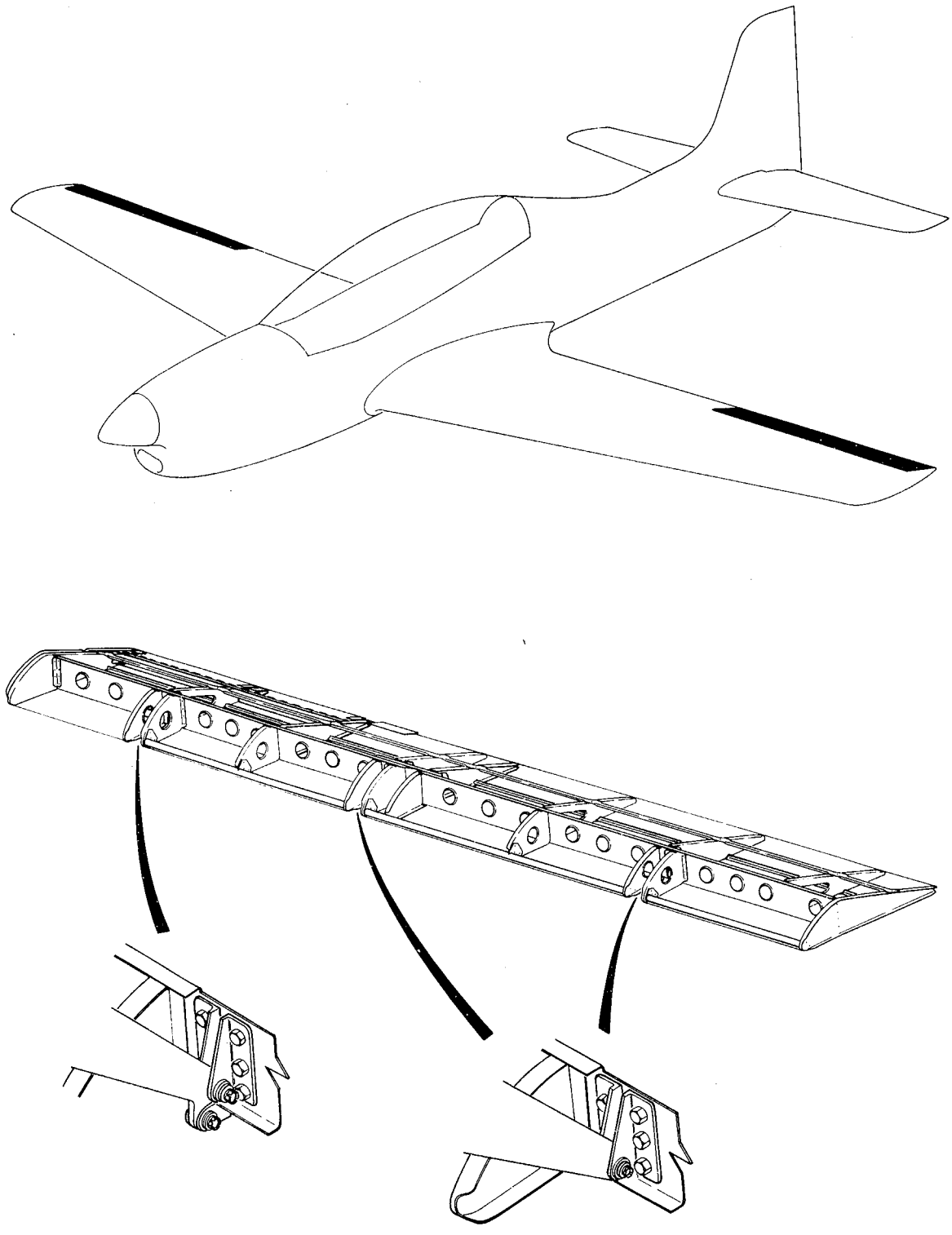


Figura 2-51-19. Estrutura do Aileron

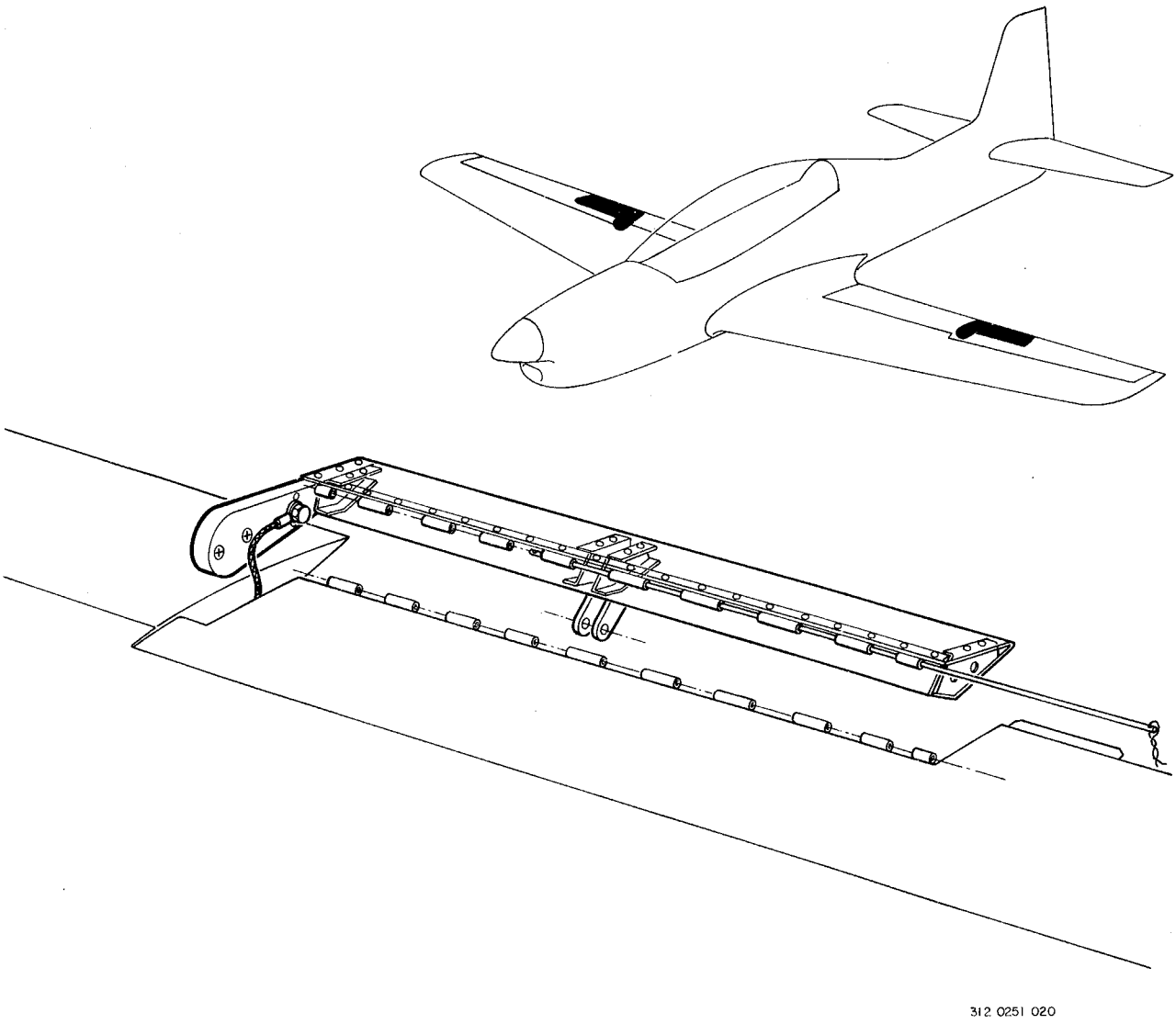


Figura 2-51-20. Compensador do Aileron

2-51-28. FLAPE (figura 2-51-21)

O flape é do tipo fenda simples e estende-se da nervura 3 até a nervura 13. Sua estrutura é toda fabricada em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), do tipo semimonocoque, composta pelos seguintes elementos:

- Uma longarina de chapa dobrada em forma de "C", com furos de alívio de bordos estampados;
- Dezessete nervuras de bordo de ataque moldadas com furos de alívio de bordos estampados; em seis delas estão fixados os três suportes dos rolamentos do flape, usinados em liga de alumínio (2024-T351);
- Onze nervuras de bordo de fuga moldadas com furos de alívio de bordos estampados;
- Dois perfis reforçadores de chapa dobrada em forma de "U", um no extradorso e outro no intradorso, sob o revestimento do bordo de fuga;
- Revestimento trabalhante.

2-51-29. EMPENAGEM (figura 2-51-22)

A empenagem é do tipo convencional, totalmente metálica, constituída dos conjuntos estabilizador vertical/leme

de direção, estabilizador horizontal/profundor e das barbatanas laterais e dorsal, já mencionadas na descrição da fuselagem traseira.

2-51-30. ESTABILIZADOR HORIZONTAL (figura 2-51-23)

O estabilizador horizontal é do tipo cantilever, inteiriço, inteiramente metálico, com revestimento trabalhante. Sua estrutura constitui-se de duas longarinas, reforçadores extrudados e nervuras, cobertas por revestimento de chapas.

O estabilizador é composto de um caixão central, bordo de ataque rebitado ao mesmo e pontas de chapa de alumínio (Clad 2024-T3) fixadas por rebitagem.

O caixão central incorpora a longarina dianteira a 20% da corda, a longarina traseira a 55% da corda e quinze nervuras rebitadas nas longarinas. A longarina dianteira é toda constituída de chapa de alumínio (Clad 2024-T3), com seção transversal variando de "I" para "C", no sentido das pontas, e altura da alma decrescendo no mesmo sentido. As mesas são formadas por perfis de chapa dobrada rebitados à alma. Esta possui furos de alívio de bordos estampados. A longarina traseira é de construção similar à da longarina dianteira, exceto pelo fato de sua alma não possuir furos de alívio. Em cada uma delas, sobre o intradorso, estão presas duas ferragens de fixação do estabilizador na fuselagem, em liga de aço (SAE 4130), por meio de quatro parafusos cada uma. Nos pontos de instalação dessas ferragens aparecem reforços usinados em liga de alumínio (2024-T351) rebitados às longarinas.

A longarina dianteira possui um suporte usinado em liga de alumíno (2024-T351) para a instalação do motor atuador do compensador do profundor. Na longarina traseira estão instaladas seis placas usinadas em liga de alumínio (2024-T351) providas de rolamentos, das quais cinco são utilizadas para a articulação do profundor e uma para a articulação da haste de comando do compensador do profundor. Dessas placas, três são parafusadas em suportes de chapa de alumínio (Clad 2024-T3) rebitadas à longarina e as três restantes são fixadas pelo mesmo processo diretamente em pontos reforçados da mesma.

As nervuras do caixão central são moldadas em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), com furos de alívio de bordos estampados, entalhadas na periferia, para a acomodação dos reforçadores.

Estes são perfis de alumínio extrudados em "L" com bulbo (liga AL 2024-T3511) e aparecem em número de dois, um colocado no extradorso e outro no intradorso, rebitados ao revestimento, no sentido da corda. No bordo de ataque existem dezesseis nervuras, moldadas em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), com furos de alívio de bordos estampados, exceto uma em cada extremidade.

O revestimento do estabilizador é constituído por chapas de alumínio (Clad 2024-T3) no bordo de ataque e no caixão central. Uma chapa digital está disposta sob o revestimento na região em que o caixão central do profundor se insere na fuselagem.

As janelas de acesso existentes no estabilizador horizontal são devidamente emolduradas por reforços de chapa de alumínio estampada (Clad 2024-T3), rebitados internamente no revestimento.

2-51-31. PROFUNDOR (figura 2-51-24)

O profundor é do tipo convencional, inteiramente metálico, monolongarina, com revestimento trabalhante, constituído por duas superfícies parafusadas às ferragens da articulação central balanceado estaticamente por meio de placas de chumbo parafusadas em suportes rebitados às duas nervuras de cada extremidade, nas áreas de compensação aerodinâmica. Possui um compensador comandável, do lado esquerdo. A longarina é fabricada em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) dobrada em forma de "C", com furos de alívio de bordos estampados.

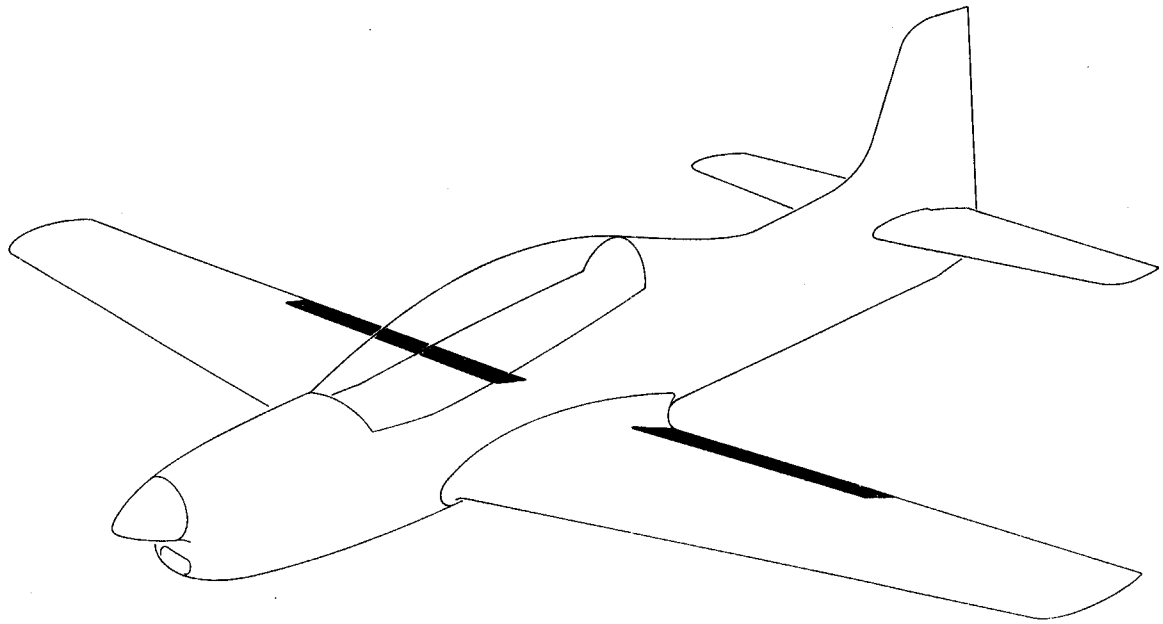
Até a primeira nervura de cada superfície, direita e esquerda, do profundor (estação Y = 482,0) encontra-se um perfil de chapa de alumínio (Clad 2024-T3) dobrada em forma de "C", paralela à longarina, de maneira a formar com ela uma caixa de torção.

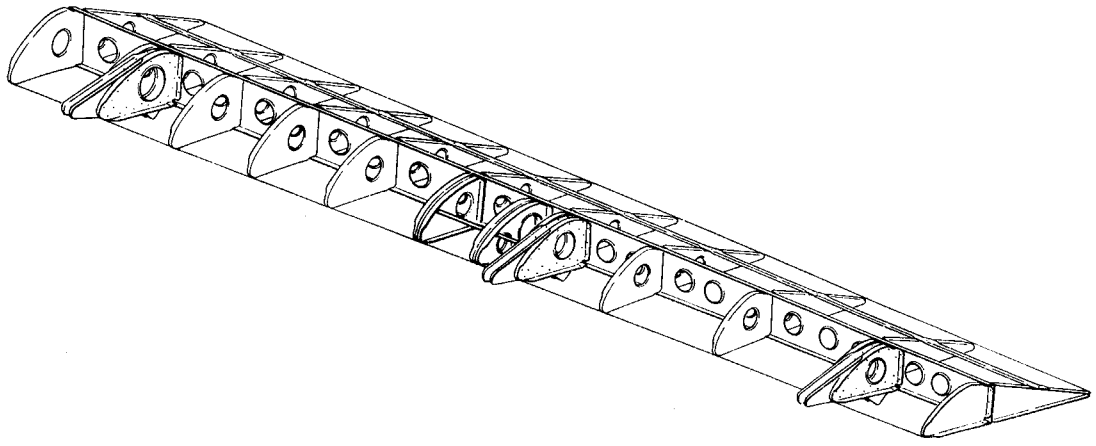
Os cinco suportes de articulação do profundor, feitos a partir de perfis extrudados em liga de alumínio (2024-T3511), são parafusados em pontos reforçados da longarina. Cada suporte consiste em duas peças iguais, providas de buchas de liga de aço (SAE 4130). O profundor incorpora vinte nervuras de bordo de ataque e dezenove nervuras de bordo de fuga, moldadas em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), com furos de alívio de bordos estampados, exceto duas, dispostas em cada extremidade ("horn"), rebitadas à longarina.

O revestimento é constituído de chapas de alumínio (Clad 2024-T3). Possui um rebaixo para acomodação da haste de comando do compensador do profundor. É removível no bordo de ataque das áreas de compensação aerodinâmica, para acesso às massas de balanceamento.

São empregados dois perfis reforçadores longitudinais de chapa de alumínio (Clad 2024-T3) dobrada em forma de "U", dispostos no extradorso, sob o revestimento do bordo de fuga.

Um perfil de chapa de alumínio dobrada em forma de "Z"





312 0251 021

Figura 2-51-21. Estrutura do Flape

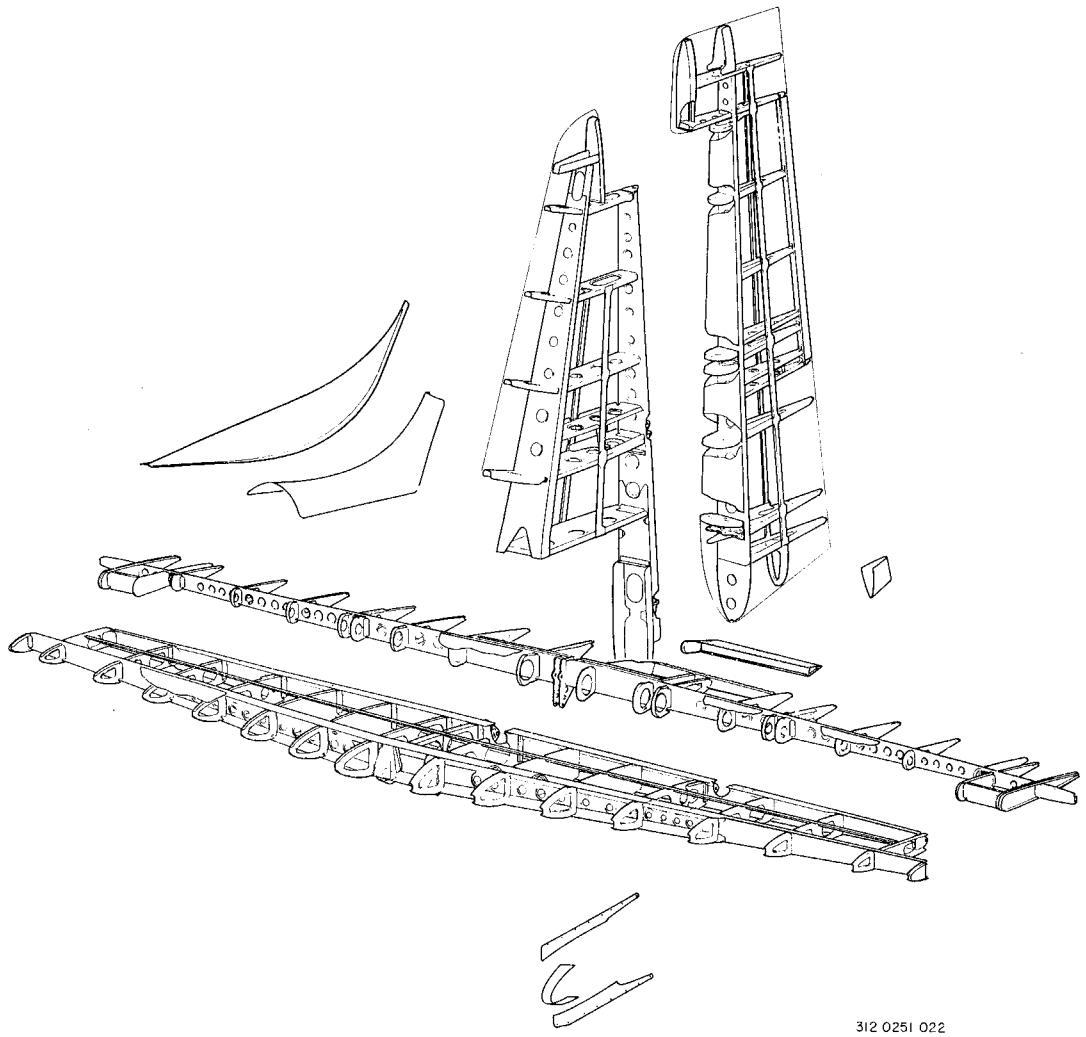


Figura 2-51-22. Empenagem

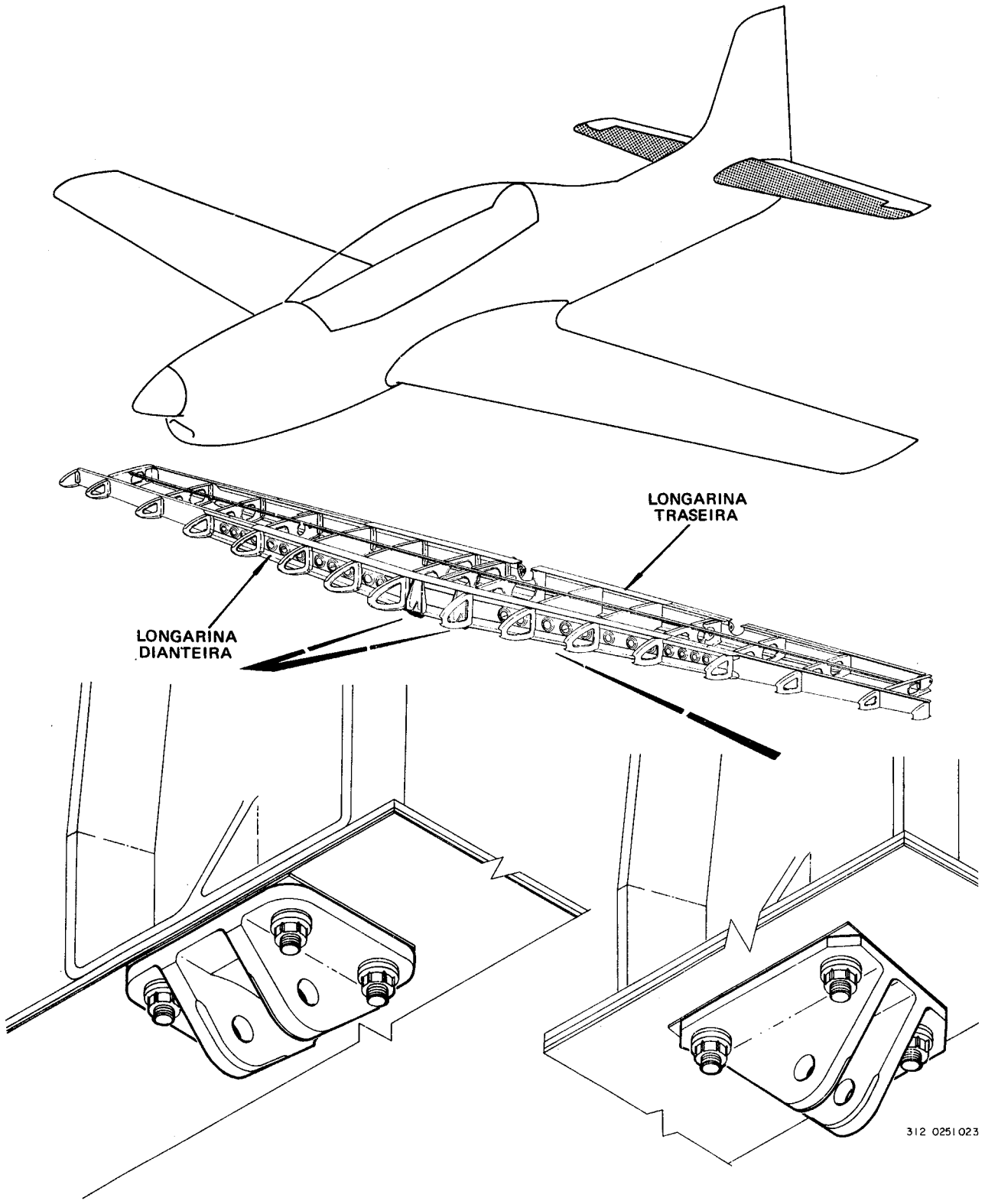


Figura 2-51-23. Estrutura do Estabilizador Horizontal

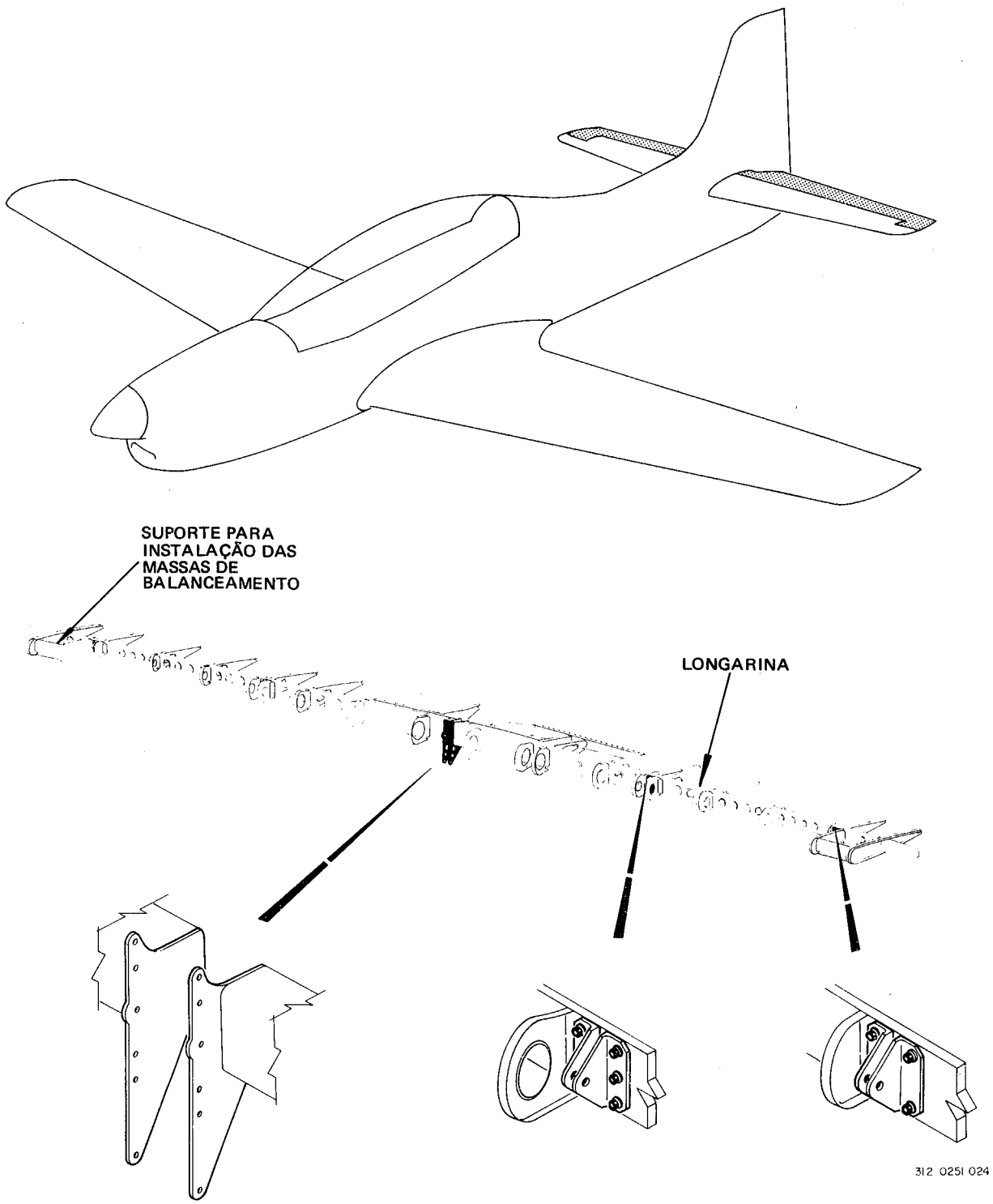


Figura 2-51-24. Estrutura do Profundor

(Clad 2024-T3) é rebitado ao revestimento na região da dobradiça do compensador.

2-51-32. COMPENSADOR DO PROFUNDOR (figura 2-51-25)

O compensador do profundor está colocado entre as três primeiras nervuras do bordo de fuga no lado esquerdo. É articulado por meio de dobradiça contínua, rebitada à sua estrutura.
Esta é toda fabricada em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) e consiste em uma nervura inteiriça estampada, situada na extremidade interna, com dimensões superiores às da própria seção transversal do compensador, na qual é parafusada a massa de balanceamento, em um reforço central, onde está parafusado o suporte de articulação de sua haste de comando e de chapas dobradas de forma a constituir a longarina do bordo de ataque, o revestimento do bordo de fuga e a nervura da extremidade externa.

2-51-33. ESTABILIZADOR VERTICAL (figura 2-51-26)

O estabilizador vertical é do tipo cantilever, bilongarina, inteiramente metálico, de forma trapezoidal, afilado e de espessura variável, decrescendo da raiz para a ponta.
É composto essencialmente de caixão central, bordo de ataque rebitado ao mesmo e ponta rebitada ao bordo de ataque, feita de chapa de alumínio (Clad 2024-T3).
O caixão central incorpora a longarina dianteira a 20% da corda, feita em chapa de alumínio (Clad 2024-T3), com seção transversal em forma de "C", composto por dois perfis de chapa dobrada em "L" rebitados à alma provida de furos de alívio de bordos estampados; uma longarina traseira, de construção similar à da longarina dianteira, exceto por não possuir furos de alívio na alma e sete nervuras estampadas em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) com furos de alívio, rebitadas em ambas as longarinas.
Na longarina dianteira estão fixadas as cinco nervuras do bordo de ataque, de fabricação igual à do caixão central.
A longarina traseira, por sua vez, dispõe de quatro ferragens usinadas em liga de alumínio (2024-T351) dotadas de rolamentos, três delas presas em suportes de chapa de alumínio estampada (Clad 2024-T3), rebitados à longarina e uma fixada diretamente sobre um ponto reforçado da mesma. Essas ferragens são utilizadas para a articulação do leme – inferior, central superior – e da haste de comando do compensador do leme – central. A articulação inferior do leme é coberta lateralmente por duas carenagens fabricadas em chapa de alumínio estampada (Clad 2024-T3) parafusadas ao suporte da ferragem de articulação. A fixação das longarinas na fuselagem está descrita no parágrafo 2-51-18.
O revestimento é constituído de chapas de alumínio (Clad 2024-T3) reforçadas, no caixão central, por dois perfis de chapa dobrada em forma de "C", do mesmo material, colocados no sentido da corda, um em cada lado.

2-51-34. LEME DE DIREÇÃO (figura 2-51-27)

O leme de direção é inteiramente metálico, monolongarina, com revestimento trabalhante. Possui um compensador automático/comandável balanceado estaticamente. Sua estrutura é composta por uma longarina, nove nervuras de bordo de ataque, dez nervuras de bordo de fuga e por dois perfis reforçadores colocados sob o revestimento do bordo de fuga, no sentido da corda, um de cada lado.
A longarina é formada por um perfil de chapa de alumínio (Clad 2024-T3) estampada em forma de "C", com furos de alívio. Incorpora três suportes da articulação do leme, fabricados a partir de perfis extrudados em liga de alumínio (2024-T3511). Cada suporte consiste de duas peças iguais, munidas de buchas de liga de aço (SAE 4130); as peças são parafusadas à longarina. O suporte inferior (estação Z = – 399,4) incorpora uma haste que contacta os batentes primários do leme. Nele estão articulados os terminais dos cabos de comando do leme.
As nervuras do bordo de ataque e as do bordo de fuga são moldadas em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) com furos de alívio de bordos estampados e acham-se rebitadas à longarina. Os perfis reforçadores são feitos em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) dobrada em forma de "U".
Junto à dobradiça de articulação do compensador está disposto um perfil de chapa de alumínio dobrada em forma de "Z" (Clad 2024-T3), rebitado internamente ao revestimento. Este é constituído por chapas de alumínio (Clad 2024-T3) e incorpora a carenagem da haste de comando do compensador, fixada por rebitagem. É desmontável na extremidade inferior do bordo de fuga, onde está instalada a luz de navegação, no bordo de ataque, abaixo da articulação inferior e, ainda, no bordo de ataque na área de compensação aerodinâmica.
Neste último local, o revestimento é fabricado em plástico laminado reforçado com fibra de vidro. O leme é balanceado estaticamente por meio de placas de chumbo parafusadas à nervura da extremidade na área de compensação aerodinâmica.

2-51-35. COMPENSADOR DO LEME (figura 2-51-28)

O compensador do leme de direção está colocado entre as estações Z = 101,0 e Z = 1250,7.

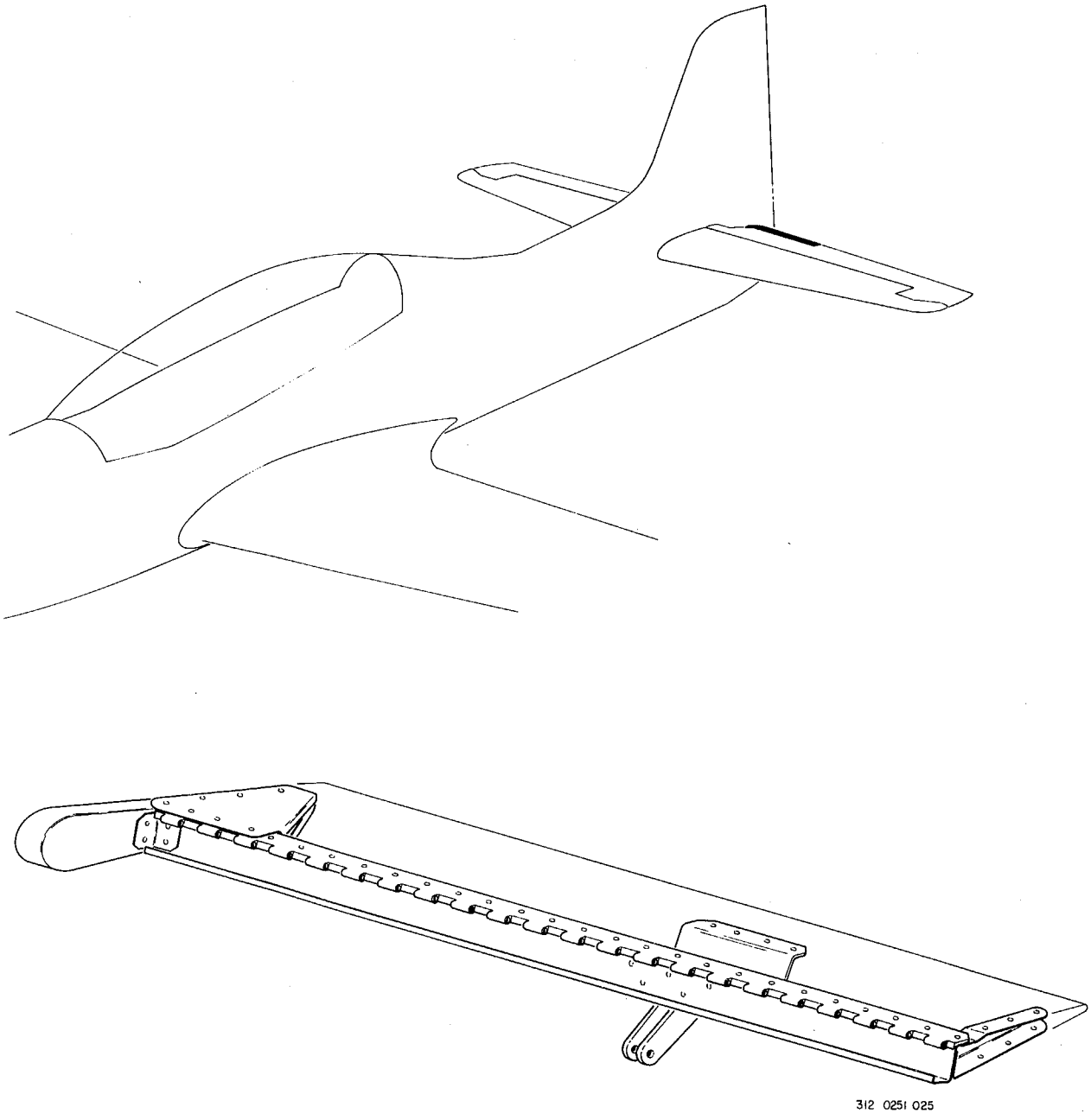


Figura 2-51-25. Compensador do Profundor

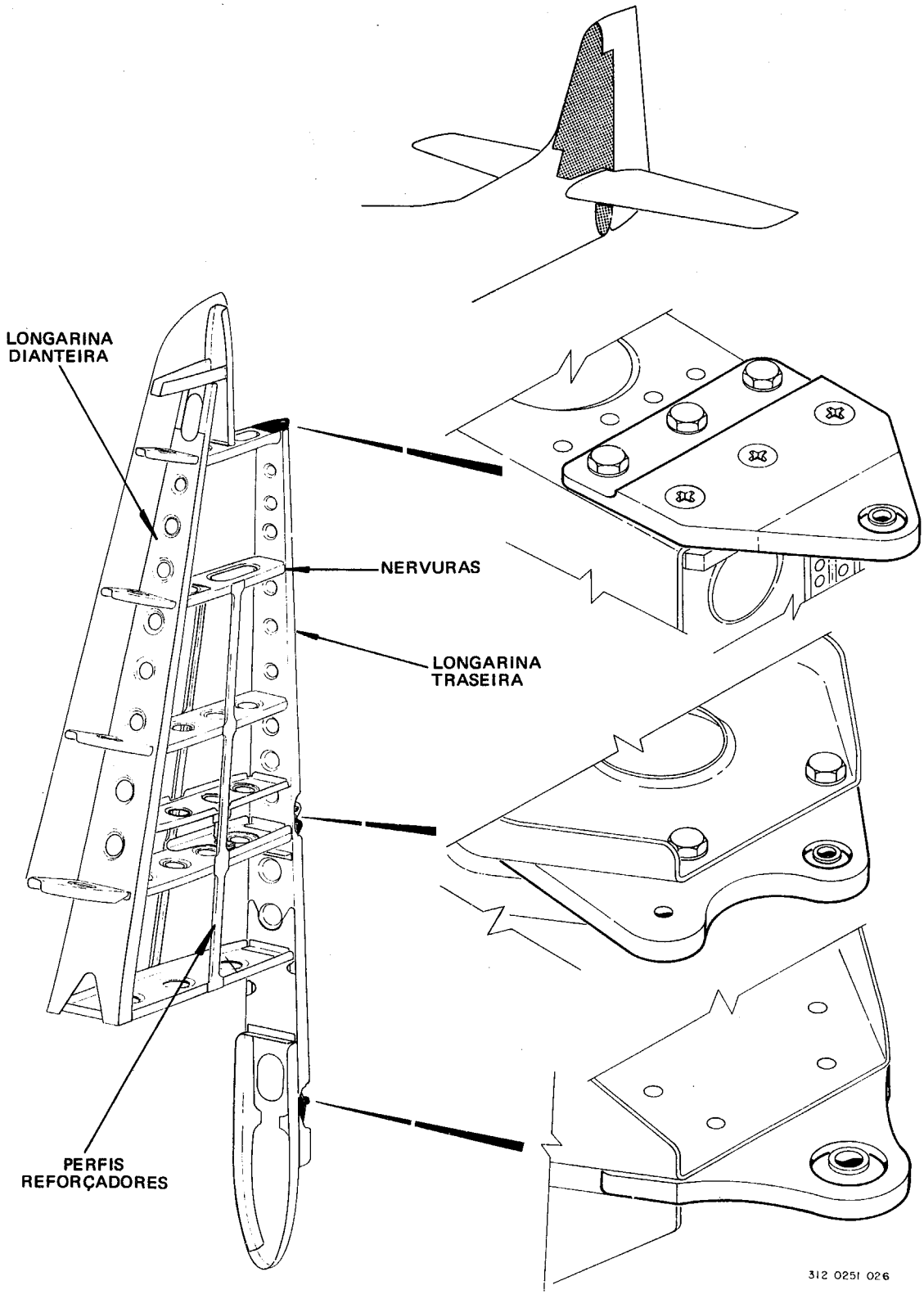


Figura 2-51-26. Estrutura do Estabilizador Vertical

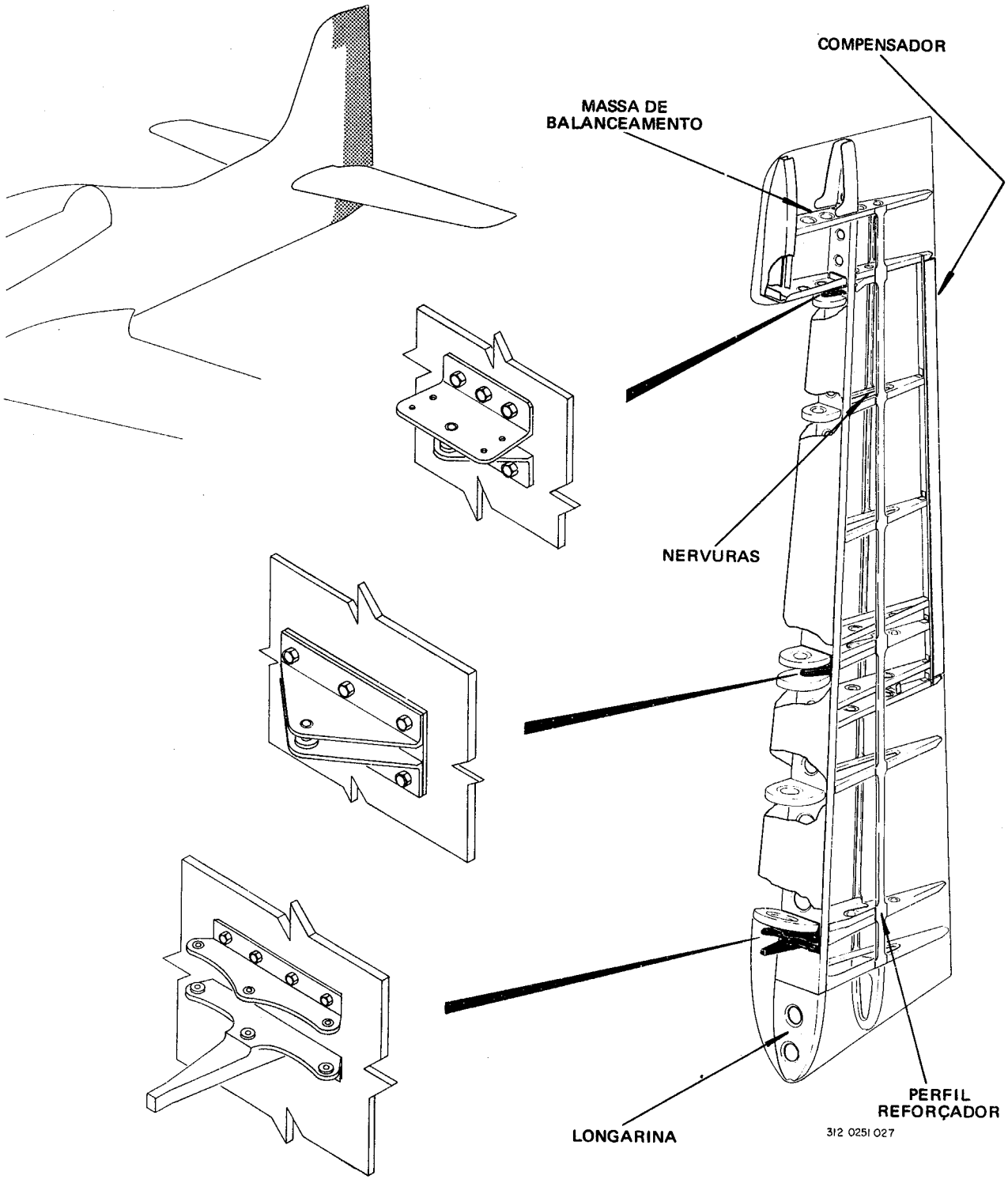


Figura 2-51-27. Estrutura do Leme

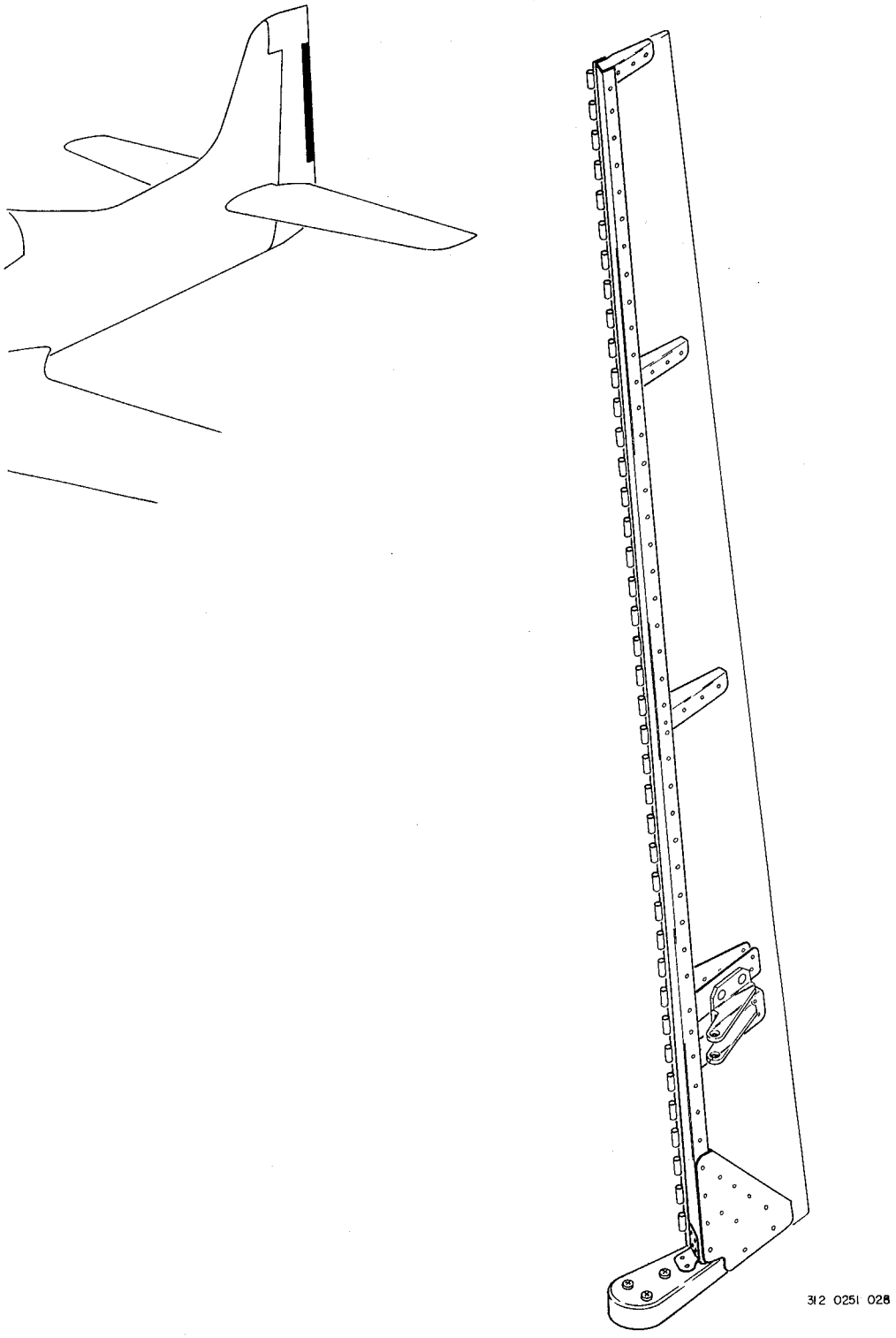


Figura 2-51-28. Estrutra do Compensador do Leme

É articulado por meio de dobradiça contínua rebitada à sua estrutura. Esta é toda construída em chapa de alumínio (Clad 2024-T3) e consiste em uma nervura inteiriça estampada, situada na estação Z = 101,0, com dimensões superiores às da própria seção transversal do compensador, na qual é parafusada a massa de balanceamento, e em chapas dobradas de forma a constituir a longarina do bordo de ataque, o revestimento do bordo de fuga e seis nervuras, das quais duas estão posicionadas na estação Z = 311,6, onde está parafusado o suporte de articulação de sua haste de comando.

2-51-36. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção da estrutura executados no avião.
Veja as tabelas 2-51-1 e 2-51-2.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
EMB-00471-001	Dispositivo de contenção dos amortecedores	Equivalente	Remoção/instalação dos amortecedores de equilíbrio da capota
EMB-00728-002	Plataforma móvel com 1 degrau	Equivalente	Auxiliar nas remoções/instalações
EMB-00727-002	Plataforma móvel com 3 degraus	Equivalente	Auxiliar nas remoções/instalações
312-00039-001-W13H3	Carro de apoio da asa	Equivalente	Suportar a asa
312-90002-W25-SC1	Carro-guincho da capota	Equivalente	Remoção/instalação da capota
312-00016-001-W13H2	Carro-transporte da capota	Equivalente	Remoção/instalação da capota
EMB-01535-001	Estropo para içamento da capota	Equivalente	Remoção/instalação da capota
TE-25A	Torquímetro DURO (0-120 lb.pol.)	Equivalente	Aplicar torque nas instalações de porcas e parafusos
	Torquímetro SNAP-ON-TOOLS (0-300 lb.pol)	Equivalente	Aplicar torque nas instalações de porcas e parafusos
EMB-00165-001	Carro-suporte e transporte da fuselagem	Equivalente	Suportar a fuselagem
DPP 25 kg	Dinamômetro	Equivalente	Medir as forças de travamento e destravamento do mecanismo TRAVA DA CAPOTA
EMB-01150-001	Pinulação para o mecanismo TRAVA DA CAPOTA	Equivalente	Auxiliar a regulagem do mecanismo TRAVA DA CAPOTA
312-05018-019/021	Lâminas Calibradas	Equivalente	Verificação de folgas nas hastes do mecanismo TRAVA DA CAPOTA

Tabela 2-51-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	FF-P-386	MS24665-132
Contrapino	FF-P-386	MS24665-134
Porca autofrenante	MIL-N-25027	H14-5
Porca autofrenante	MIL-N-25027	PE22051-4
Porca autofrenante	MIL-N-25027	PE22051-5
Porca autofrenante	MIL-N-25027	H23-3
Porca autofrenante	MIL-N-25027	H23-4
Porca autofrenante	MIL-N-25027	H23-5
Porca autofrenante	MIL-N-25027	MS21042L3
Porca autofrenante	MIL-N-25027	MS20365-428C
Lâmina-calço 0,063”	–	312-00012-009
Lâmina-calço 0,063”	–	312-00012-013
Chapa 2024-T3 0,160”	–	312-00012-003
Chapa 2024-T3 0,160”	–	312-00012-005
Chapa 2024-T3 0,160”	–	312-00012-007
Calço de ajuste 0,020”	MIL-S-22499	(E1110345)
Calço de ajuste 0,062”	MIL-S-22499	(E1110351)
Calço de ajuste 0,078”	MIL-S-22499	(E1000039)
Calço de ajuste 0,125”	MIL-S-22499	(E1001283)
Selante	MIL-S-81733	P/S 870 B2
Selante	MIL-S-8802	PR1440 A2
Selante	AMS 8802	PR1440 B2
Selante anticorrosão	NE21-011	01-040-4-857
Arruela de pressão	FF-W-84	MS35338-42
Arruela de pressão	FF-W-84	MS35338-43
Perfil de borracha	ASTM-D-2000	PE13002-1
Perfil de borracha sintética	ASTM-D-2000	–
Ilhós de borracha	MIL-G-3036	MS35489-4
Ilhós de borracha	MIL-G-3036	MS35439-23
Cola	–	EC-1300L
Cola 3M	–	EC-847
Cola Aerodope Ipiranga	MEP-10-017	5950
Tela mercerizada	MIL-C-5646	–
Graxa (Aeroshell grease 7)	MIL-G-23827	–

Tabela 2-51-2. Material de Consumo (Folha 1 de 2)

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Metiletilcetona	TT-M-261	–
Composto antibiológico	MIL-C-27725	PR1560-MC
Tinta laca acrílica	MIL-L-19538	06-004-1-315
Arame de Freno	MS20995	MS20995C32 ou 151330
Chaveta	00-K-220	MS20068-53 ou PE71025-53
Chaveta	00-K-220	MS20068-55 ou PE71025-55
Graxa Consistência LEVE	MIL-G-23827	DC33

Tabela 2-51-2. Material de Consumo (Folha 2 de 2)

SEÇÃO II
SISTEMA DE HÉLICE (61 - 00 - 00)

2-61-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-61-1)

O sistema de hélice que equipa a aeronave EMB-312 consiste em uma hélice Hartzell tripá, de atuação hidráulica, com passo variável, reversível e embandeirável.

A hélice incorpora um servomecanismo atuado por pressão de óleo do sistema de lubrificação do motor, aumentada e controlada por um governador de hélice acionado pela seção redutora do motor.

O aumento da pressão do óleo no interior do servomecanismo determina a diminuição do passo, tendendo a levar as pás da hélice para passo mínimo/reverso. De modo inverso, o alívio da pressão do óleo para retorno determina o aumento do passo, devido à ação de contrapesos centrífugos existentes nas pás da hélice e das molas de embandeiramento situadas no interior do servomecanismo, que se opõem à ação da pressão do óleo.

A unidade de velocidade constante (constituída por válvula piloto/contrapesos) do governador controla o passo da hélice, liberando óleo sob pressão para o servomecanismo ou aliviando a pressão atuante no mesmo ou, ainda, bloqueando as linhas de óleo de e para o servomecanismo, de modo a manter a rotação da hélice (N_h) selecionada através da manete de controle do motor de qualquer dos postos de pilotagem. No sentido de diminuição de passo, a unidade de velocidade constante tem ação somente até o valor angular correspondente ao passo mínimo de vôo.

Ao ser atingido o passo mínimo de vôo, o controle do passo da hélice passa a ser exercido por uma válvula incorporada ao governador da hélice, denominada válvula Beta, acionada por um anel deslizante acoplado ao servomecanismo da hélice. Nesta condição, a válvula Beta bloqueia a passagem do óleo para o servomecanismo, impedindo que o passo da hélice atinja valores inferiores ao do passo mínimo de vôo (batente de passo mínimo). A diminuição do passo para valores abaixo do passo mínimo, necessária para operação no solo, requer o reposicionamento da válvula Beta, de modo à liberar a passagem de óleo para o servomecanismo; o que é feito por meio da manete (dianteira ou traseira) de controle do motor, quando comandada para a faixa de táxi/reverso.

Simultaneamente, a seção governadora da turbina de potência (N_f), incorporada ao governador da hélice, também é reposicionada de modo a limitar a potência (sangrando P_y do FCU) do motor e, deste modo, a manter o N_h sempre abaixo do valor selecionado pela manete de controle do motor, caso este valor tenda a ser atingido quando da aceleração do motor em reverso. Conseqüentemente, a unidade de velocidade constante é mantida em uma condição de subvelocidade, de modo que não interfira no envio de óleo sob pressão liberado pela válvula Beta ao servomecanismo da hélice.

Um governador de sobrevelocidade, operando em paralelo com o governador da hélice, provê o alívio para o retorno do óleo do servomecanismo da hélice, quando, por falha do governador de hélice, a rotação atingir determinado valor acima do N_h máximo permissível.

Desse modo, é ocasionado um aumento de passo, com a conseqüente queda do N_h para valores aceitáveis.

O sistema de hélice é complementado por circuitos elétricos que provêem o acendimento das luzes de alarme da faixa de Beta (pás da hélice com valores angulares inferiores ao passo mínimo de vôo), a atuação da válvula-solenóide de teste do governador de sobrevelocidade e da válvula-solenóide do sistema de embandeiramento da hélice, ambas incorporadas ao governador de sobrevelocidade.

A válvula-solenóide de teste do governador de sobrevelocidade, quando energizada, libera a passagem de óleo sob pressão para a seção de controle da velocidade do governador, alterando o seu ponto de atuação, de modo que este ocorra a um determinado valor abaixo do N_h máximo permissível, possibilitando a verificação operacional da unidade dentro de regimes normais de operação do motor.

A válvula-solenóide de embandeiramento, quando energizada, provê o alívio para retorno do óleo atuante no servomecanismo da hélice, provocando, conseqüentemente, o embandeiramento da mesma.

As luzes de Beta, uma em cada posto de pilotagem, têm o seu acendimento ocasionado por um microcontactor atuado pelo anel deslizante acoplado ao servomecanismo da hélice. O acendimento das luzes de Beta indica falha da válvula Beta em assegurar o batente de passo mínimo de vôo. O circuito permanece desativado quando as manetes de comando do motor se encontrarem posicionadas na faixa de táxi/reverso.

2-61-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

O equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de hélice do motor estão relacionados nas tabelas 2-61-1 e 2-61-2.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
4A-6000-W25H	Guindaste	Equivalente	Remoção/instalação da hélice.
4A-6710-W11H	Cinta de içamento	Equivalente	Remoção/instalação da hélice.
312-00007-403-W13H	Carro-suporte	Equivalente	Transporte/estocagem da hélice.
110-6710-W26H	Dispositivo deslocador	—	Deslocamento do anel deslizante.
4A-670-21-W26H-59A6 ou 4A-670-21-W26H-2, como aplicável	Extensão	—	Remoção/instalação da hélice.
—	Torquímetro (0 - 150 lb.pé)	—	Instalação da hélice.
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação de componentes do sistema.
30114-16 (PW)	Chave especial	—	Remoção/instalação do governador de hélice.
—	Comparador de superfície (precisão de 0,001 pol)	—	Alinhamento do anel deslizante.

Tabela 2-61-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Arame de freno	MS20995-C41	—
Arame de freno	MS20995-C32	—
Arame de freno	MS20995-C20	—
Contrapino	—	MS9245-23 (PW)
Contrapino	—	MS24665-134
Junta de vedação	—	3028882 (PW)
Junta de vedação	—	3010818
Anel de vedação	—	PRP-909-8
Anel de vedação	—	3014223 (PW)
Tinta laca acrílica nitrocelulose	MIL-L-19537 ou MIL-L-19538	—

Tabela 2-61-2. Material de Consumo

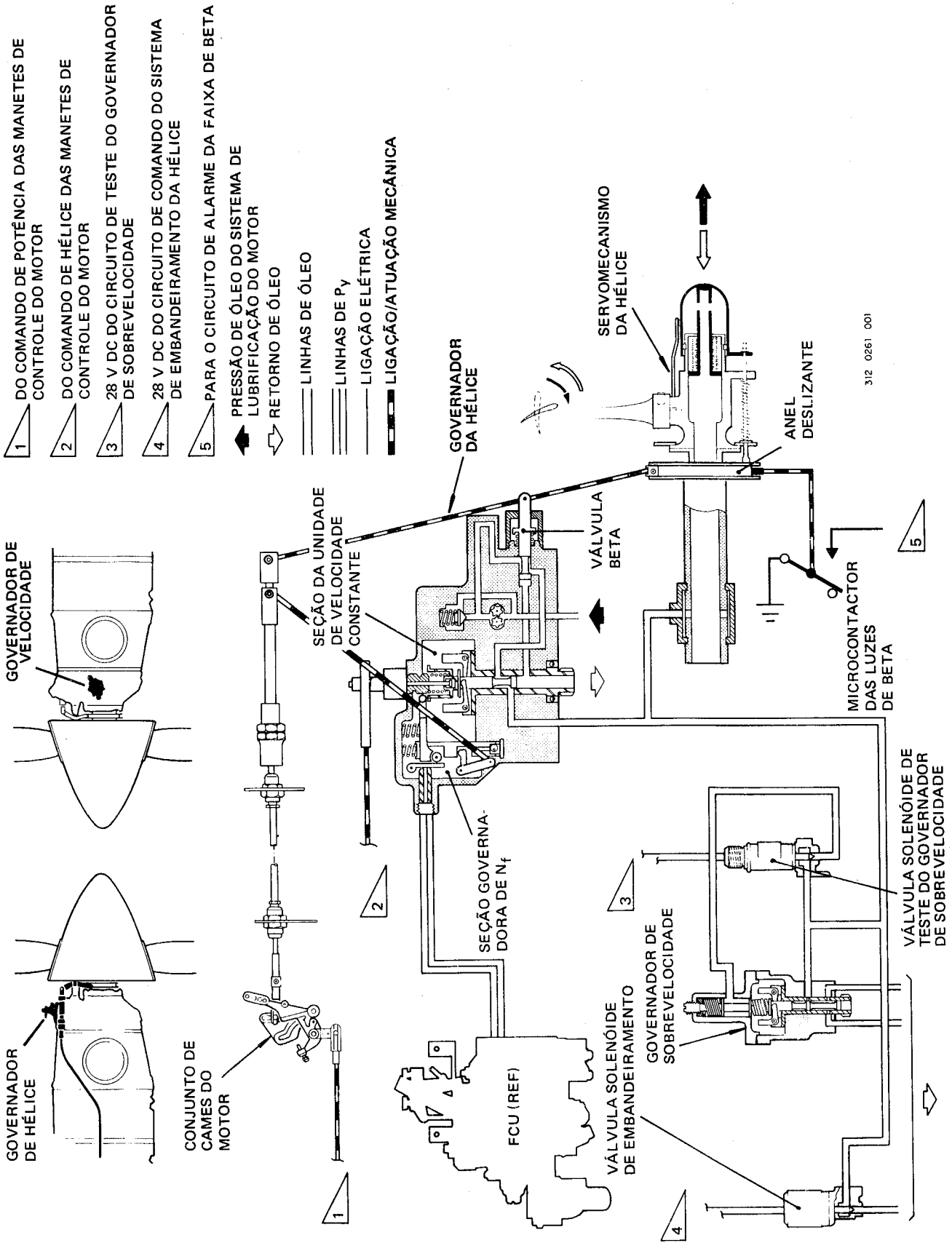


Figura 2-61-1. Sistema de Hélice (Esquemático)

SEÇÃO II
HÉLICE (61 - 10 - 00)

2-61-3. DESCRIÇÃO GERAL (figure 2-61-2)

O motor é equipado com uma hélice hartzell tripá, metálica, de atuação hidráulica, seção hidráulica, ação simples, com passo variável, reversível e embandeirável. A hélice consiste essencialmente em um cubo de aço que suporta as pás e que incorpora o servomecanismo de alteração do passo e o flange através do qual a hélice é fixada, por meio de parafusos, ao eixo do motor.

O servomecanismoé basicamente constituído de um pis tão externo que se desloca sobre um cilindro que, por sua vez, aloja as molas de embandeiramento. O espaço existente entre pistão eo cilindro delimita a câmara na qual age a pressão de óleo proveniente do governador de hélice. Cada pá é fixada ao cubo por meio de uma braçadeira bipartida conectada ao pistão de servomecanismo através de uma biela. Dois rolamentos de roletes, situados entre o cubo e a pá, e um rolamento de esferas, situado entre a braçadeira e o cubo, possibilitam a rotação da pá sobre seu eixo longitudinal, movimento este determinado pelo movimento linear do pistão do servomecanismo. Bicos de lubrificação, situados em cada uma das metades das braçadeiras de fixação das pás, possibilitam a lubrificação dos rolamentos da raiz da pá. Massas metálicas, que atuam como contrapesos centrífugos das pás, encontram-se fixadas, por meio de parafusos, ás braçadeiras de fixação das mesmas.

A força centrífuga, atuando sobre os contrapesos das pás, somada à tensão das molas de embandeiramento, leva as pás para o ângulo de bandeira; na condição de motor inoperante (ausência de pressão de óleo), o pistão do servomecanismo encontra-se contactando os quatro parafusos situados radialmente na face dianteira do cilindro, que constituem o batente do ângulo de bandeira.

Óleo do sistema de lubrificação, com sua pressão aumentada e controlada pelo governador da hélice, opõe-se à força das molas de embandeiramento e dos contrapesos das pás, ocasionando o deslocamento linear do pistão do sevomecanismo no sentido de rotacionar as pás da hélice para a posição de passo mínimo.

Através de três hastes de acionamento, o movimento do pistão é também transmitido, a partir de determinada posição angular das pás da hélice (denominada ângulo de "pick-up" do batente de passo mínimo), a um anel deslizante localizado atrás da bandeja do "spinner".

Um bloco de carvão, alojado no sulco radial do anel deslizante, transmite, por sua vez, o movimento linear do anel à válvula Beta, através de uma alavanca de atuação. Este movimento determina, através do acionamento da válvula Beta, o ângulo das pás correspondente ao batente de passo mínimo. Na parte posterior do cubo da hélice encontra-se fixada a bandeja do "spinner", à periferia da qual é fixado o "spinner", por meio de parafusos.

2-61-4. ÂNGULOS DAS PÁS DA HÉLICE

Os valores angulares relacionados neste parágrafo são os ângulos básicos das pás da hélice, medidos e regulados em bancada, medições estas feitas na estação 30" (762 mm). de cada pá. Estes valores não podem ser regulados e/ou alterados em manutenção de pista/hangar.

- Ângulo de passo mínimo ..... 16,2º ± 0,2º
- Ângulo de bandeira..... 88,1º ± 0,5º
- Ângulo de reverso máximo..... - 11º ± 0,5º
- Ângulo dos contrapesos das pás em reverso máximo ..... + 5º to – 2º
- Diferença angular máxima entre as pás 0,2º

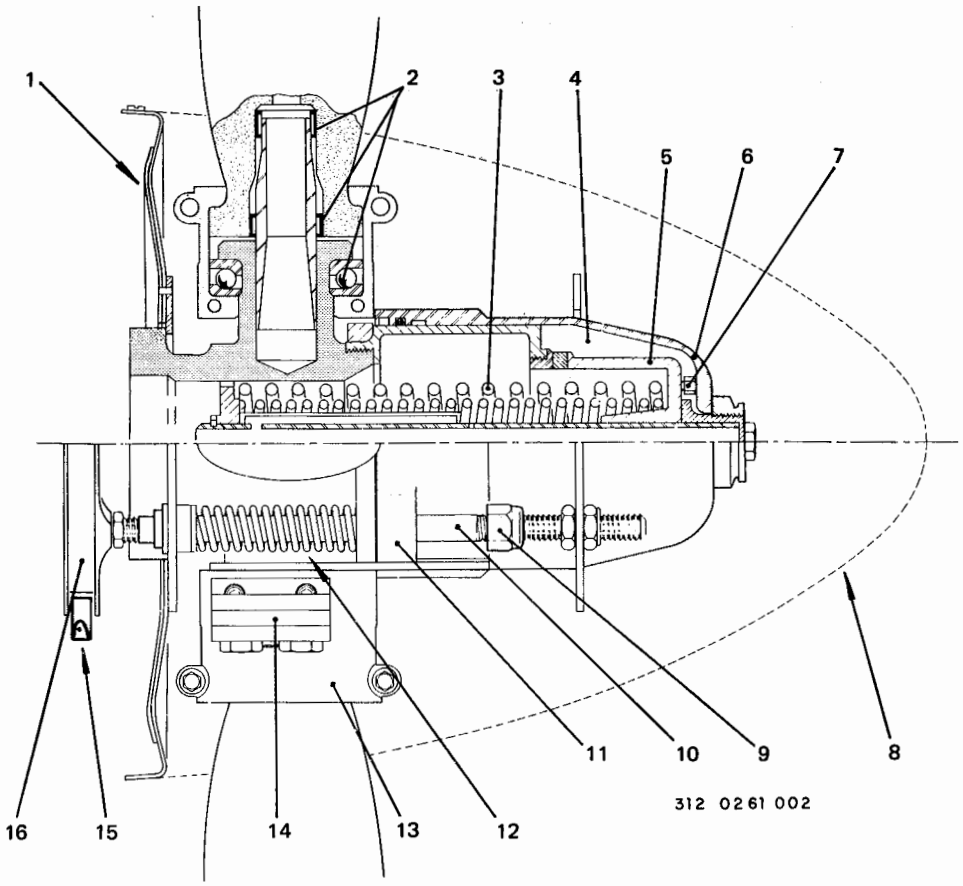
O ângulo de pickup do batente de passo mínimo corresponde ao valor angular das pás em que ocorre o contato do flange do pistão do servomecanismo da hélice com as porcas de ajustagem situadas nas hastes de acionamento do anel deslizante, determinado o início da atuação da válvula Beta na sua função de bloquear o passo da hélice, bloqueio este que ocorre a um valor angular inferior em, aproximadamente, 4º do batente de passo mínim. A regulagem do ângulo de pick up é obtida em função do posicionamento das porcas de ajustagem ao longo das hastes de acionamento do anel deslizante.

O ângulo de bandeira é determinado através da regulagem dos quatro parafusos dispostos radialmente na parte frontal do cilindro do servomecanismo, sobre os quais é feito

o batente do pistão de alteração do passo da hélice (veja a figura 2-61-1). O valor básico do ângulo de bandeira pode ser alterado de modo a evitar que a hélice, quando embandeirada com o motor inoperante, gire em molinete no sentido contrário ao de sua operação normal.
O valor angular de reverso máximo é regulado em função da limitação mecânica do servomecanismo da hélice. Operacionalmente, o ângulo máximo atingido no reverso pode situar-se aquém do ângulo básico de reverso máximo, visto que, neste caso, a limitação é feita em funcão da potência máxima permissível em reverso.
O ângulo dos contrapesos das pás é medido em relação à linha de centro longitudinal da hélice. Por convenção, os contrapesos assumem ângulos positivos quando permanecem aquém da linha de centro longitudinal da hélice, quando rotacionado as pás no sentido de passo bandeira para passo reverso máximo.

2-61-5. PARTICULARIDADES SOBRE A MANUTENÇÃO DA HÉLICE

Mossas e/ou perdas de material no bordo de ataque das pás da hélice, causadas por impacto de corpos estranhos, podem provocar condições propícias à formação de trincas de fadiga. Devido a isto, é importante proceder ao retrabalho da pá da hélice, logo que possível, após a formação das referidas mossas/perdas de material, sobretudo na área compreendida entre 13 e 23 cm(5 e 9 polegadas), a contar da ponta da pá, área crítica sujeita às mais altas vibrações. O retrabalho, no entanto, não pode exceder os valores mínimos de espessura e largura para cada estação da pá (veja 61GT).
As pás da hélice não permitem redução de comprimento nem qualquer trabalho de desempenho. No caso de empeno ou torção da pá, ou necessidade de retrabalhos que diminuam o diâmetro da hélice ou ultrapassem os valores mínimos de espessura e largura da pá, a hélice deverá ser substituída.
Vazamentos de óleo pelo servomecanismo da hélice, bem como perdas de graxa pelas braçadeiras de fixação das pás, requerem a remoção da hélice e o seu envio a uma oficina autorizada.
A lubrificação da hélice deve ser efetuada dentro das periodicidades especificadas, tendo-se cuidado de utilizar sempre o produto recomendado. A mistura de produtos diferentes, ainda que de mesma especificação ou utilização, pode causar sérios problemas à integridade funcional da hélice, devido à possibilidade de ocorrência de corrosão ou desgaste. Se isto ocorrer, a hélice deve ser removida e enviada a uma oficina autorizada para a sua limpeza, inspeção e lubrificação correta.
Os procedimentos de lubrificação da hélice encontram-se descritos no 12GT.



1. BANDEJA DO "SPINNER"
2. ROLAMENTOS DA PÁ DA HÉLICE
3. MOLAS DE EMBANDEIRAMENTO
4. CÂMARA DO SERVOMECANISMO
5. CILINDRO DO SERVOMECANISMO
6. PISTÃO DO SERVOMECANISMO
7. PARAFUSOS DE AJUSTAGEM DO ÂNGULO DE BANDEIRA
8. "SPINNER"
9. PORCA DE AJUSTAGEM DO ÂNGULO DE "PICK-UP"
10. HASTE DE ACIONAMENTO DO ANEL DESLIZANTE
11. FLANGE DO PISTÃO
12. MOLA DE RETORNO DA HASTE
13. BRAÇADEIRA DE FIXAÇÃO DA PÁ
14. CONTRAPESO CENTRÍFUGO DA PÁ
15. BLOCO DE CARVÃO (REF)
16. ANEL DESLIZANTE

Figura 2-61-2. Conjunto da Hélice (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE CONTROLE (61 - 20 - 00)

2-61-6. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-61-3)

A operação da hélice é primariamente controlada por um governador de hélice comandado a partir de qualquer dos postos de pilotagem, através da manete de controle do motor.

Na faixa de operação compreendida entre as posições CORTE e MÁX das manetes, o sistema de comando de hélice atua sobre o braço de comando da unidade de velocidade constante do governador de hélice, através de hastes, cames, alavancas e cabo Teleflex (veja o Capítulo 76 desta Seção). Desse modo, o governador é programado de forma a manter a rotação de hélice (N_h) selecionada, controlando automaticamente o passo da hélice, do ângulo de bandeira ao ângulo de passo mínimo.

O pistão do servomecanismo da hélice, ao deslocar-se para alterar o passo da hélice no sentido de passo mínimo, faz deslizar o seu flange ao longo das hastes ligadas ao anel deslizante até a posição correspondente a um predeterminado valor angular das pás da hélice (ângulo de "pick-up"). Nesta posição, o flange contacta as porcas de regulagem do ângulo de "pick-up", existentes nas referidas hastes, iniciando o movimento linear do anel deslizante em decorrência do deslocamento do pistão do servomecanismo. Desse modo, a extremidade inferior da alavanca de atuação da válvula Beta é movida para a frente, deslocando a válvula Beta no mesmo sentido e ocasionando a interrupção do circuito de óleo através da mesma. Nesta condição, o passo da hélice estará hidraulicamente bloqueado (passo mínimo de vôo) e posteriores diminuições de passo não serão possíveis, a não ser que a válvula Beta seja reposicionada por meio da manete (dianteira ou traseira) de controle do motor, quando levada para a faixa de táxi/reverso.

Ao comandar a manete para a faixa de táxi/reverso, o sistema de comando de potência, através de cames, alavancas, tubo de torção, hastes e cabo Teleflex (veja o Capítulo 76 desta Seção), atua sobre a válvula Beta e sobre a seção governadora de N_f do governador de hélice. Nessa condição, a unidade de velocidade constante do governador é mantida sem efetividade e a operação da hélice passa a ser controlada através do posicionamento da válvula Beta (controle de passo) e da seção governadora de N_f (controle de rotação) na chamada faixa de Beta, ou seja, na faixa angular situada entre o ângulo de passo mínimo e o ângulo de passo reverso máximo.

O sistema de controle da hélice é complementado por um governador de sobrevelocidade, que protege o conjunto hélice/motor contra um eventual disparo da hélice, devido à falha do governador de hélice e por um circuito elétrico que possibilita o embandeiramento da hélice sem a necessidade de se efetuar o corte do motor.

2-61-7. PARTICULARIDADES SOBRE A MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE DA HÉLICE

O batente de passo mínimo é determinado pelo posicionamento das porcas de ajustagem do ângulo de "pick-up" e pelo posicionamento da válvula Beta. A ajustagem das porcas é uma regulagem de bancada e não pode ser alterada/regulada com a hélice instalada no avião. A regulagem da válvula Beta é efetuada no terminal ajustável do cabo flexível de atuação da válvula (veja a figura 2-61-3). A regulagem estática, preliminar, da válvula Beta é feita em função de seu posicionamento físico em relação ao seu alojamento. A regulagem dinâmica, verificada com o motor operando, é feita em função do torque do motor, obtido a um dado valor de N_h, torque este determinado por meio da utilização de um gráfico específico, levando em conta a temperatura-ambiente e a altitude-pressão do campo (veja 61GT).

Antes de proceder a qualquer verificação ou ajustagem do batente de passo mínimo, os seguintes itens devem ser verificados/inspecionados e as eventuais anomalias corrigidas:

- Válvula Beta quanto ao seu posicionamento correto (regulagem estática).
- Pivôs e articulações da alavanca de atuação da válvula Beta quanto a desgastes e folgas excessivas.
- Bloco de carvão do anel deslizante quanto a folga mínima e desgaste máximo permissível (61GT).

O anel deslizante não pode ter o menor sinal de mossas e empenamentos, visto que tais anormalidades provocam um comando alternado da válvula Beta em sentidos contrários ao seu posicionamento correto, provocando rápi-

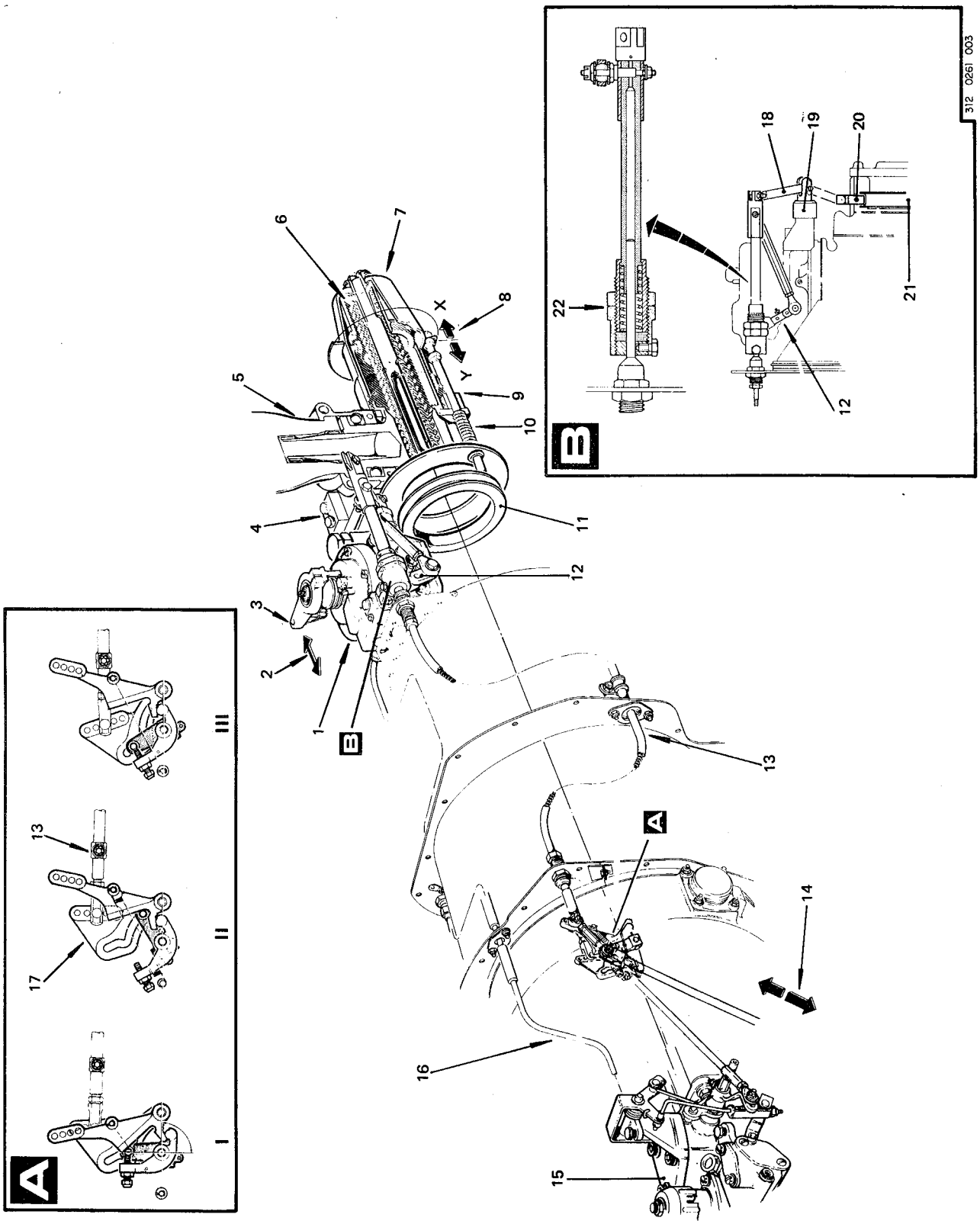


Figura 2-61-3. Sistema de Controle da Hélice

das variações do passo da hélice e, conseqüentemente, ocasionando oscilações no torque do motor, bem como vibrações indesejáveis. O conjunto anel deslizante/bloco de carvão deve estar sempre limpo e isento de resíduos oleosos, de modo a evitar a aderência de partículas abrasivas que ocasionem o desgaste prematuro do bloco de carvão. A tolerância máxima permitida no desalinhamento do anel deslizante é de 0,010", porém qualquer desalinhamento, por menor que seja, é prejudicial, pois causa vibração no bloco de carvão e na alavanca de atuação da válvula Beta, resultando no desgaste prematuro das várias articulações do sistema. Os procedimentos de verificação e de correção do alinhamento do anel deslizante encontram-se descritos no 61GT.

A manete de controle do motor não deve ser movida para a faixa de táxi/reverso com o motor inoperante, porque resultará em danos ou quebra do mecanismo de atuação da válvula Beta, visto que, nestas condições, deve existir um movimento integrado entre o comando proveniente da manete e o movimento do anel deslizante (em função da alteração do passo da hélice). Caso haja necessidade, desconecte o terminal telescópico da alavanca de atuação da válvula Beta, de modo a permitir a livre movimentação da manete para a faixa de táxi/reverso.

1. GOVERNADOR DE HÉLICE
2. DO SISTEMA DE COMANDO DE HÉLICE
3. BRAÇO DE COMANDO DO GOVERNADOR DE HÉLICE
4. CONTRAPESO CENTRÍFUGO DA PÁ DA HÉLICE
5. PÁ DA HÉLICE
6. MOLAS DE EMBANDEIRAMENTO
7. PISTÃO DO SERVOMECANISMO
8. (X) PASSO MÍNIMO/REVERSO (Y) PASSO MÁXIMO/BANDEIRA
9. HASTE DE ACIONAMENTO DO ANEL DESLIZANTE
10. MOLA DE RETORNO DA HASTE
11. ANEL DESLIZANTE
12. BRAÇO DE POSICIONAMENTO DA SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f
13. CABO DE ACIONAMENTO DE BETA (REVERSO)
14. DO SISTEMA DE COMANDO DE POTÊNCIA
15. FCU (REF)
16. LINHA DE P_y (FCU/SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f)
17. CAME DE COMANDO DE BETA (REVERSO)
18. ALAVANCA DE ATUAÇÃO DA VÁLVULA BETA
19. VÁLVULA BETA
20. BLOCO DE CARVÃO
21. ANEL DESLIZANTE
22. TERMINAL DE AJUSTAGEM DA VÁLVULA BETA/PASSO MÍNIMO

A CONJUNTO DE CAMES DO MOTOR
B SISTEMA DE COMANDO DA VÁLVULA BETA/SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f
I CONJUNTO DE CAMES – POSIÇÃO MARCHA-LENTA (TÍPICA)
II CONJUNTO DE CAMES – POSIÇÃO MÁXIMA RPM (TÍPICA)
III CONJUNTO DE CAMES – POSIÇÃO REVERSO (TÍPICA)

Legenda da Figura 2-61-3

SEÇÃO II
GOVERNADOR DE HÉLICE (61 - 20 - 01)

2-61-8. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-61-4)

O governador de hélice está instalado na posição de doze horas da carcaça da caixa de redução do motor e incorpora uma bomba de engrenagens, uma válvula de alívio, uma seção controladora da velocidade de rotação da hélice (unidade de velocidade constante), uma válvula de controle de passo (válvula Beta) e uma seção de governo da turbina de potência (N_f) do motor.

A bomba de engrenagens e a unidade de velocidade constante são mecanicamente acionadas pela seção redutora do motor.

A bomba de engrenagens tem por finalidade multiplicar a pressão do sistema de lubrificação do motor, pressão esta utilizada para a operação do servomecanismo da hélice. A pressão máxima fornecida ao sistema é limitada pela válvula de alívio que, adicionalmente, provê a recirculação do fluxo de óleo para a entrada da bomba, quando não utilizado pelo servomecanismo, ou seja, situações de passo constante ou diminuição de passo.

O governador de hélice realiza três funções principais:

- Em condições normais de vôo, atua como unidade de velocidade constante, de modo a manter o N_h (selecionado através da manete dianteira ou traseira de controle do motor) por meio da variação do passo da hélice, equalizando a carga exercida pela hélice com a potência desenvolvida pelo motor em função das alterações das condições de vôo.
- Em condições de operação da aeronave a baixas velocidades, seleciona o ângulo de passo mínimo de vôo, através da atuação automática da válvula Beta.
- Na faixa de Beta (táxi/reverso), exerce o controle do passo da hélice por meio da variação do posicionamento da válvula Beta, de acordo com o comando do piloto. Adicionalmente, controla a potência do motor por meio da seção governadora de N_f, de modo a manter a velocidade da turbina de potência (N_f) e conseqüentemente o N_h a um valor ligeiramente inferior ao N_h selecionado.

2-61-9. OPERAÇÃO DA UNIDADE DE VELOCIDADE CONSTANTE (figura 2-61-4)

A unidade de velocidade constante do governador de hélice é composta essencialmente de uma válvula piloto que tem sua atuação dependente do equilíbrio de forças atuantes sobre uma mola de governo (cuja tensão varia em função do posicionamento do braço de comando do governador) e sobre um conjunto de contrapesos centrífugos (que giram a uma velocidade de rotação proporcional à rotação da hélice).

Em uma condição de subvelocidade da hélice em relação ao N_h selecionado, a válvula piloto é posicionada de modo a liberar pressão de óleo para o servomecanismo da hélice, diminuindo o passo e, conseqüentemente, aumentando a rotação da hélice até que o valor de N_h selecionado seja atingido. De modo análogo, em uma situação de sobrevelocidade, o desequilíbrio momentâneo das forças atuantes na mola de governo e nos contrapesos centrífugos comanda a válvula piloto de modo a aliviar para retorno a pressão de óleo do servomecanismo. Em conseqüência, o passo da hélice aumenta e sua rotação diminui, até ser atingido o N_h selecionado.

Em uma condição de equilíbrio, ou seja, a rotação da hélice compatível com o N_h selecionado, a válvula piloto bloqueia as linhas de pressão e retorno de óleo do servomecanismo, mantendo constantes o passo e a rotação da hélice.

Quando o braço de comando do governador é levado a contactar o batente de bandeira, a válvula piloto é mecanicamente posicionada pelo eixo de ajustagem de velocidade, de modo a liberar para retorno o óleo sob pressão atuante no servomecanismo. Em conseqüência, as pás da hélice aumentam o passo, até ser atingido o passo bandeira. Dois batentes ajustáveis delimitam mecanicamente o braço de comando do governador nos dois extremos de seu curso angular, ou seja, nas posições de MÁXIMA RPM e BANDEIRA. Uma mola de segurança, instalada externamente sob o braço de comando, tende a deslocá-lo para a posição de MÁXIMA RPM, em caso de falha mecânica (quebra) de seu sistema de atuação.

2-61-10. OPERAÇÃO DA VÁLVULA BETA (figura 2-61-4)

A válvula Beta é primariamente atuada pelo anel deslizante, em função do deslocamento do pistão do servomecanismo da hélice. A partir de determinada posição angular das pás da hélice (ângulo de "pick-up"), a válvula

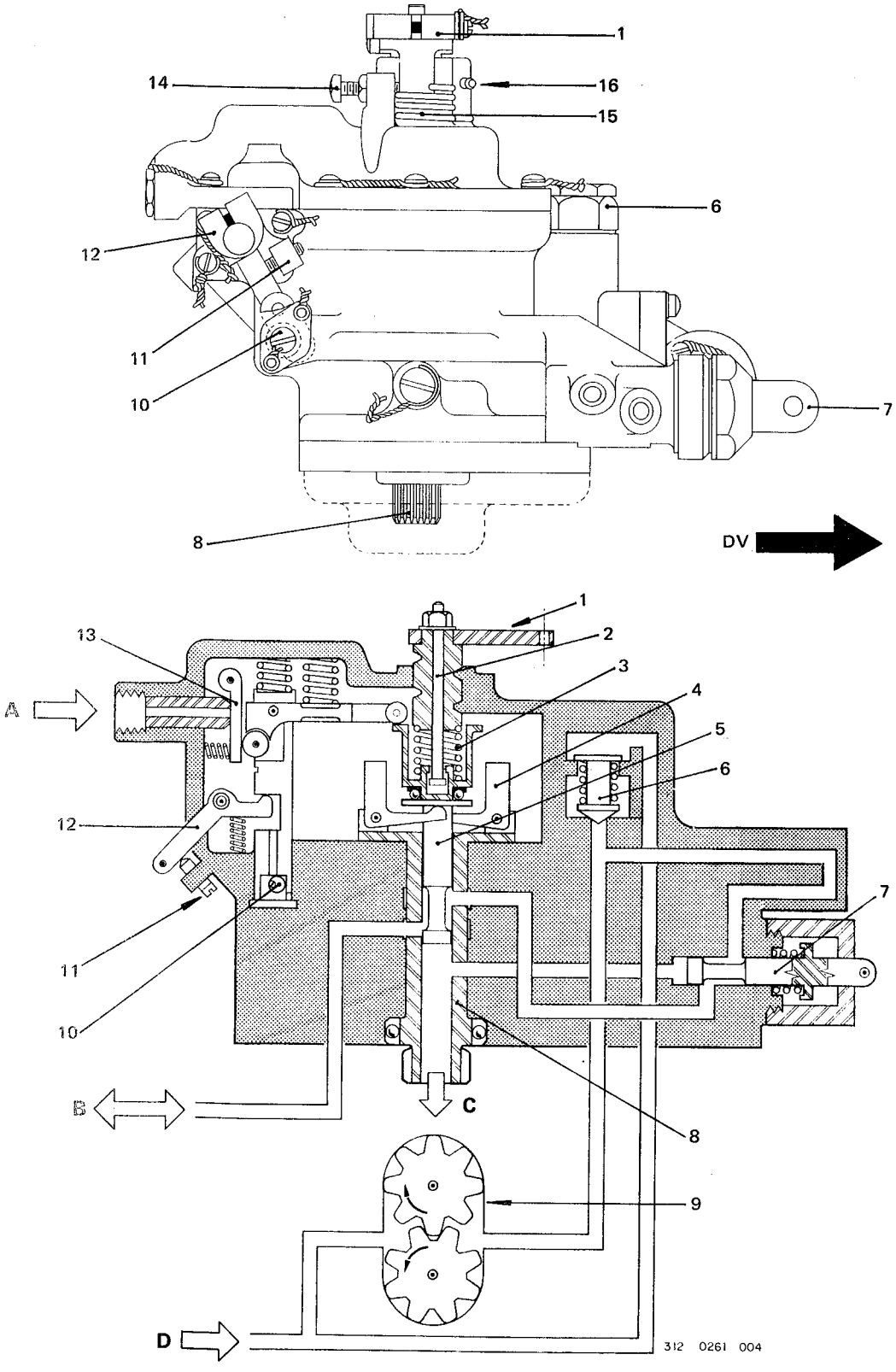


Figura 2-61-4. Governador da Hélice

1. BRAÇO DE COMANDO DO GOVERNADOR
2. EIXO DE AJUSTAGEM DE VELOCIDADE
3. MOLA DE GOVERNO DA UNIDADE DE VELOCIDADE CONSTANTE
4. CONTRAPESOS CENTRÍFUGOS
5. VÁLVULA PILOTO
6. VÁLVULA DE ALÍVIO
7. VÁLVULA BETA
8. EIXO DE ACIONAMENTO DO GOVERNADOR
9. BOMBA DE ENGRENAGENS (INCORPORADA AO GOVERNADOR DA HÉLICE)
10. AJUSTAGEM DE SUBVELOCIDADE DA SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f
11. AJUSTAGEM DE SOBREVELOCIDADE DA SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f
12. BRAÇO DE POSICIONAMENTO DA SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f
13. VÁLVULA DE SANGRIA DE P_y DA SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f
14. BATENTE DE MÁXIMA RPM
15. MOLA DE SEGURANÇA DO BRAÇO DE COMANDO DO GOVERNADOR
16. BATENTE DE BANDEIRA
A PRESSÃO DE P_y DO FCU
B PRESSÃO DE ÓLEO ATUANTE NO SERVOMECANISMO DA HÉLICE
C RETORNO DE ÓLEO PARA A CAIXA DE REDUÇÃO DO MOTOR
D PRESSÃO DE ÓLEO DO SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO DO MOTOR

Legenda da Figura 2-61-4

Beta começa a ser deslocada para a frente, iniciando a interrupção da passagem de pressão de óleo para o servomecanismo, até ocasionar o seu total bloqueio (batente de passo mínimo).

Quando operando na faixa de Beta (táxi/reverso), a posição assumida pela válvula Beta é conseqüência de dois comandos opostos e praticamente simultâneos, um transmitido através da manete (dianteira ou traseira) de controle do motor, programando o passo da hélice, e outro proveniente do anel deslizante, em função do passo assumido pela hélice. Ao acionar a manente de controle do motor no sentido de potência mínima para reverso, a válvula Beta é deslocada para o interior de seu alojamento, de modo a liberar pressão de óleo para o servomecanismo da hélice e, em conseqüência, provocar a diminuição do passo (no sentido de passo reverso); o deslocamento do anel deslizante em função da alteração do passo da hélice comanda, por sua vez, a válvula Beta em sentido oposto ao do comando da manete, de modo a bloquear a pressão de óleo e, conseqüentemente, o passo da hélice, ao ser atingido o passo correspondente ao posicionamento da manete. Quando a manete é acionada no sentido inverso, ou seja, de reverso para potência mínima, a válvula Beta é deslocada para fora de seu alojamento, bloqueando a linha de pressão de óleo para o servomecanismo da hélice e aliviando para retorno a pressão de óleo atuante no mesmo, provocando desse modo o aumento do passo (no sentido de passo mínimo). Ao ser atingido o passo da hélice correspondente à posição da manete, o comando proveniente do anel deslizante provoca a interrupção do retorno da pressão de óleo atuante no servomecanismo, bloqueando o passo da hélice. A válvula Beta provê, portanto, o bloqueio do passo da hélice em correspondência ao posicionamento da manete ao longo de seu curso na faixa de táxi/reverso.

A válvula Beta é provida de uma mola de segurança que, no caso de falha mecânica por quebra de componentes de seu sistema de atuação, provoca o deslocamento máximo da válvula para a frente, o que ocasiona a interrupção da linha de pressão de óleo para o servomecanismo, ao mesmo tempo que libera para retorno a pressão de óleo existente no mesmo, provocando, em conseqüência, o

embandeiramento da hélice. Batentes mecânicos internos limitam o deslocamento da válvula Beta em ambos os sentidos de deslocamento.

Nota

A válvula piloto e a válvula Beta não bloqueiam completamente a pressão de óleo para o servomecanismo; apenas assumem uma posição tal, que um fluxo mínimo de óleo seja liberado de modo a compensar as perdas internas existentes no sistema.

2-61-11. OPERAÇÃO DA SEÇÃO GOVERNADORA DE N_f (figura 2-61-4)

A seção governadora de N_f provê o controle automático da rotação da hélice de modo que a mesma não ultrapasse determinado valor em relação ao N_h selecionado na unidade de velocidade constante, através do posicionamento da manete (dianteira ou traseira) de controle do motor. Este controle é obtido por meio de sangria de P_y da unidade de controle de combustível (FCU), de modo a reduzir a rotação do gerador de gases (N_g) do motor e, conseqüentemente, a rotação da turbina de potência (N_f) que, por sua vez, determina a velocidade de rotação da hélice (N_h). A sangria de P_y é feita por uma válvula existente na seção governadora de N_f, cuja atuação é determinada pela ação dos contrapesos centrífugos da unidade de velocidade constante.

Normalmente a atuação da seção governadora de N_f ocorre a um valor de N_h ligeiramente acima do N_h selecionado, evitando desse modo uma condição de sobrevelocidade da hélice, devido a uma eventual falha do mecanismo de alteração do passo.

Quando operando na faixa de Beta, a seção governadora de N_f é reprogramada através de seu braço de posicionamento, em correspondência ao comando proveniente da manete de controle do motor, de modo que a sua atuação ocorra a um valor de N_h ligeiramente abaixo do N_h selecionado. Desta maneira, a hélice é mantida em condição de subvelocidade, evitando que a válvula piloto da unidade de velocidade constante interfira no envio de óleo sob pressão liberado pela válvula Beta ao servomecanismo. Conseqüentemente, a seção governadora de N_f previne ainda que ocorra uma condição de sobrevelocidade da hélice, caso o valor de N_h reprogramado tenda a ser excedido quando da aceleração do motor em reverso.

A seção governadora de N_f possui dois pontos de ajuste, que determinam a limitação do N_h em condições de sobrevelocidade e subvelocidade (reverso), respectivamente. O ajuste de subvelocidade é feito no parafuso excêntrico situado na parte posterior da lateral direita do governador de hélice e determina o N_h máximo de reverso (veja o 61GT). O ajuste de sobrevelocidade é feito em bancada e não pode ser alterado em nível de manutenção de pista e/ou hangar.

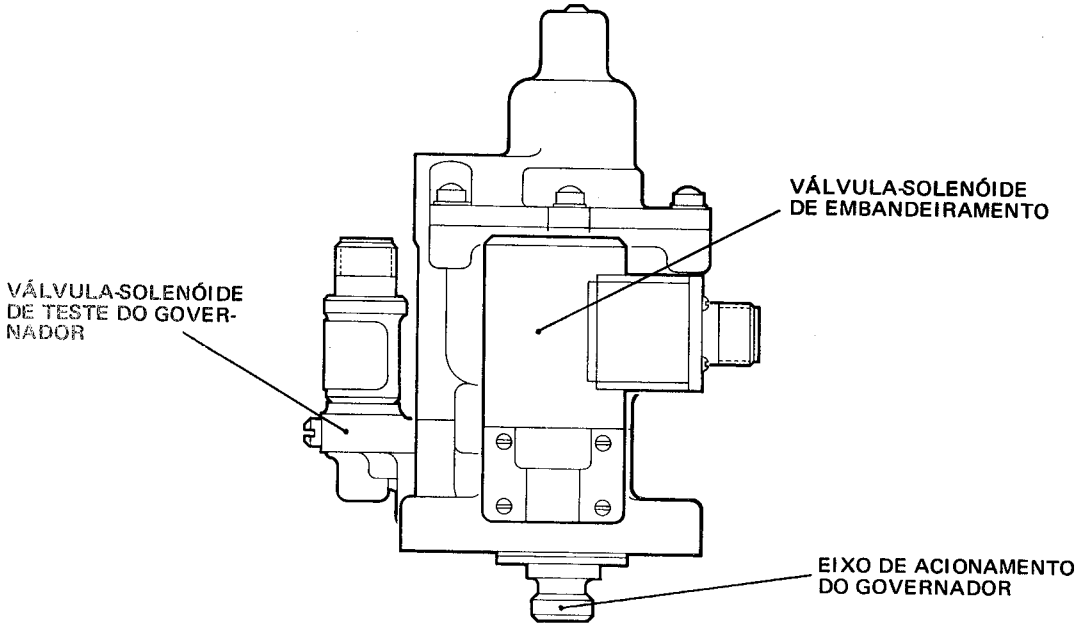
SEÇÃO II
GOVERNADOR DE SOBREVELOCIDADE (61 - 20 - 02)

2-61-12. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-61-5)

O governador de sobrevelocidade encontra-se instalado na posição de 9 horas da carcaça da seção redutora do motor, sendo por ela mecanicamente acionado.
O governador de sobrevelocidade opera em paralelo com o governador de hélice e tem por finalidade controlar qualquer condição de sobrevelocidade da hélice, através da imediata derivação para a caixa de redução do motor da pressão do óleo atuante no servomecanismo, quando, **devido a uma eventual falha do governador de hélice em manter o N_h máximo, for atingido o valor de 106,2% N_h.**
Incorporadas ao governador de sobrevelocidade, encontram-se duas unidades: a válvula-solenóide de teste do governador de sobrevelocidade e a válvula-solenóide do sistema de embandeiramento da hélice, cuja operação encontra-se descrita juntamente com a descrição do sistema a que pertence.

2-61-13. OPERAÇÃO DO GOVERNADOR DE SOBREVELOCIDADE (figuras 2-61-5 e 2-61-6)

O governador de sobrevelocidade consiste basicamente em um conjunto de contrapesos centrífugos acionados por meio de um eixo de comando a uma velocidade proporcional à rotação da hélice. Uma válvula piloto, cujo posicionamento depende da ação de uma mola de governo e das forças atuantes no conjunto de contrapesos, encontra-se alojada no interior do eixo de comando, mantendo bloqueados, em condições normais de operação, os orifícios nele existentes. Ao suceder uma condição de sobrevelocidade da hélice, a força adicional exercida pelos contrapesos centrífugos vence a força da mola do governo, deslocando a válvula piloto de sua posição original e causando a abertura dos referidos orifícios, o que possibilita a drenagem do óleo do servomecanismo da hélice para retorno. Nesta condição, as forças combinadas dos contrapesos das pás e das molas de embandeiramento levam as pás a assumirem um maior ângulo de passo, reduzindo conseqüentemente a rotação da hélice. Decrescendo a rotação ao ponto em que a força da mola de governo se sobrepõe à força exercida pelos contrapesos, a válvula piloto é reposicionada para a sua posição normal, bloqueando o retorno do óleo atuante no servomecanismo da hélice.
A válvula-solenóide de teste, normalmente fechada, permite, quando energizada, a passagem do óleo sob pressão do servomecanismo da hélice para a parte superior do governador de sobrevelocidade, onde o mesmo passa a agir sobre o pistão de reposicionamento, contrariando a ação da mola de reposicionamento e aliviando, dessa forma, a mola de governo. Deste modo, os contrapesos centrífugos passam a atuar a válvula piloto a uma rotação inferior, permitindo a verificação do funcionamento do **governador de sobrevelocidade a um valor de 94,2% de N_h, ou seja, a uma rotação de hélice compatível com o** regime normal de operação do grupo turbopropulsor. Quando a válvula-solenóide de teste é desenergizada, o pistão de reposicionamento do governador deixa de sofrer a ação da pressão do óleo e o ponto de atuação do governador volta à sua condição normal. O teste é acionado a partir do posto dianteiro de pilotagem, por meio de um interruptor localizado no painel de instrumentos e identificado como TESTE DE SOBREVELOCIDADE.



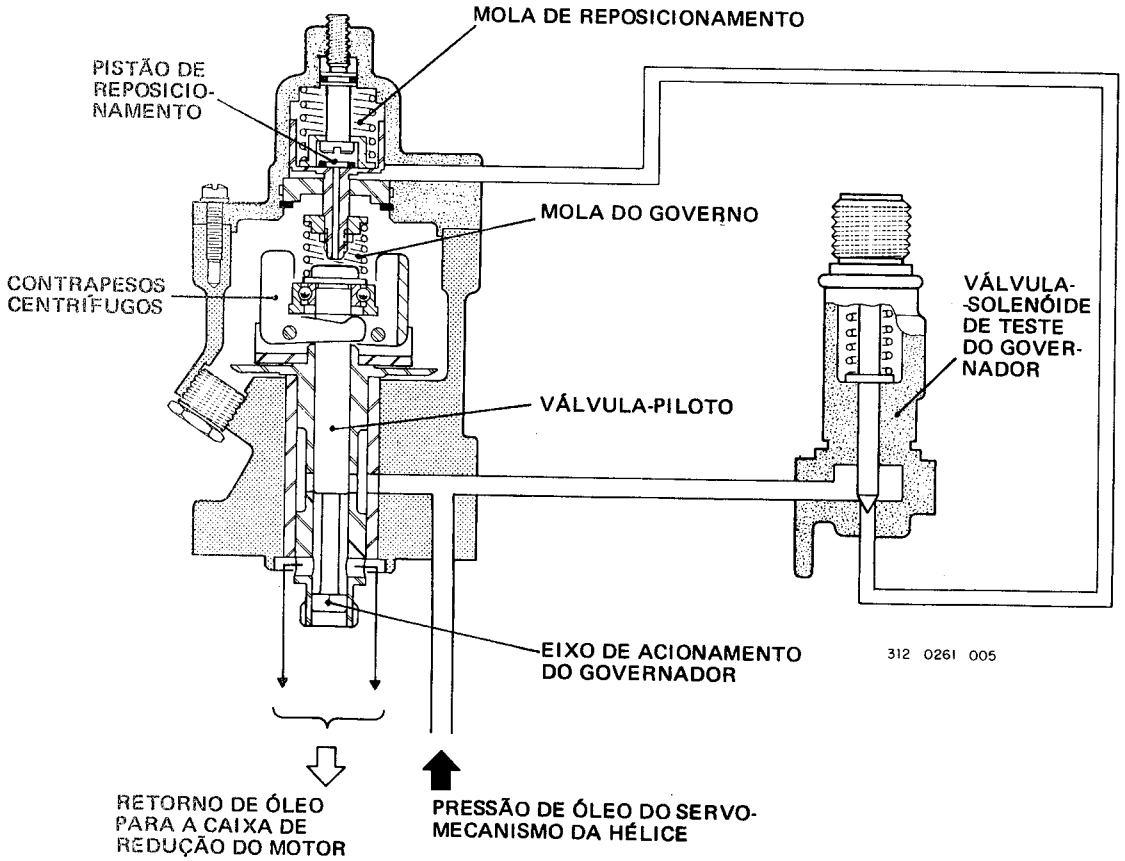


Figura 2-61-5. Governador de Sobrevelocidade

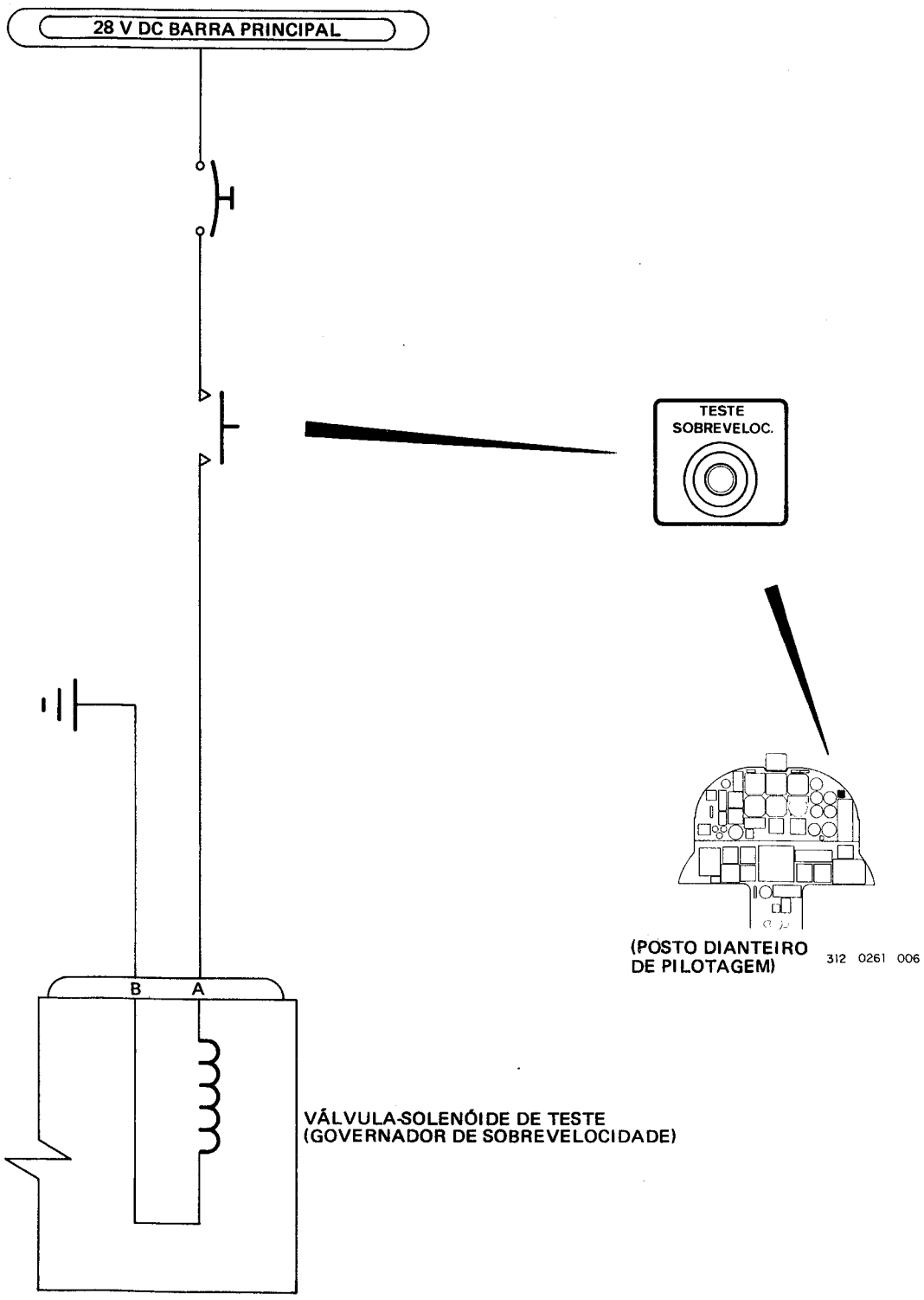


Figura 2-61-6. Sistema de Teste do Governador de Sobrevelocidade (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE EMBANDEIRAMENTO DA HÉLICE (61 - 21 - 00)

2-61-14. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-61-7, 2-61-8 e 2-61-8A)

Além da possibilidade de embandeiramento da hélice por meios mecânicos, através da manete de controle do motor de qualquer dos postos de pilotagem (quando posicionada em CORTE), um sistema independente possibilita embandeirar a hélice por meio de comandos elétricos, sem que haja necessidade de se proceder ao corte do motor. Este sistema é utilizado no pré-vôo, como recomendado pelo fabricante do motor e em exercícios de simulação de pane, durante treinamento, bem como em procedimentos específicos de manutenção.

O sistema é composto basicamente por uma válvula-solenóide de embandeiramento, incorporada ao governador de sobrevelocidade, e por três microcontactores dispostos em um circuito em série. Nas aeronaves que possuem caixas de manete equipadas com trava de corte, um dos microcontactores, o de acionamento do sistema, está situado na caixa de manete traseira, porém, nas aeronaves com caixas de manete sem trava de corte, esse microcontactor (de acionamento do sistema), está situado na caixa de manete dianteira. Os outros dois microcontactores, os de desativação do sistema, estão situados na caixa de manete dianteira para qualquer configuração das aeronaves. O sistema utiliza 28 V DC do sistema elétrico DC da aeronave.

2-61-15. OPERAÇÃO DO SISTEMA (figuras 2-61-8 e 2-61-8A)

Nas aeronaves que possuem caixas de manete equipadas com trava de corte, o microcontactor de acionamento do sistema é mecanicamente atuado por um came instalado na trava de corte traseira.

Devido à interligação existente entre ambas as travas de corte (dianteira e traseira), o microcontactor é atuado sempre que qualquer das travas de corte for comandada.

Nas aeronaves com caixas de manete sem trava de corte, o microcontactor de acionamento do sistema é mecanicamente atuado pelo mecanismo de travamento da haste de comando de combustível sempre que qualquer das manetes (dianteira ou traseira) for deslocada da posição MÍN para o início da faixa de CORTE.

Os microcontactores de desativação do sistema são atuados respectivamente pelas hastes de comando de potência e de comando de hélice, e desativam o sistema em posições de manete acima e abaixo da posição MÍN (marcha-lenta), evitando, desse modo, que uma falha do sistema ou uma ação inadvertida provoque o embandeiramento da hélice com valores elevados de rotação do gerador de gases, tanto em operação normal quanto em operação em reverso.

Quando acionado o sistema, a válvula-solenóide de embandeiramento no governador de sobrevelocidade é energizada, provendo o retorno para a caixa de redução do motor do óleo sob pressão atuante no servomecanismo da hélice e, conseqüentemente, ocasionando o seu embandeiramento.

2-61-16. PARTICULARIDADES SOBRE A OPERAÇÃO E A MANUTENÇÃO DO SISTEMA (figuras 2-61-7, 2-61-8 e 2-61-8A)

As aeronaves que possuem caixas de manete sem trava de corte são equipadas com um interruptor de ajuste e teste localizado em um compartimento existente na lateral esquerda da fuselagem, à frente do compartimento eletrônico. Este interruptor opera em paralelo com o microcontactor de acionamento do sistema de embandeiramento e possibilita, quando colocado na posição TESTE/AJUSTE, manter ativado o sistema, com a manete de controle do motor posicionada em MÍN.

O interruptor em questão é protegido por uma guarda frenada, que mantém o desarmado na posição NORMAL, sendo utilizada a sua posição armada somente durante os procedimentos específicos de manutençaõ quando da verificação e/ou regulagem do sistema de embandeiramento.

O acesso ao interruptor é obtido através da remoção do painel de acesso 2209.

O sistema de embandeiramento da hélice é mantido atuado (desde que as barras DC do avião estejam energizadas) nas seguintes condições:

- Manetes de controle do motor posicionadas em MÍN e qualquer das travas de corte comandada (22) .
- Manetes de controle do motor posicionadas em MÍN e

o interruptor de ajuste e teste na posição TESTE/AJUSTE (23) .

– Manetes de controle do motor posicionadas ao longo da faixa de CORTE.

Portanto, em procedimentos de manutenção prolongados com o motor inoperante e o sistema elétrico DC energizado, mantenha desativado o sistema de embandeiramento da hélice por meio do disjuntor do sistema.

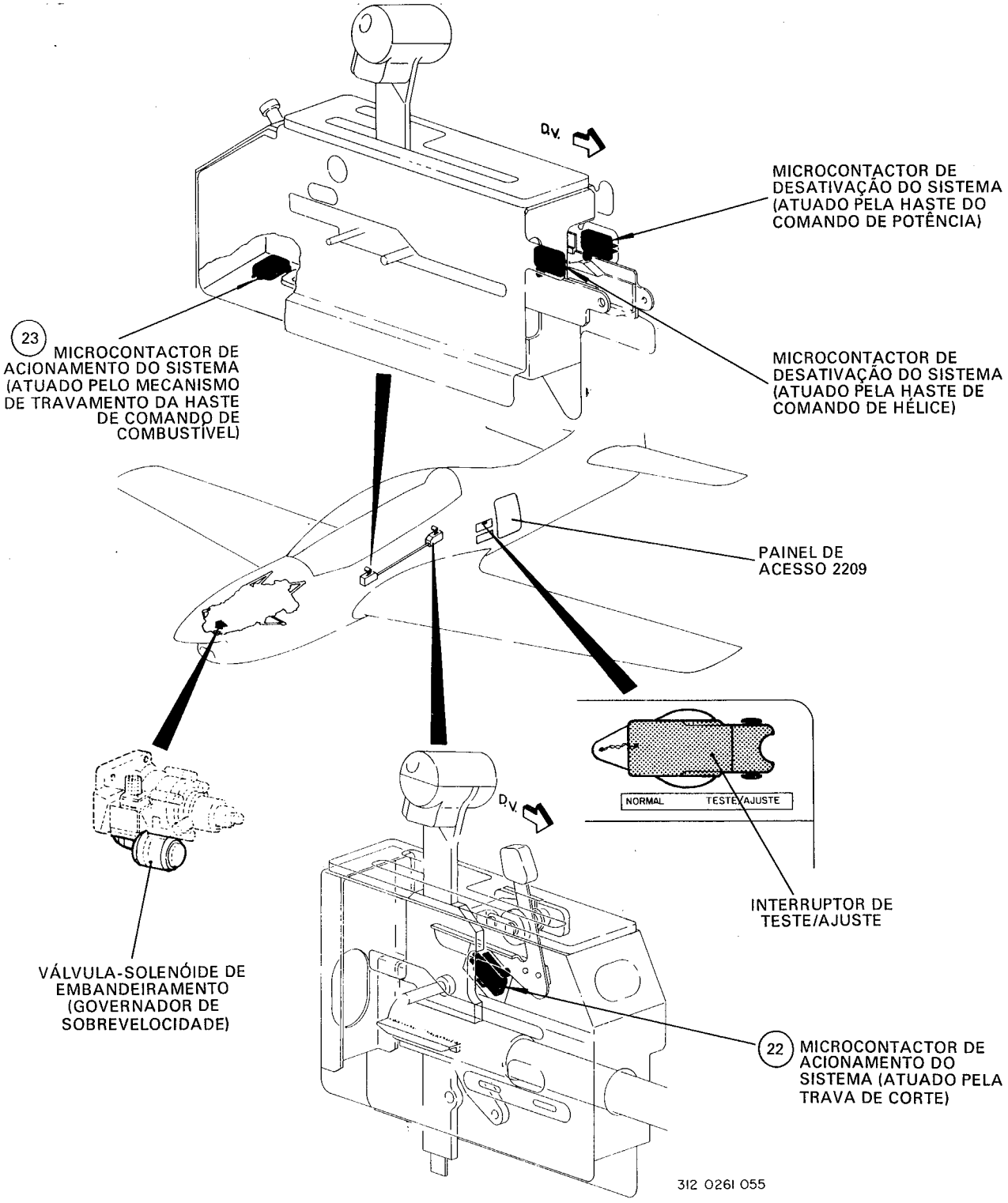
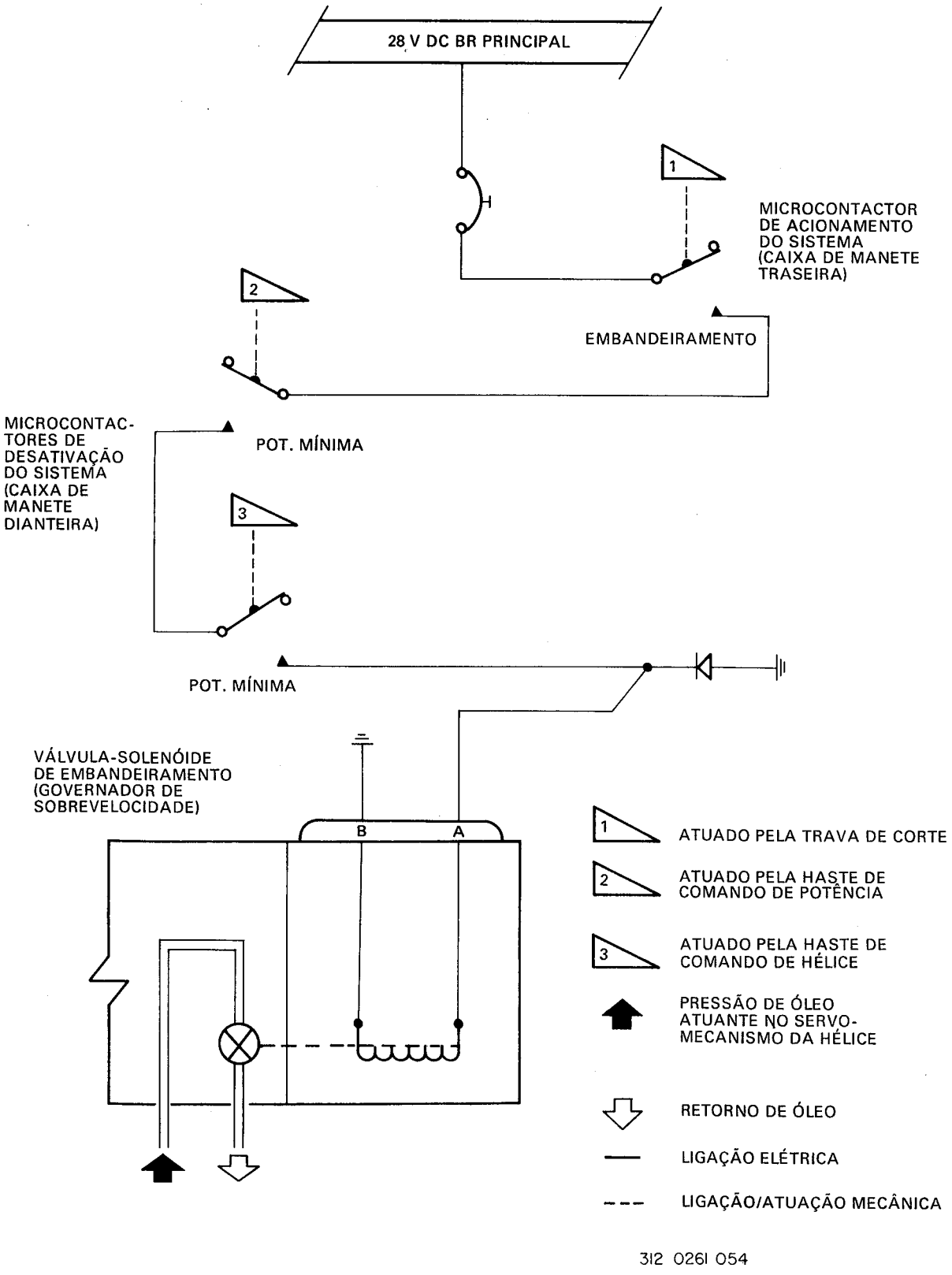
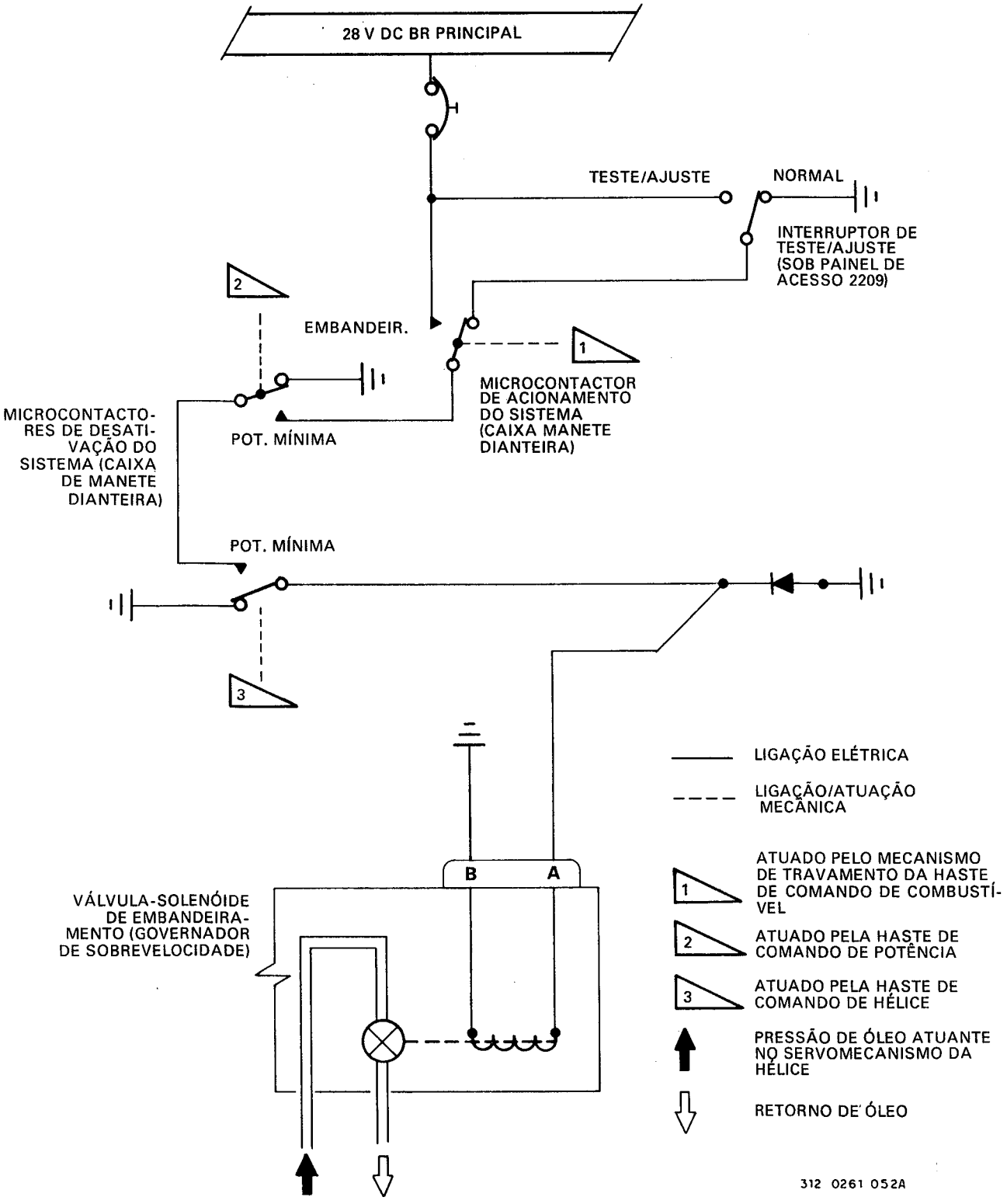


Figura 2-61-7. Componentes do Sistema de Embandeiramento da Hélice



(22) *Figura 2-61-8. Sistema de Embandeiramento da Hélice — Esquemático*



(23) *Figura 2-61-8A. Sistema de Embandeiramento da Hélice — Esquemático*

SEÇÃO II
INDICAÇÃO DO SISTEMA DE HÉLICE (61 - 40 - 00)

2-61-17. GENERALIDADES

A indicação do sistema de hélice é proporcionada por dois sistemas independentes, que possibilitam o monitoramento de seu funcionamento a partir de ambos os postos de pilotagem, em termos de rotação da hélice (indicação de N_h) e operação da válvula Beta (alarme da faixa de Beta). O sistema de alarme da faixa de Beta indica falha da válvula Beta em sua função de assegurar o batente de passo mínimo de vôo. O sistema de indicação de N_h, que indica também a rotação da turbina de potência (N_f), pela qual a hélice é acionada, encontra-se descrito no Capítulo 77 desta Seção – Indicação do Motor.

2-61-18. SISTEMA DE ALARME DA FAIXA DE BETA (figuras 2-61-9 e 2-61-10)

O sistema de alarme da faixa de Beta é composto basicamente por um microcontactor situado na posição de 10 horas da carcaça da caixa de redução do motor e acionado pelo anel deslizante da hélice sempre que a posição do mesmo corresponder a um valor angular das pás da hélice situado de 2° a 4° abaixo do passo mínimo de vôo. Quando acionado, o microcontactor provê o acendimento das luzes BETA, localizadas no painel de alarmes de cada posto de pilotagem.

Um microcontactor, localizado na caixa de manete do posto traseiro de pilotagem e acionado pela manete traseira de controle do motor, desativa o sistema de alarme da faixa de Beta sempre que a manete de controle do motor de qualquer dos postos de pilotagem for posicionada na faixa de táxi/reverso. Desta maneira, a alteração do ângulo das pás da hélice para um valor inferior ao correspondente ao passo mínimo de vôo, de modo a atingir o passo reverso, não aciona o acendimento das luzes BETA, visto ser esta uma condição normal de operação. Um interruptor, instalado em um receptáculo existente na lateral esquerda da fuselagem, à frente do compartimento eletrônico, e operando em paralelo com o microcontactor acionado pela manete, possibilita, quando colocado na posição AJUSTE, manter ativado o sistema de alarme da faixa de Beta, mesmo em condições de operação na faixa de táxi/reverso. O interruptor em questão deve permanecer sempre na posição OPERAÇÃO NORMAL, sendo utilizada a sua posição AJUSTE somente durante procedimentos específicos de manutenção no solo, quando da verificação e/ou regulagem do sistema de alarme da faixa de Beta. O acesso ao interruptor é obtido através da remoção do painel de acesso n° 2209.

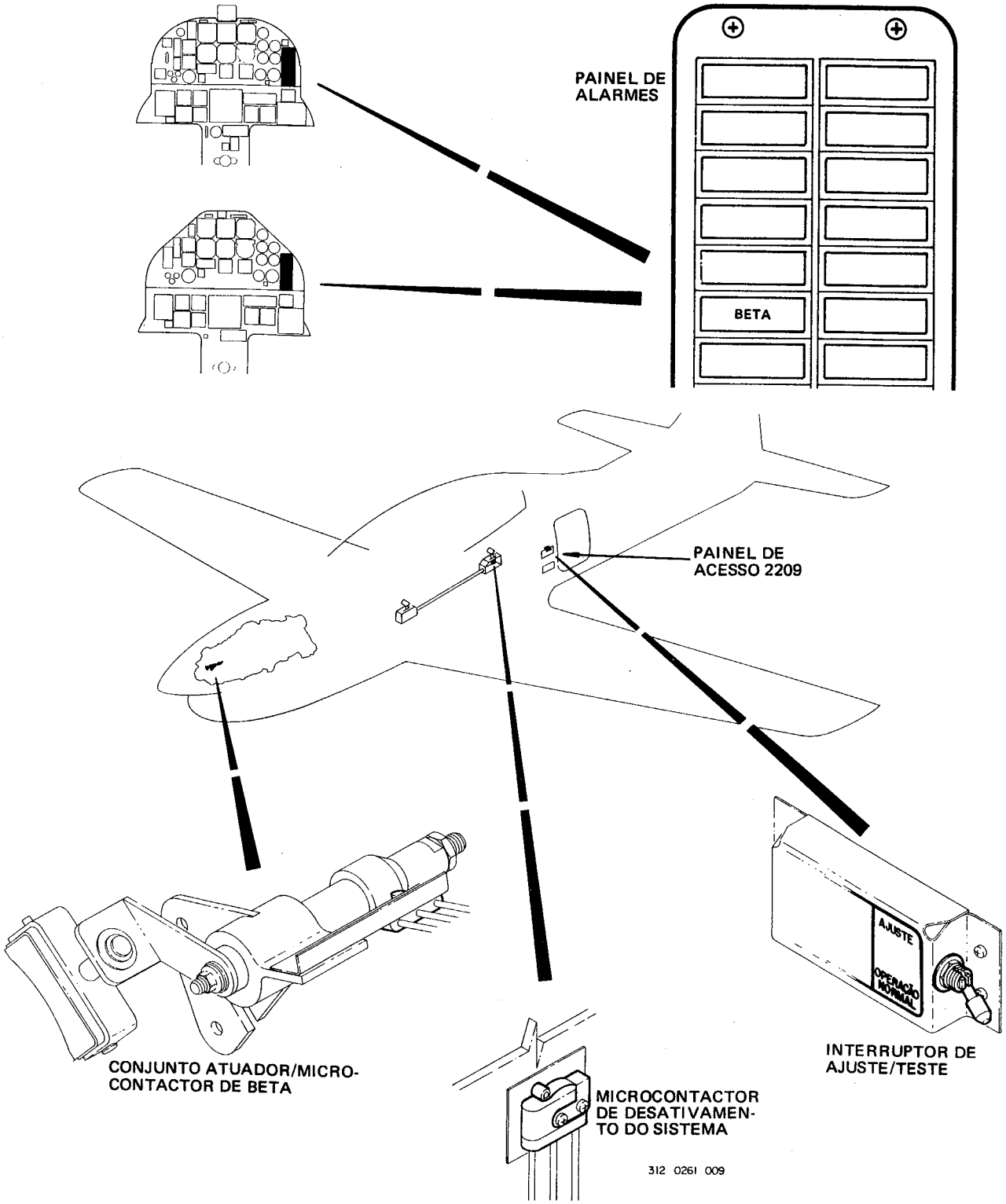


Figura 2-61-9. Componentes do Sistema de Alarme da Faixa de Beta

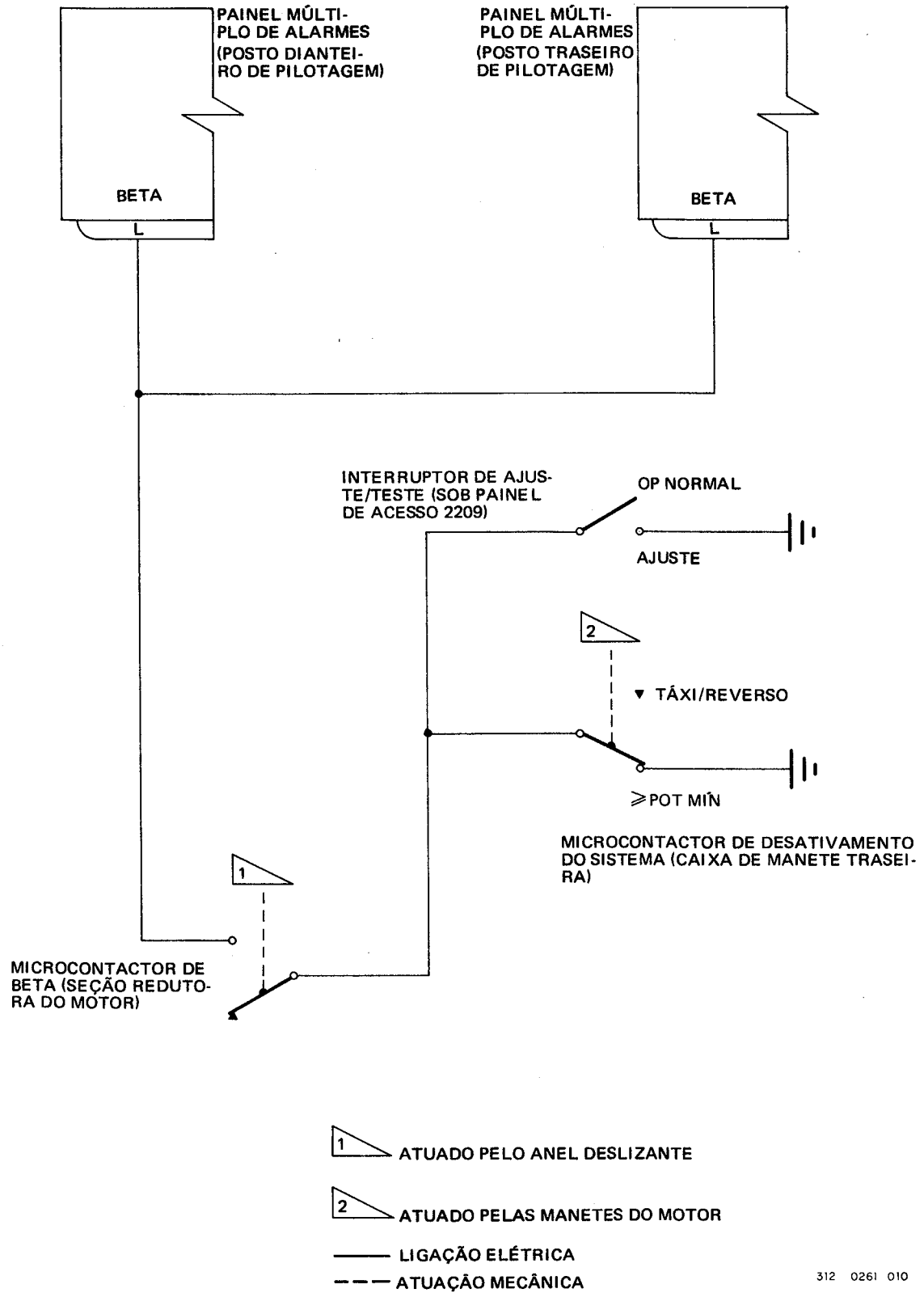


Figura 2-61-10. Sistema de Alarme da Faixa de Beta (Esquemático)

SEÇÃO II
GRUPO TURBOPROPULSOR (71 - 00 - 00)

2-71-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-71-1)

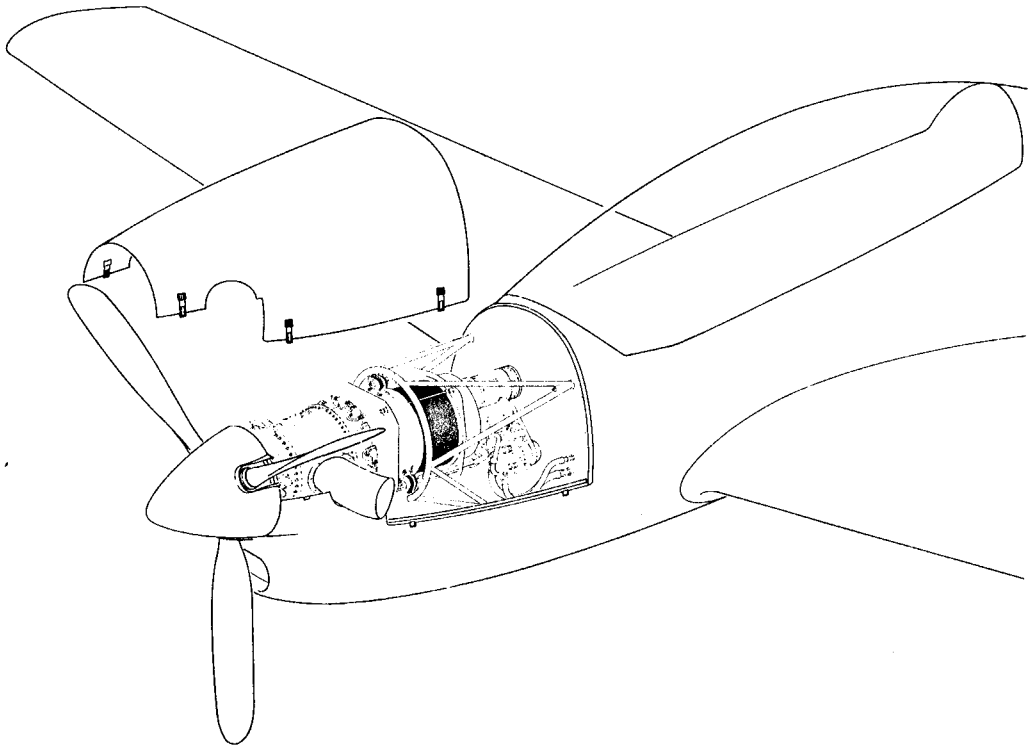
O EMB-312 é equipado com um grupo turbopropulsor, composto por um motor "PRATT & WHITNEY" PT6A-25C, do tipo turbina livre e fluxo reverso (veja o Capítulo 72 desta seção), que aciona através de uma caixa de redução integral, uma hélice "HARTZELL" metálica, tripá, de rotação constante, embandeirável e reversível (veja o Capítulo 61 desta seção).

O grupo turbopropulsor está instalado em uma nacele que constitui a estrutura dianteira da fuselagem, à frente da cabine de pilotagem, da qual se encontra isolada por uma parede de fogo estrutural de aço inoxidável revestida com isolante térmico (veja o Capítulo 51 desta seção). O berço, que fixa o motor à nacele, é constituído por um conjunto tubular de aço, equipado com amortecedores elásticos de vibração que unem o motor ao berço.

O acesso necessário para a execução dos procedimentos de manutenção do grupo turbopropulsor é feito por meio da remoção de um capô, que complementa a parte externa superior da nacele; de uma carenagem frontal, que incorpora a tomada de ar do sistema de indução de ar do motor e de painéis de acesso, localizados no capô, na carenagem frontal e na estrutura da nacele.

Situado na parte inferior da nacele e fazendo parte integrante da mesma, encontra-se o sistema indutor de ar do motor, equipado com um dispositivo de separação inercial que minimiza a ingestão de partículas sólidas e/ou água sob condições adversas de operação.

Dois anéis de fogo, confeccionados em aço inoxidável,



312 0271 007

Figura 2-71-1. Grupo Turbopropulsor

dividem o compartimento do motor em três seções distintas, de modo a manter a seção de admissão de ar do compressor isolada das seções de potência e de acessórios do motor.
Circuitos de drenagem possibilitam o alijamento para a atmosfera de eventuais acúmulos de óleo ou combustível que possam provir de pontos determinados do motor, bem como enviam para um tanque coletor apropriado o combustível drenado das linhas dos injetores, nos cortes do motor.
O grupo turbopropulsor é provido, ainda, de um anel de distribuição, que possibilita, juntamente com um equipamento auxiliar externo, a lavagem do compressor no caso de contaminação do mesmo por depósitos salinos ou ar poluído.
Um sistema de detecção de fogo previne o operador em casos de fogo ou sobretemperatura que eventualmente ocorram no compartimento do motor (veja o Capítulo 26 desta seção).

2-71-2. SISTEMAS DO GRUPO TURBOPROPULSOR

Além dos assuntos descritos neste capítulo, o grupo turbopropulsor é composto ainda por outros sistemas que se encontram descritos em capítulos específicos, apresentados ao longo desta Seção. A seguir, acham-se relacionados os sistemas em questão:

- Hélice (Capítulo 61)
- Motor (Capítulo 72)
- Combustível do motor e controle (Capítulo 73)
- Ignição (Capítulo 74)
- Ar do motor (Capítulo 75)
- Comandos do motor (Capítulo 76)
- Indicação do motor (Capítulo 77)
- Escapamento (Capítulo 78)
- Óleo do motor (Capítulo 79)
- Partida (Capítulo 80)

2-71-3. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

O equipamento de apoio e o material de consumo, necessários para os procedimentos de manutenção do grupo turbopropulsor, estão relacionados nas tabelas 2-71-1 e 2-71-2.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
4A-6000-W25H	Guindaste	Equivalente	Remoção/Instalação do motor/berço
312-00007-401-W11H	Estropo	Equivalente	Remoção/Instalação do motor/berço
EMB-00720-002	Carro-suporte	Equivalente	Sustentação e Locomoção do motor
JET-EX4P	Unidade auxiliar de partida (UAP)	Equivalente	Partida do motor
6-24-2	Cronômetro	Equivalente	Verificação do tempo de aceleração do motor
TE-25-A	Torquímetro (0 a 300 lb.pol)	Equivalente	Uso geral
TE-50-A	Torquímetro (0 a 600 lb.pol)	Equivalente	Remoção/Instalação do motor/berço
4508C	Torquímetro (0 a 1500 lb.pol)	Equivalente	Remoção/Instalação do motor/berço
312-06170-401-W26H	Apoio de Cauda	Equivalente	Apoio de parte traseira da fuselagem

Tabela 2-71-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	–	MS24665-283
Contrapino	–	MS24665-132
Contrapino	–	MS24665-134
Contrapino	–	MS9245-23 (PW)
Arame de freno	MS20995-C20	–
Arame de freno	MS20995-C32	–
Arame de freno	MS20995-C47	–
Arame de freno	MS9226-02 (RMS 5687)	–
Junta	–	LM-427-6 (LORD)
Junta	–	3011072 (PW)

Tabela 2-71-2. Material de Consumo

SEÇÃO II
SISTEMA DE LAVAGEM DO COMPRESSOR (71 - 01 - 00)

2-71-4. DESCRIÇÃO GERAL

O grupo turbopropulsor é equipado com um sistema que, com o auxílio de um equipamento de apoio externo, possibilita a lavagem do compressor em caso de contaminação do mesmo. A contaminação do compressor é ocasionada por operação em regiões de elevado índice de salinidade no ar, poluição industrial, partículas de poeira ou areia, o que, além de prejudicar o desempenho do motor, acelera o seu desgaste.

2-71-5. SISTEMA DE LAVAGEM DO COMPRESSOR (figura 2-71-2)

O sistema de lavagem do compressor é constituído essencialmente de um anel de distribuição instalado em torno da tela de proteção da entrada do compressor, junto ao anel de fogo traseiro, de uma conexão para o equipamento de apoio externo, localizada no interior do ducto de saída do ar de arrefecimento do radiador de óleo direito e de tubulações que interligam o anel distribuidor à conexão externa.

O anel de distribuição é, basicamente, um tubo de alumínio provido de orifícios, dispostos de tal modo que provêem a injeção dos fluidos de limpeza, a um determinado ângulo, para o interior da entrada de ar do compressor.

A lavagem do compressor é feita com o motor acionado pelo arranque-gerador a uma rotação de 14% a 22% de N_g, dependendo das condições da fonte externa de energia elétrica.

Nota

Os procedimentos de lavagem do compressor, tanto para a dessalinização quanto para a recuperação de desempenho do motor, encontram-se descritos no 12GT.

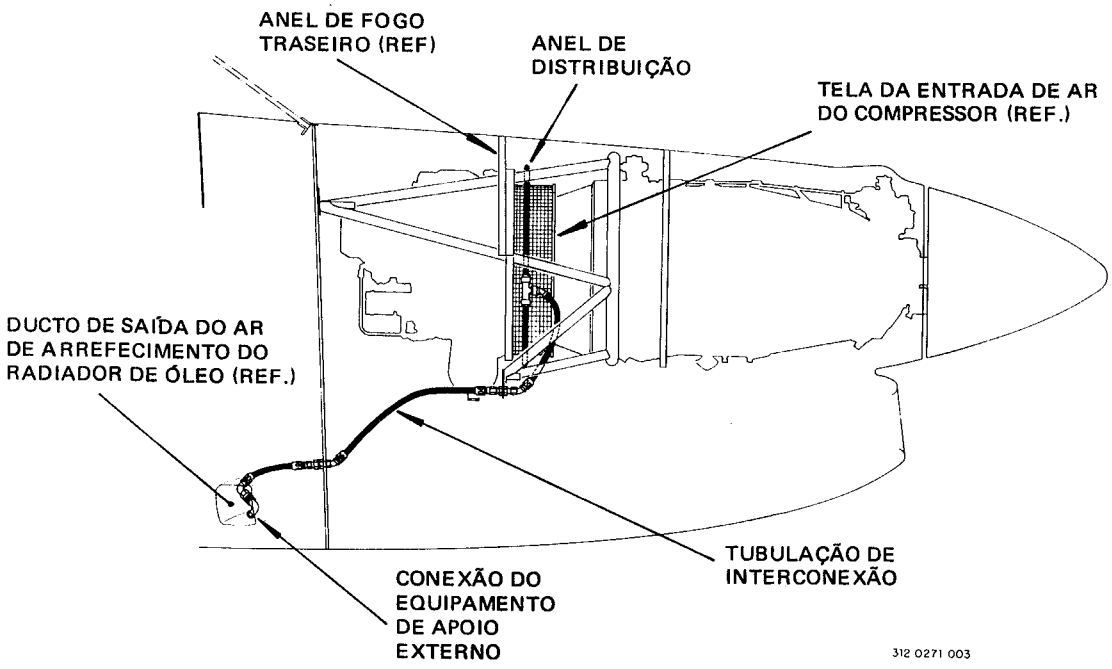


Figura 2-71-2. Sistema de Lavagem do Compressor (Esquemático)

SEÇÃO II
CAPÔ DO MOTOR (71 - 10 - 00)

2-71-6. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-71-3)

O motor é protegido por um capô, que constitui a parte externa superior da nacele, e por uma carenagem frontal, que incorpora o bocal de admissão do sistema indutor de ar do motor. A remoção do capô e da carenagem dianteira, complementada pela remoção dos painéis de acesso existentes na nacele, possibilita o acesso necessário aos procedimentos de manutenção do grupo turbopropulsor.

2-71-7. CAPÔ

O capô do motor é constituído de revestimento e reforçadores de liga de alumínio e é fixado, independentemente do motor, à estrutura da nacele, por meio de fechos de desconexão rápida. Pinos-guia existentes nas bordas do capô asseguram seu alinhamento correto com a nacele.
Duas estruturas de aço inox, fixadas transversalmente no interior do capô, complementam os anéis de fogo existentes no compartimento do motor.
Uma tomada de ar "naca", situada na parte superior do capô, provê a admissão de ar para o arrefecimento do arranque-gerador e da seção de acessórios do motor. A seção de potência do motor é, por sua vez, arrefecida por ar de impacto admitido através de folgas existentes entre o capô e o "spinner"/ductos de escapamento. O ar de arrefecimento dos compartimentos do motor é descarregado para a atmosfera através de aberturas ranhuradas dispostas convenientemente nas laterais do capô.
Um painel articulado, provido de "dzus" e situado na parte superior traseira do capô, provê o acesso ao bocal de abastecimento/haste graduada do tanque de óleo do motor, bem como à braçadeira que fixa a traquéia de refrigeração do arranque-gerador à tomada de ar "naca".

2-71-8. CARENAGEM FRONTAL

A carenagem frontal do motor é fabricada em fibra de vidro com reforçadores de liga de alumínio e incorpora um ducto bifurcado que constitui o bocal de admissão do sistema indutor de ar do motor. A carenagem é fixada por parafusos à parte dianteira da estrutura da nacele e é provida painéis de acesso fixados por parafusos em suas laterais.
A carenagem tem a sua parede inferior interna moldada em formato de bandeja, com um tubo-dreno conectado a ela, o que possibilita a drenagem do óleo da caixa de redução do motor, sem a necessidade de remoção da carenagem.

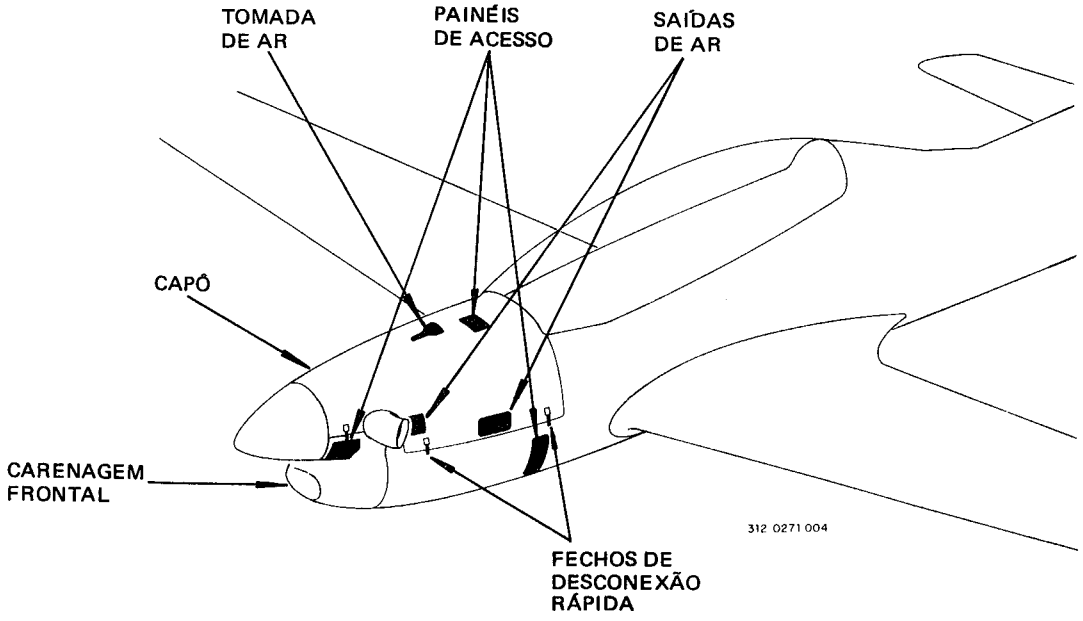


Figura 2-71-3. Capô, Carenagem e Painéis de Acesso do Grupo Turbopropulsor

SEÇÃO II
FIXAÇÃO DO MOTOR (71 - 20 - 00)

2-71-9. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-71-4)

O motor é suportado em sua nacele por meio de um berço, provido de três amortecedores elásticos de vibração, dispostos em torno da seção central da carcaça do gerador de gases do motor, em um plano paralelo ao plano de rotação da hélice.

2-71-10. BERÇO DO MOTOR

O berço do motor é constituído de uma estrutura tubular de aço composta basicamente de oito membros retilíneos e de um anular, soldados entre si e fixados à estrutura da parede de fogo e da nacele por meio de seis parafusos.
A estrutura anular do berço é provida de três plataformas, às quais são fixados, também por parafusos, os amortecedores elásticos de vibração.

2-71-11. AMORTECEDORES ELÁSTICOS

O amortecedor elástico é constituído por um suporte de aço e por um par de blocos, posicionados em cada lado do suporte e formados por um conjunto de peças integralmente vulcanizadas a um elemento elástico, incorporando uma bucha central flangeada.
O suporte de aço é provido de uma base, através da qual o amortecedor é fixado, por meio de parafusos, à carcaça do gerador de gases do motor.
A fixação do amortecedor ao berço do motor é feita por meio de porca e parafuso posicionados através da bucha central do amortecedor.

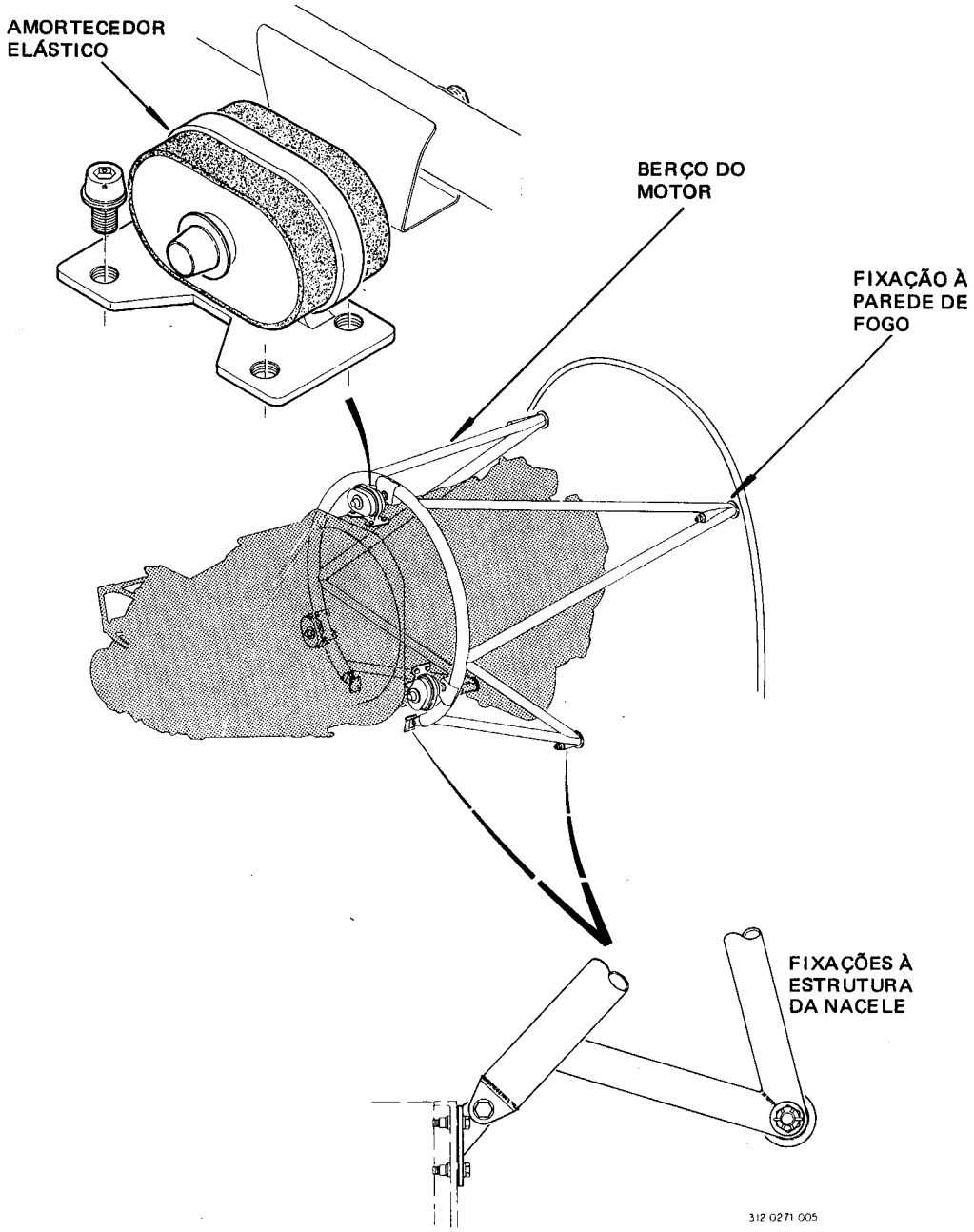


Figura 2-71-4. Fixação do Motor

SEÇÃO II
ANÉIS DE FOGO (71 - 30 - 00)

2-71-12. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-71-5)

Dois anéis de fogo, confeccionados em chapas de aço inoxidável, dividem o alojamento do motor em três compartimentos distintos, de modo a manter a seção de admissão de ar do compressor isolada das seções de potência e de acessórios do motor.

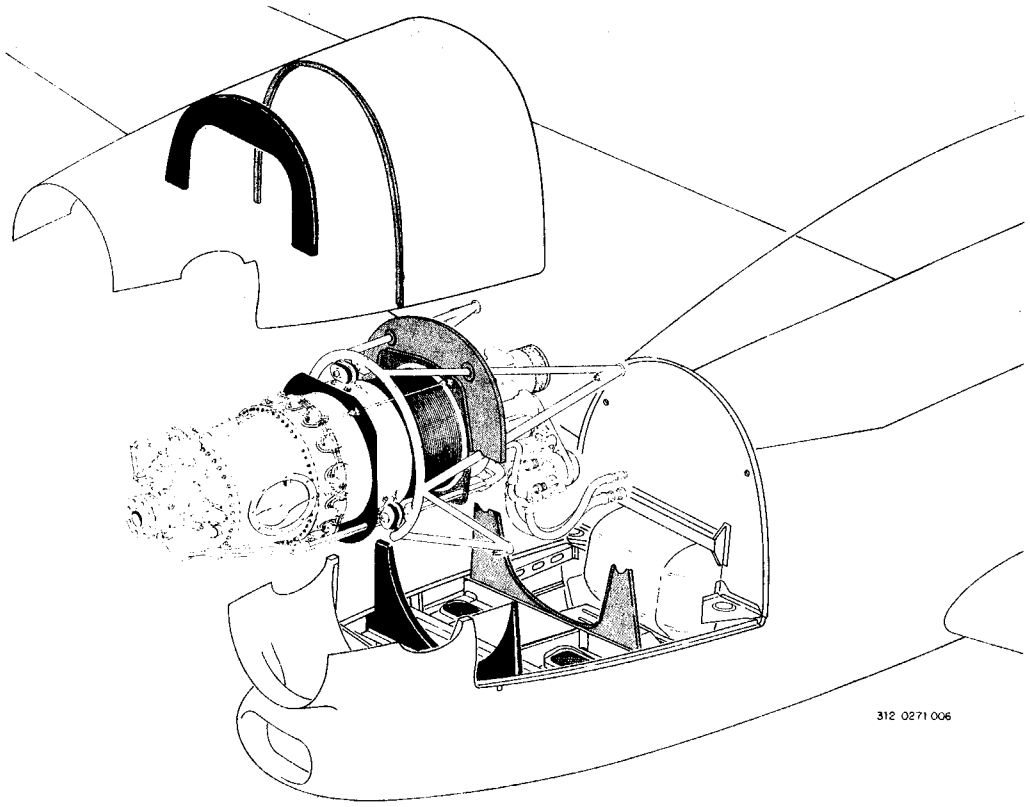
O anel de fogo dianteiro é constituído por um anel central solidário ao motor, complementado externamente por dois semi-anéis, um integral ao capô do motor e outro integral à estrutura da nacele.

O anel de fogo traseiro é formado por dois anéis concêntricos: um interno, solidário ao motor e um externo, bipartido no plano horizontal, com sua parte inferior fixada de modo integral à estrutura da nacele e sua parte superior fixada à parte inferior e ao berço do motor. Um perfilado integral ao capô do motor complementa o anel de fogo traseiro.

Os anéis de fogo são providos de orifícios que possibilitam a passagem de tubulações, cablagens elétricas, cabos de comando e o próprio berço do motor e são convenientemente selados, de modo a manter a incomunicabilidade entre os compartimentos do motor.

A vedação entre as seções dos anéis de fogo solidárias ao motor e as seções fixadas ao capô, nacele e berço é obtida por meio de selos flexíveis especiais, que possibilitam o movimento do motor em relação às partes fixas da nacele.

As seções dos anéis de fogo solidárias ao conjunto berço/motor, bem como os selos flexíveis de vedação, são fixados por parafusos, sendo, portanto, removíveis.



ANEL DE FOGO DIANTEIRO

ANEL DE FOGO TRASEIRO

Figura 2-71-5. Anéis de Fogo do Motor

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDUÇÃO DE AR (71 - 60 - 00)

2-71-13. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de indução de ar conduz à seção de admissão de ar do compressor, situada na parte intermediária do motor, o ar admitido através do bocal de admissão da carenagem dianteira da nacele.
O sistema é constituído basicamente de um ducto bifurcado, localizado sob o motor, integral à estrutura da nacele, e incorpora um sistema de separação inercial. A carenagem dianteira é essencialmente uma tomada de ar do tipo "pitot", fixada à estrutura da nacele por parafusos.

2-71-14. SEPARAÇÃO INERCIAL (figuras 2-71-6 e 2-71-7)

O sistema de separação inercial tem por finalidade minimizar a ingestão de gelo, chuva, poeira e partículas sólidas, protegendo o motor quando sob condições adversas de operação. O sistema é distribuído de uma forma simétrica ao longo da nacele do motor e é composto por dois defletores móveis, duas telas protetoras fixas junto à entrada de ar do motor e dois ductos de desvio, dotados de portas móveis, localizadas à saída dos mesmos, na parte inferior traseira da nacele.
Os defletores móveis são interligados por um tubo de torção, ao qual estão conectadas, ainda, as portas móveis dos ductos de desvio, através de dois cabos flexíveis. O sistema é acionado por meio do tubo de torção que, por sua vez, é comandado por um cabo flexível dotado de um punho de comando localizado no painel de instrumentos do posto de pilotagem dianteiro. Dois defletores fixos, localizados logo após os respectivos defletores móveis, permitem maior recuperação de pressão do ar de admissão em condições normais de vôo e melhor eficiência de separação inercial em condições de formação de gelo ou de ingestão de objetos estranhos.
Um microcontactor, localizado próximo à tela de proteção esquerda, no interior da nacele e acionado pelo mecanismo de atuação do sistema, provoca o acendimento de uma luz de aviso em cada posto de pilotagem, sempre que o sistema for acionado.

2-71-15. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE SEPARAÇÃO INERCIAL (figura 2-71-6)

Ao ser comandado o sistema de separação inercial, simultaneamente são abaixados os defletores móveis e abertas as portas de saída dos ductos de desvio. Os defletores passam a introduzir um súbito desvio na direção do fluxo de ar para a alimentação do motor, enquanto que as partículas mais densas, devido à inércia, tendem a prosseguir em sua trajetória original, sendo descarregadas para a atmosfera através dos ductos de desvio.
Com o sistema de separação inercial atuado, a deflexão súbita do fluxo de ar na entrada do motor reduz o rendimento de recuperação da pressão de ar total de admissão do motor, causando, conseqüentemente, uma redução na potência do motor e um ligeiro aumento de T_5.

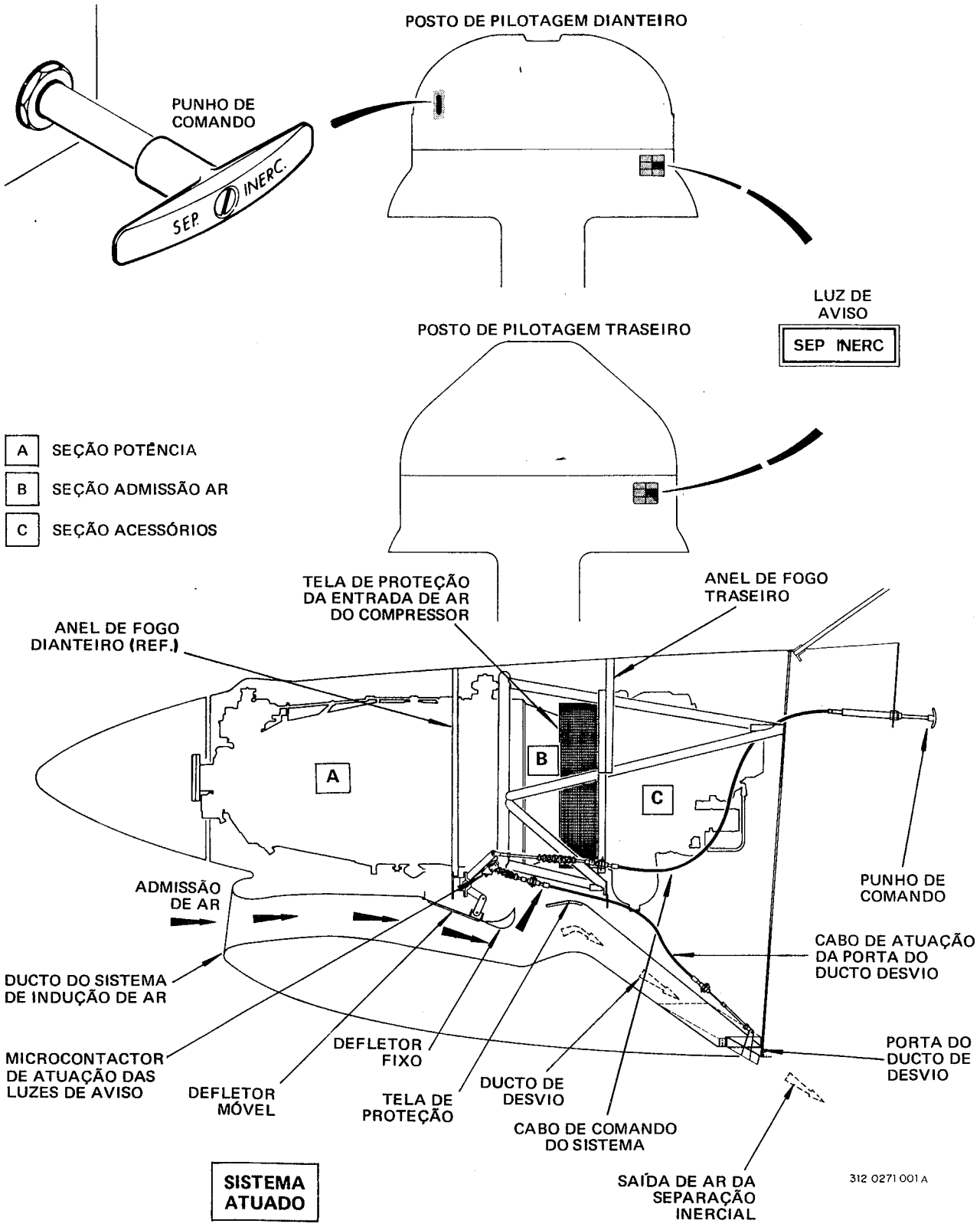


Figura 2-71-6. Sistema de Separação Inercial (Esquemático)

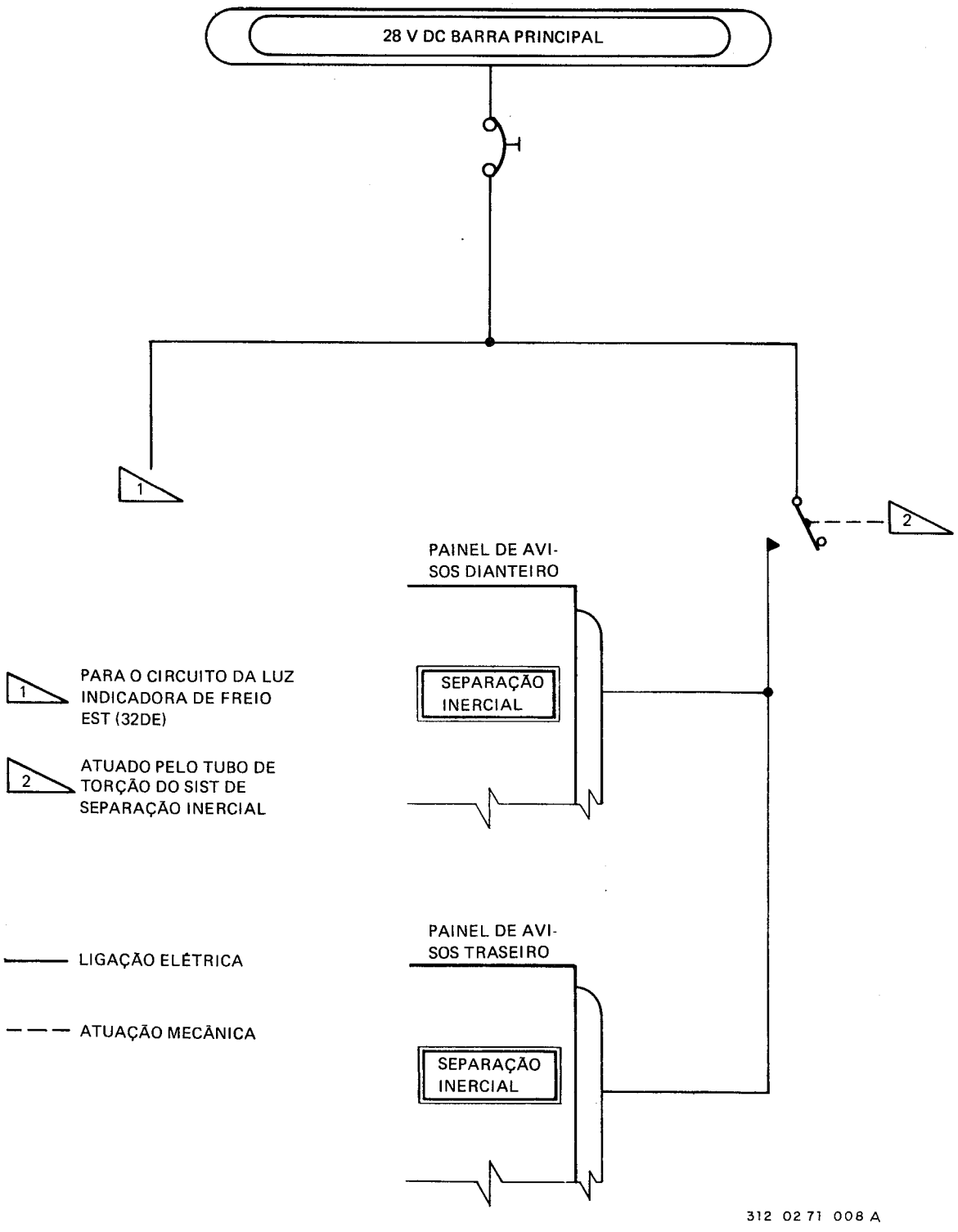


Figura 2-71-7. Indicação do Sistema de Separação Inercial (Esquemático)

SEÇÃO II
DRENOS DO MOTOR (71 - 70 - 00)

2-71-16. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-71-8)

O motor é provido de dois circuitos independentes de drenagem. Um circuito assegura o envio do combustível drenado das linhas dos injetores a um tanque coletor, drenagem do motor (veja o Capítulo 73 desta seção).
O outro circuito, associado à linha de respiro do sistema de lubrificação do motor (veja o Capítulo 79 desta seção), provê, através de um tubo coletor, a descarga para a atmosfera de eventuais acúmulos de fluidos na câmara de combustão e nos compartimentos de acoplamento do arranque-gerador e da bomba hidráulica com a caixa de acessórios e da bomba de combustível com o FCU.

2-71-17. DRENAGEM ASSOCIADA AO TANQUE COLETOR (figura 2-71-8)

O tanque coletor localiza-se na lateral inferior esquerda da fuselagem, próximo à raiz da asa. É constituído basicamente de um reservatório cilíndrico, ao qual é conectada a tubulação de drenagem das linhas dos injetores, e de uma bomba ejetora (venturi), alojada em seu interior e interligada a uma linha de retorno de combustível do FCU. Durante as partidas do motor, a válvula-solenóide de isolamento da linha de retorno do FCU provê a abertura da linha de retorno de combustível e este, passando pela bomba ejetora, succiona o combustível coletado no tanque, enviando-o, juntamente com o fluxo de retorno, ao tanque de combustível esquerdo da aeronave.

Nota

O sistema de retorno de combustível nas partidas do motor encontra-se descrito no Capítulo 73 desta seção.

O tanque coletor é provido ainda de uma tubulação de ventilação que adicionalmente provê o extravasamento para o exterior do combustível coletado nos cortes do motor, na eventualidade de ser excedida a capacidade do tanque coletor.

2-71-18. DRENAGENS ASSOCIADAS AO TUBO COLETOR DE DRENOS (figura 2-71-8)

A drenagem do combustível eventualmente acumulado no interior da câmara de combustão é obtida através de duas válvulas idênticas (veja a figura 2-71-8, detalhe "A"), localizadas na parte inferior da carcaça do gerador de gases. As válvulas são normalmente mantidas abertas por ação de mola; ao ser posto o motor em funcionamento, a pressão de ar no interior da câmara de combustão, gerada pelo compressor, sobrepuja a força da mola, mantendo as válvulas fechadas durante o período em que o motor permanecer em funcionamento. Após o corte do motor, a conseqüente queda de pressão permite que as válvulas-dreno se abram. As válvulas são conectadas ao tubo coletor de drenos aos compartimentos dos selos de vedação dos eixos de acionamento do arranque-gerador, bomba hidráulica e FCU, assegurando desse modo a drenagem de fluidos que eventualmente vazem através dos selos de vedação em questão.
Uma tubulação flexível interconecta ainda o tubo coletor de drenos à saída de respiro do motor, localizada na parte superior da caixa de acessórios.
O tubo coletor de drenos encontra-se instalado transversalmente na parte inferior do alojamento do motor, junto à parede de fogo e é provido de uma saída localizada na parte posterior da lateral direita da nacele e exposta ao fluxo de ar. Desse modo, são drenados para a atmosfera os eventuais vazamentos dos pontos do motor interligados ao tubo coletor, juntamente com a exaustão do ar do sistema de respiro do motor.

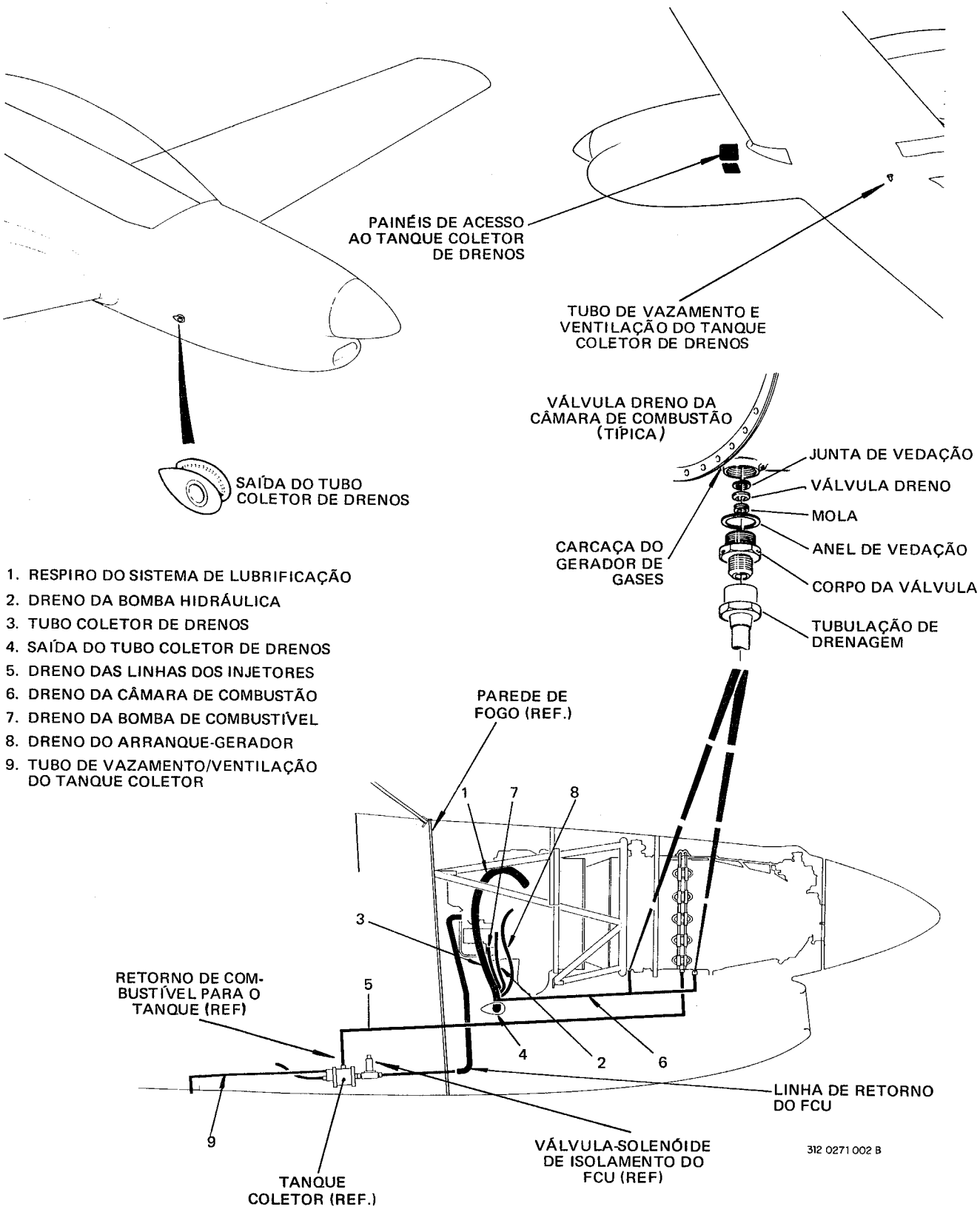


Figura 2-71-8. Drenos do Motor

SEÇÃO II
MOTOR (72 - 00 - 00)

2-72-1. DESCRIÇÃO GERAL

O PT6A-25C é um motor turboélice, do tipo turbina livre e fluxo reverso, equipado com um sistema de lubrificação que possibilita a operação da aeronave em vôo acrobático. Possui duas turbinas independentes, contra-rotativas: uma aciona o compressor e a caixa de acessórios do motor e a outra aciona a hélice através de uma caixa de redução. O conjunto formado pelo compressor e pela respectiva turbina acionadora é denominado seção do gerador de gases e o conjunto da caixa de redução e a respectiva turbina recebem a denominação de seção de potência. Os conjuntos rotativos do motor são suportados por seis rolamentos: dois para a seção do gerador de gases e quatro para a seção de potência.
O motor é equipado com os seguintes sistemas e componentes:

- Sistema de combustível com aquecedor de combustível, bomba de alta pressão, unidade controladora de combustível (FCU), divisor de fluxo e quatorze bicos injetores.
- Unidade de controle de rotação (governador) da hélice.
- Unidade de limitação de rotação (governador de sobrevelocidade) da hélice.
- Controlador de torque.
- Torquímetro (integral à caixa de redução) e transmissor de torque.
- Sistema de sensoreamento de temperatura interturbina (T_5).
- Sistema de lubrificação que incorpora o tanque auxiliar e os dispositivos que possibilitam o vôo acrobático.
- Sistema de ignição com unidade excitadora e dois ignitores do tipo centelha.
- Tacogeradores para os sistemas de indicação de rotação do compressor/turbina do compressor (N_g) e da turbina de potência (N_f)/hélice (N_h).

A figura 2-72-1 ilustra a vista em corte do motor, bem como o fluxo de ar através do mesmo. A figura 2-72-2 apresenta suas estações, rolamentos e flanges.

2-72-2. SEÇÃO DO COMPRESSOR (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

O ar utilizado pelo motor é admitido pela sua parte posterior, através de uma câmara anular formada pela carcaça de admissão do compressor e equipada com uma tela protetora, que orienta o ar para a entrada do compressor.
O compressor é composto por três estágios axiais combinados com um estágio centrífugo, montados sobre um mesmo eixo e constituindo um conjunto rotativo único. Conjuntos de aletas estatoras, localizados entre os estágios rotores do compressor, diminuem a velocidade do fluxo de ar, elevando sua pressão estática, e o orientam para o próximo estágio rotor.
O fluxo de ar deixa radialmente o último estágio do compressor, onde é coletado por ductos difusores que convertem a velocidade do ar em pressão estática e reorientam o fluxo de ar para o sentido axial, dirigindo-o para a câmara anular que envolve a camisa da câmara de combustão.

2-72-3. SEÇÃO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

A camisa da câmara de combustão, localizada na carcaça do gerador de gases, é do tipo fluxo reverso e de formato anular.
É constituída por um conjunto de chapas soldadas entre si, providas de perfurações de dimensões diversas que possibilitam a passagem, para o seu interior, do ar fornecido pelo compressor. O fluxo de ar inverte seu sentido em 180° ao entrar na câmara de combustão, onde é misturado ao combustível.
O combustível é atomizado no interior da câmara de combustão por intermédio de quatorze injetores do tipo "simplex", arranjados em dois grupos (primários e secundários), supridos por distribuídores duplos compostos de tubos de transferência e adaptadores (veja o Capítulo 73 desta Seção).
A ignição da mistura ar/combustível é realizada por meio de dois ignitores instalados na carcaça do gerador de gases, cujas extremidades introduzem-se no interior da câmara de combustão (veja o Capítulo 74 desta Seção).

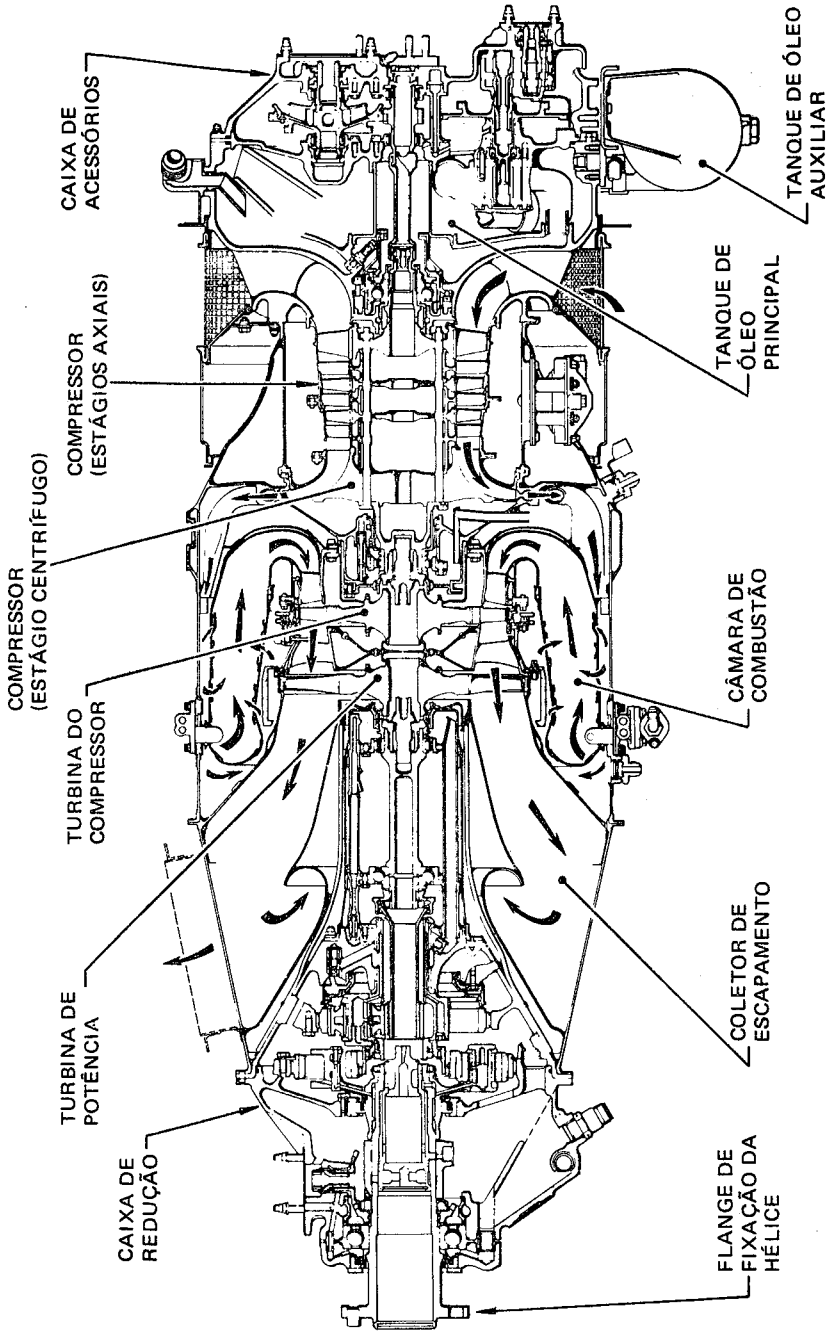


Figura 2-72-1. Vista Seccionada/Fluxo de Ar do Motor (Típica)

2-72-4. SEÇÃO DAS TURBINAS (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

Os gases resultantes da combustão expandem-se, sofrem outra reversão de sentido de 180° e são orientados em direção à turbina do compressor por um conjunto de aletas-guia, que aceleram e propiciam a incidência dos gases contra as palhetas da turbina em um ângulo correto, de forma que haja um mínimo de perda de energia.
Após acionarem a turbina do compressor, os gases, ainda em expansão, passam através de um segundo conjunto de aletas-guia, indo acionar a turbina de potência.
As turbinas do compressor e de potência ficam localizadas aproximadamente no centro do motor, com seus respectivos eixos estendendo-se em direções opostas.
Um sistema de medição de temperatura, constituído basicamente de oito sensores (termopares) de cromel-alumel, ligados em paralelo e localizados entre as turbinas, é complementado por indicadores localizados na cabine de pilotagem. O sistema possibilita o monitoramento da temperatura interturbinas (T_5) do motor.
Um termopar adicional, ligado em paralelo aos demais e montado na parte externa do motor, junto à tela de entrada do ar do compressor, provê a compensação do sistema (veja o Capítulo 77 desta Seção).

2-72-5. SEÇÃO DE ESCAPAMENTO (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

Os gases de escapamento provenientes das turbinas são coletados em uma câmara anular e descarregados para a atmosfera, por meio de dois ductos de escapamento situados horizontal e diametralmente opostos, na parte dianteira do motor (veja o Capítulo 78 desta Seção).

2-72-6. SEÇÃO DA CAIXA DE ACESSÓRIOS (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

Os acessórios acionados pelo motor, excetuando-se o tacogerador de N_h e os governadores de hélice e de sobrevelocidade (veja a Tabela 1-2), estão montados na caixa de acessórios, localizada na parte posterior do motor.
As engrenagens da caixa de acessórios são acionadas por um eixo acoplado ao eixo do compressor, que se estende através de um ducto cônico situado na seção central do tanque de óleo.

2-72-7. SEÇÃO DO TANQUE DE ÓLEO (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

Um tanque, formando parte integral da carcaça de admissão de ar do compressor, armazena o óleo utilizado pelo sistema de lubrificação do motor. Um tanque de óleo auxiliar, localizado externamente sob o tanque integral, possibilita a operação da aeronave em situação de vôo invertido.
Um bujão de abastecimento, provido de haste graduada, e um bujão de drenagem possibilitam a realização dos serviços usuais no sistema de armazenamento de óleo do motor (veja o Capítulo 79 desta Seção).

2-72-8. SEÇÃO DA CAIXA DE REDUÇÃO (figuras 2-72-1 e 2-72-2)

A turbina de potência aciona a hélice da aeronave através de uma caixa de redução de dois estágios e de engrenagens planetárias, localizadas na parte dianteira do motor.
A caixa de redução incorpora um dispositivo integral de medição de torque (torquímetro), que provê sinais para o sistema de indicação de torque do motor (veja o Capítulo 77 desta Seção).
Três acessórios do motor encontram-se instalados na carcaça da caixa de redução, sendo por esta mecanicamente acionados: tacogerador de N_h, governador de hélice e governador de sobrevelocidade.

2-72-9. CARACTERÍSTICAS DO MOTOR

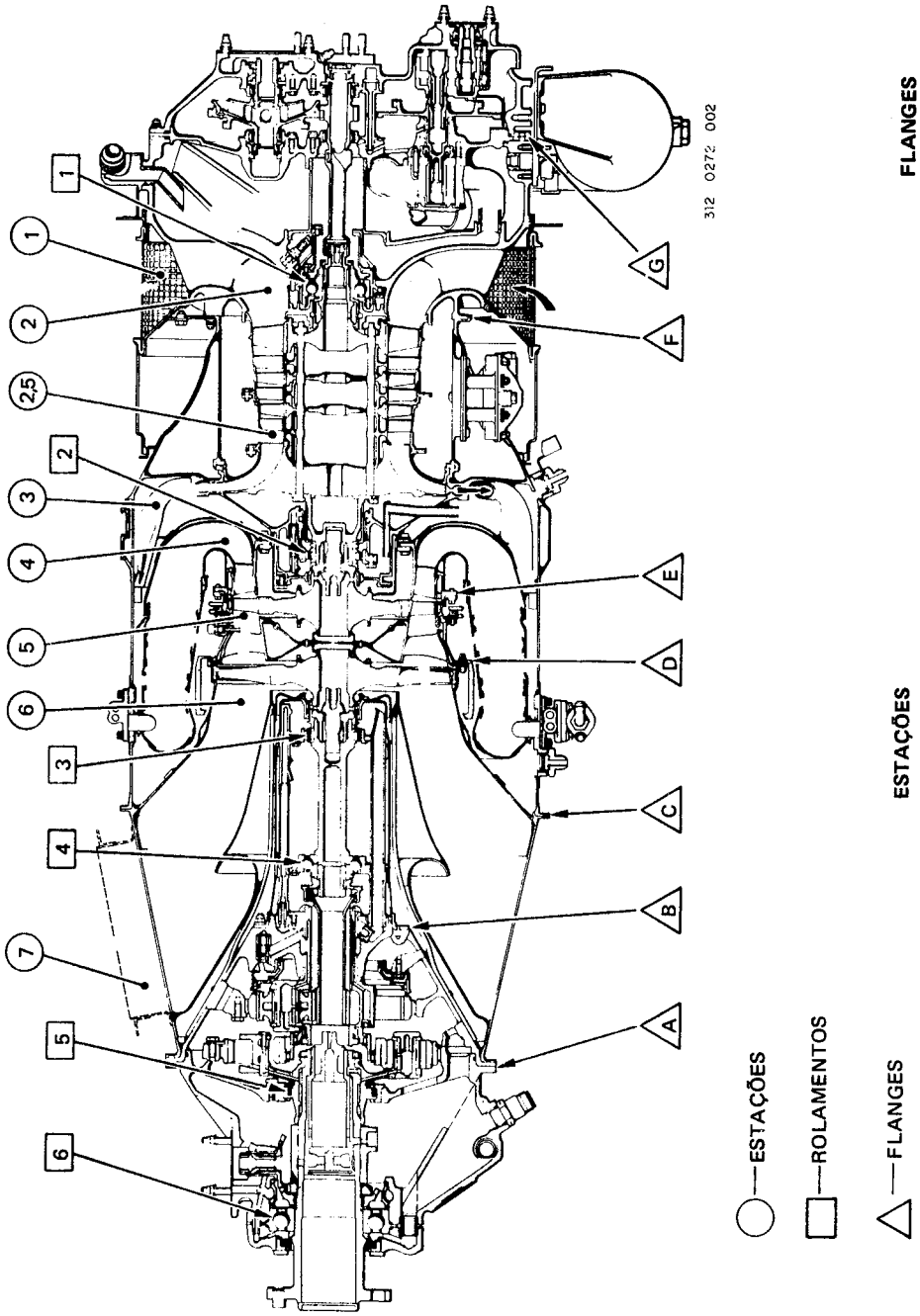
As características do motor estão apresentadas nas Tabelas 2-72-1, 2-72-2 e 2-72-3.

2-72-10. LIMITAÇÕES DO MOTOR

Os limites de operação do motor estão apresentados nas Tabelas 2-72-4 e 2-72-5 e nas figuras 2-72-3, 2-72-4 e 2-72-5.

2-72-11. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

O equipamento de apoio e o material de consumo, necessários para os procedimentos de manutenção do motor, estão relacionados nas tabelas 2-72-6 e 2-72-7.



ESTAÇÕES

1. ENTRADA DO MOTOR
2. ENTRADA DO COMPRESSOR
2,5. INTERESTÁGIOS DO COMPRESSOR
3. ENTRADA DA CÂMARA DE COMBUSTÃO
4. ENTRADA DA TURBINA DO COMPRESSOR
5. SAÍDA DA TURBINA DO COMPRESSOR
6. SAÍDA DA TURBINA DE POTÊNCIA
7. SAÍDA DO MOTOR

FLANGES

A. CAIXA DE REDUÇÃO/COLETOR DE ESCAPAMENTO
B. CARCAÇA TRASEIRA DA CAIXA DE REDUÇÃO/ALOJAMENTO DO EIXO DA TURBINA DE POTÊNCIA
C. COLETOR DE ESCAPAMENTO/CARCAÇA DO GERADOR DE GASES
D. COLETOR DE ESCAPAMENTO/ALOJAMENTO DAS ALETAS-GUIA DA TURBINA DE POTÊNCIA
E. DUCTO DE SAÍDA INTERNO/CARCAÇA DA CAMISA DA TURBINA DO COMPRESSOR
F. CARCAÇA DO GERADOR DE GASES/CARCAÇA DE ADMISSÃO DO COMPRESSOR
G. TANQUE DE ÓLEO/DIAFRAGMA DA CAIXA DE ACESSÓRIOS

Figura 2-72-2. Estações, Flanges e Rolamentos do Motor

Tipo de Motor	Turbina Livre, Fluxo Reverso
Tipo de Câmara de Combustão	Anular
Taxa de Compressão	7,0 : 1
Sentido de Rotação da Hélice (Vista da Direção de Vôo)	Horário
Configuração do Eixo da Hélice	Flangeado
Razão da Redução Hélice/Motor	0,0668 : 1
Rotação Máxima do Gerador de Gases (N_g)	38100 rpm (101,5%)
Rotação Máxima da Turbina de Potência (N_f)	33000 rpm (100%)
Rotação Máxima da Hélice (N_h)	2200 rpm (100%)
Consumo de Óleo (Média Máxima)	0,091 kg/h (0,2 lb/h)
Diâmetro do Motor (1)	482 mm (19")
Comprimento do Motor (1)	1574 mm (62")
Peso (Seco) Aproximado (2)	146 kg (322 lb)
Peso Bruto Aproximado (3)	219 kg (483 lb)

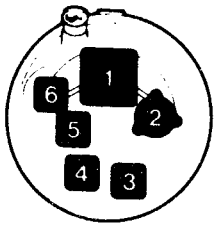
(1) À Temperatura-Ambiente de 21° C (69,8° F)

(2) Sem Equipamento Adicional e Opcional

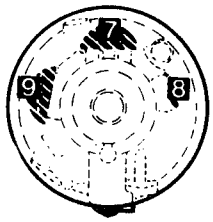
(3) Motor e Demais Componentes a Ele Fixados, Exceto Conjunto Hélice/"Spinner"

Tabela 2-72-1. Dados Gerais do Motor

ACESSÓRIOS	SENTIDO DE ROTAÇÃO	RAZÃO DE REDUÇÃO
Acessórios Acionados pela Seção do Gerador de Gases (100% N_g ± 37500 rpm)		
1. Arranque-Gerador	H	0,293 : 1
2. Bomba de Combustível/Unidade Controladora de Combustível	AH	0,167 : 1
3. Tacogerador de N_g	AH	0,112 : 1
4. Bomba Hidráulica	AH	0,103 : 1
5. Para Acionamento de Acessório não Utilizado no EMB-312	H	0,321 : 1
6. Polia Acionadora do Compressor de Freon	AH	0,203 : 1
Acessórios Acionados pela Seção de Potência (100% N_f ± 33000 rpm)		
7. Governador da Hélice	H	0,1264 : 1
8. Tacogerador de N_h	H	0,1264 : 1
9. Governador de Sobrevelocidade	H	0,1264 : 1



VISTA POSTERIOR DO MOTOR



312 0272 006

Tabela 2-72-2. Acionamento dos Acessórios do Motor

Especificação do Combustível	Veja o Boletim de Serviço P & WC 1244 (Última Revisão)
Especificação do Óleo do Motor	Veja o Boletim de Serviço P & WC 1001 (Última Revisão)
Tanque de Óleo:	
– Capacidade Total (1)	10,2 l (2,7 US Gal)
– Espaço de Expansão	2,65 l (0,7 US Gal)
– Capacidade Útil (2)	5,7 l (1,5 US Gal)

(1) Incluindo Tanque Auxiliar.

(2) Em Atitude Normal de Vôo. Em Operação de Vôo Invertido (Além de 10 Segundos), a Capacidade Efetiva do Óleo Utilizável fica Reduzida para 0,95 l (0,25 US Gal).

Tabela 2-72-3. Especificação e Dados Gerais sobre Combustível e Óleo do Motor

CONDIÇÕES DE VÔO (CONDIÇÕES DE POTÊNCIA)	TEMPO-LIMITE* (SEGUNDOS)
VÔO INVERTIDO (ATÉ POTÊNCIA MÁXIMA)	30
VÔO VERTICAL ASCENDENTE (ATÉ POTÊNCIA MÁXIMA)	15
VÔO VERTICAL DESCENDENTE (COM POTÊNCIA MÍNIMA)	20
ZERO "G" (ATÉ POTÊNCIA MÁXIMA)	10

(*) Limites aplicáveis para nível do tanque de óleo mantidos entre as marcas "máximo" (quente ou frio, como aplicável) e 1/4 US Gal abaixo desta.

Tabela 2-72-4. Limites para Vôo Acrobático em Decorrência das Limitações do Sistema de Lubrificação do Motor.

CONDIÇÃO DE OPERAÇÃO	LIMITES DE OPERAÇÃO						
REGIME	SHP	TORQUE (lb.ft) (1)	T_5 MÁX (°C)	N_g RPM/% (2)	N_h RPM/%	PRESS ÓLEO (psig) (3)	TEMP ÓLEO (°C) (4)
DECOLAGEM E MÁX CONTÍNUO (6)	750	1795	790	38100/101,5	2200/100	**75 a 95**	10 a 99
MÁXIMO DE SUBIDA	700	1795	765	38100/101,5	2200/100	**75 a 95**	10 a 99
MÁXIMO DE CRUZEIRO	700	1795	740	38100/101,5	2200/100	**75 a 95**	0 a 99
MARCHA LENTA			685 (5)			40 (min)	– 40 a 99
PARTIDA			1090 (7)				– 40 min
ACELERAÇÃO (atitude normal)		2100	850 (7)	38500/102,6 (7)	2420/110,0		0 a 99
REVERSO (8)	708	1795	790	38100/101,5	1892/86	**75 a 95**	10 a 99

Nota

Os valores de operação acima descritos são limites individuais para cada parâmetro do motor e não se aplicam simultaneamente.

1. O torque máximo permissível é de 1795 lb.ft.
2. Para cada 10°C abaixo de – 30°C de temperatura-ambiente, o valor máximo de N_g deve ser reduzido de 2,2%.
3. A pressão normal de óleo é **75** a **95** psig, com rotações do gerador de gases (N_g) acima de 27000 RPM (72%) e temperatura de óleo entre 60 a 70°C. Exceto em condições de vôo invertido, valores de pressão de óleo abaixo de 65 psig são indesejáveis e devem ser tolerados apenas para o término do vôo, preferivelmente com potência reduzida ($N_g < 72\%$). Neste caso, as causas do problema devem ser investigadas e corrigidas antes da próxima decolagem. Em condições de vôo normal, pressões abaixo de 40 psig são inseguras e requerem que o motor seja cortado ou que um pouso seja efetuado imediatamente usando-se o mínimo de potência possível. Durante o vôo invertido, pressões de óleo abaixo de 40 psig por um curto período são aceitáveis; a operação contínua com valores abaixo de 40 psig resultará em danos na caixa de redução da hélice.
4. Para a operação do aquecedor óleo-combustível, na decolagem, a temperatura mínima do óleo deve ser de 55°C.
5. A 19500 RPM (52% N_g) – mínima do gerador de gases. Avance a manete de potência, como necessário, para manter a temperatura abaixo deste limite.
6. O regime máximo contínuo é previsto para utilização em emergência, a critério do piloto.
7. Valores limitados em 2 segundos.
8. A operação em REVERSO é limitada em 1 minuto.

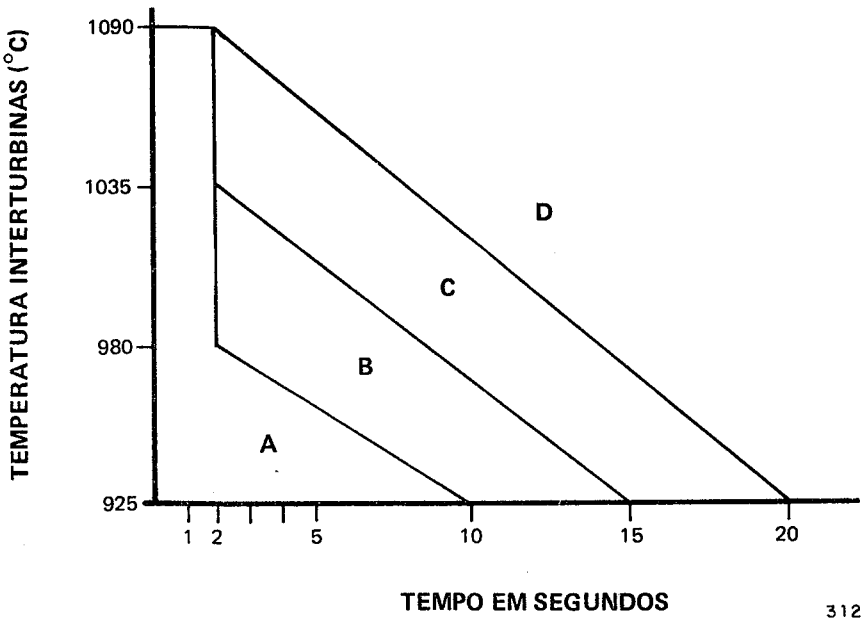
Tabela 2-72-5. Limites de Operação do Motor

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
–	Torquímetro (0 a 50 lb. pol)	–	Uso geral
–	Equipamentos recomendados no M.M. PT6A-25C da P.W. (cap. 72)	–	Remoção e instalação da seção de potência do motor

Tabela 2-72-6. Equipamento de apoio.

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Arame de freno	MS20995-C20	–
Contrapino	–	MS24665-134
Composto anti-aderente Dow corning nº 4	MIL-S-8660 (RMS 3087)	–
Material de consumo conforme M.M. e IPC PT6A-25C da P.W. (cap. 72)	–	–

Tabela 2-72-7. Material de Consumo



LIMITES DE TEMPERATURA
(NAS PARTIDAS SOMENTE)

NOTA. OS VALORES DE T_5 AQUI INDICADOS NÃO INCLUEM QUALQUER TOLERÂNCIA DE ERROS DO SISTEMA DE INDICAÇÃO.

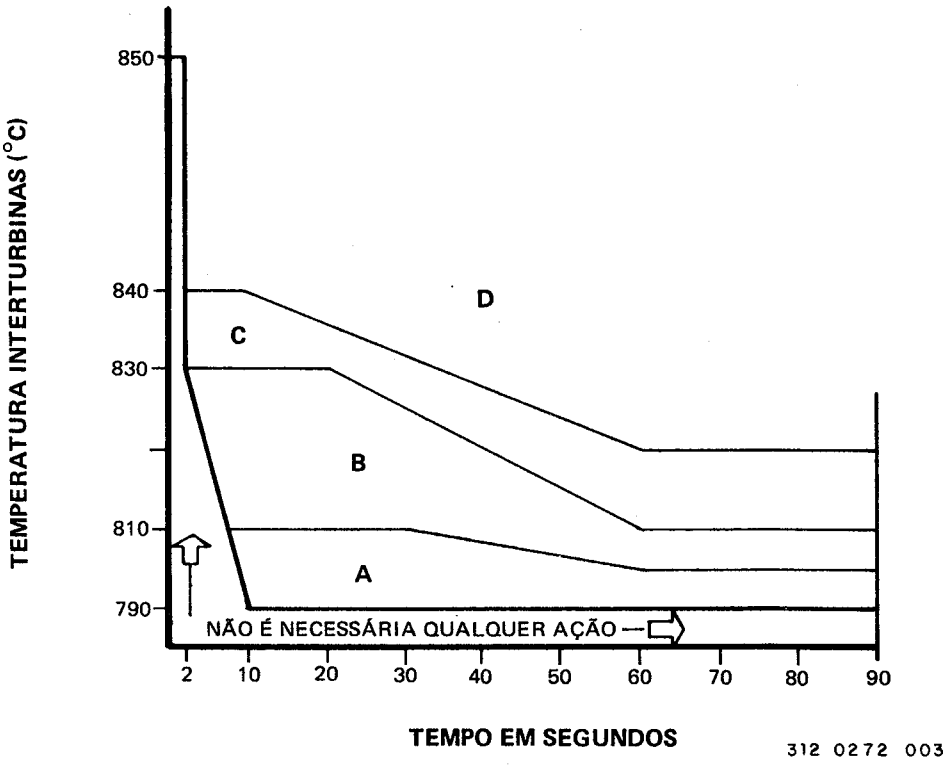
ÁREA A: NENHUMA AÇÃO É REQUERIDA.

ÁREA B:
1. DETERMINE E CORRIJA A CAUSA DA SOBRETEMPERATURA.
2. PROCEDA À INSPEÇÃO VISUAL.
3. ANOTE NO LIVRO DE REGISTRO DO MOTOR.

ÁREA C:
1. PROCEDA À INSPEÇÃO DA SEÇÃO QUENTE.
2. ENVIE A TURBINA DO COMPRESSOR (DISCO E PALHETAS) A UMA OFICINA HOMOLOGADA, A FIM DE PROCEDER À VERIFICAÇÃO DE ESTIRAMENTO E INSPEÇÃO COM PENETRANTE FLUORESCENTE.

ÁREA D: ENVIE O MOTOR PARA REVISÃO. AS PALHETAS DOS DISCOS DAS TURBINAS DE POTÊNCIA E DO COMPRESSOR DEVEM SER SUBSTITUÍDAS E OS DISCOS EXAMINADOS QUANTO A ESTIRAMENTO E INSPEÇÃO COM PENETRANTE FLUORESCENTE.

Figura 2-72-3. Limites de T_5 (Nas partidas somente)



LIMITES DE TEMPERATURA
(TODAS AS CONDIÇÕES EXCETO PARTIDA)

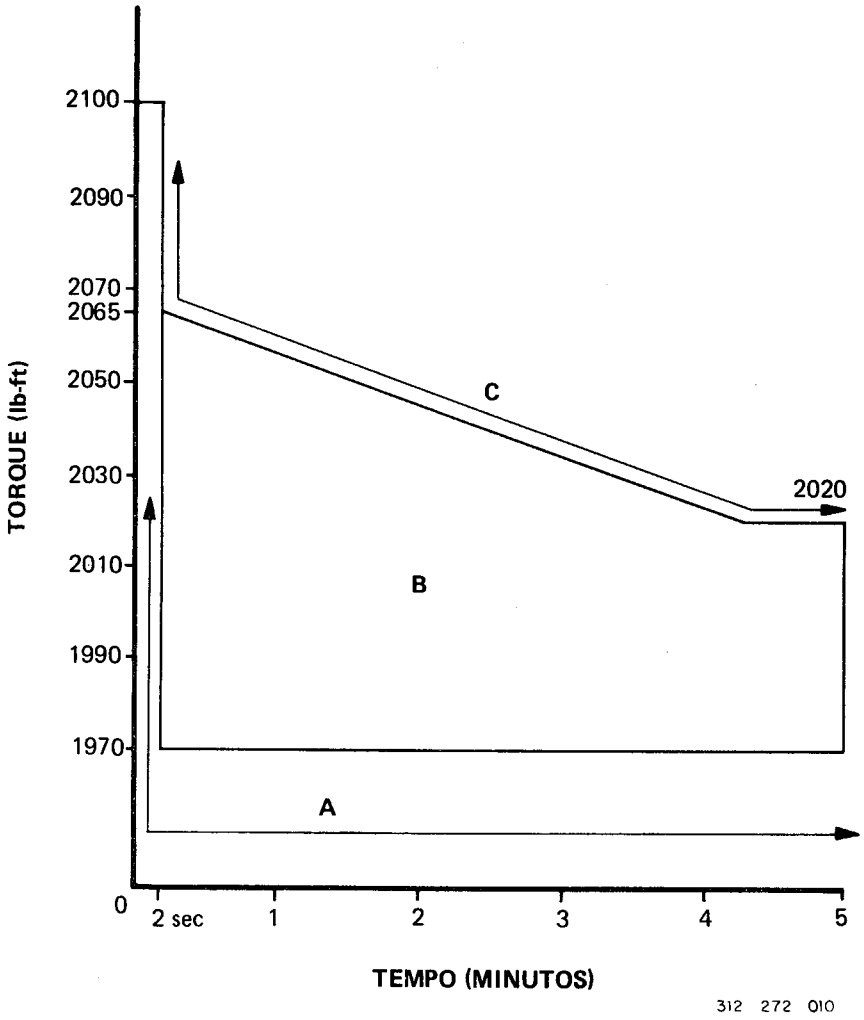
ÁREA A:
1. DETERMINE E CORRIJA A CAUSA DA SOBRETEMPERATURA.
2. PROCEDA À INSPEÇÃO VISUAL.
3. ANOTE NO LIVRO DE REGISTRO DO MOTOR.

ÁREA B: PROCEDA À INSPEÇÃO DA SEÇÃO QUENTE.

ÁREA C:
1. PROCEDA À INSPEÇÃO DA SEÇÃO QUENTE.
2. ENVIE A TURBINA DO COMPRESSOR (DISCO E PALHETAS) A UMA OFICINA HOMOLOGADA, A FIM DE PROCEDER À VERIFICAÇÃO DE ESTIRAMENTO E INSPEÇÃO COM PENETRANTE FLUORESCENTE.

ÁREA D: ENVIE O MOTOR PARA REVISÃO. AS PALHETAS DOS DISCOS DAS TURBINAS DE POTÊNCIA E DO COMPRESSOR DEVEM SER SUBSTITUÍDAS E OS DISCOS EXAMINADOS QUANTO A ESTIRAMENTO E INSPEÇÃO COM PENETRANTE FLUORESCENTE.

Figura 2-72-4. Limites de T_5 (Todas as condições, exceto partida)



LIMITES DE TORQUE
(TODAS AS CONDIÇÕES)

ÁREA A: NENHUMA AÇÃO É REQUERIDA.
ÁREA B: ANOTE NO LIVRO DE REGISTRO DO MOTOR.
ÁREA C: ENVIE A SEÇÃO DE POTÊNCIA A UMA OFICINA HOMOLOGADA.

Figura 2-72-5. Limites de Torque (Todas as condições)

SEÇÃO II

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR E CONTROLE (73 – 00 – 00)

2-73-1. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-73-1, 2-73-2 e 2-73-3)

O sistema de combustível do motor permite o fornecimento constante de combustível limpo e isento de ar, a pressão e fluxo adequados para o funcionamento correto do motor sob todas as condições de operação.

O sistema de combustível do motor é constituído por um aquecedor de combustível, por uma bomba de alta pressão, por uma unidade de controle de combustível (FCU), por um divisor de fluxo, por uma tubulação dupla de alimentação de combustível com quatorze bicos injetores do tipo "simplex" e por válvulas-dreno de combustível. O sistema é composto ainda por um controlador de torque e por um governador da turbina de potência (Nf) incorporada ao governador da hélice, que atuam sobre o controle do sistema do combustível e exercem a função de segurança e proteção do motor.

O combustível proveniente das bombas de reforço do sistema de combustível da aeronave (veja o Capítulo 28 desta Seção) passa através do aquecedor de combustível e entra, através de um filtro metálico, na bomba de alta pressão, onde é pressurizado. Passando na saída da bomba de alta pressão por um filtro descartável, o combustível é enviado à unidade de controle de combustível (FCU) que determina uma dosagem correta de combustível para quaisquer condições de operação do motor.

O divisor de fluxo supre o fluxo de combustível dosado aos injetores, através da tubulação primária e secundária, como necessário.

Uma válvula de isolamento do retorno do FCU, que provê a sangria automática do sistema de combustível, durante a partida, e um tanque coletor de drenos, que coleta o combustível residual das linhas dos injetores, quando do corte do motor, complementam o sistema de combustível.

As válvulas-dreno de combustível, em número de duas, situam-se na parte inferior da carcaça do gerador de gases do motor e provêem o alívio, para a atmosfera, de eventuais acúmulos de combustível na câmara de combustão quando o motor estiver inoperante (veja o Capítulo 71 desta Seção).

(40) Um Controle Manual de Acionamento de Combustível no FCU em Emergência (MOC – Manual Override Control – veja o Capítulo 76 desta Seção) permite um controle direto do fluxo de combustível na eventualidade de uma pane na seção pneumática do FCU.

2-73-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de combustível do motor e controle.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação de unidade do sistema
TE-50A	Torquímetro	Equivalente	Instalação de unidade do sistema
PWC 32062	Chave especial para o adaptador	Equivalente	Remoção/Instalação do controlador de torque

Tabeala 2-73-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Anel de vedação	–	MS9387-04 (PW)
Anel de vedação	–	MS9387-06 (PW)
Anel de vedação	–	MS9387-18 (PW)
Anel de vedação	–	MS9388-012 (PW)
Anel de vedação	–	MS3209-015 (PW)
Anel de vedação	–	MS9388-029 (PW)
Anel de vedação	–	MS29512-04 (PW)
Anel de vedação	–	3014222 (PW)
Anel de vedação	–	3014223 (PW)
Anel de vedação	–	3014226 (PW)
Anel de vedação	–	3014227 (PW)
Anel de vedação	–	ST-3001-009 (PW)
Anel de vedação	–	ST-3001-015 (PW)
Anel de vedação	–	ST-3001-126 (PW)
Anel de vedação	–	99-4346-22 (PW)
Anel de vedação	–	99-4347-16 (PW)
Anel de vedação	–	99-4684-28 (PW)
Anel de vedação	–	99-4685-212 (PW)
Arame de freno	MS20995-20	–
Arame de freno	MS20995-32	–
Filtro	–	02-1545 (PW)
Junta de vedação	–	3029565 (PW)
Contrapino	–	MS24665-134

Tabela 2-73-2. Material de Consumo

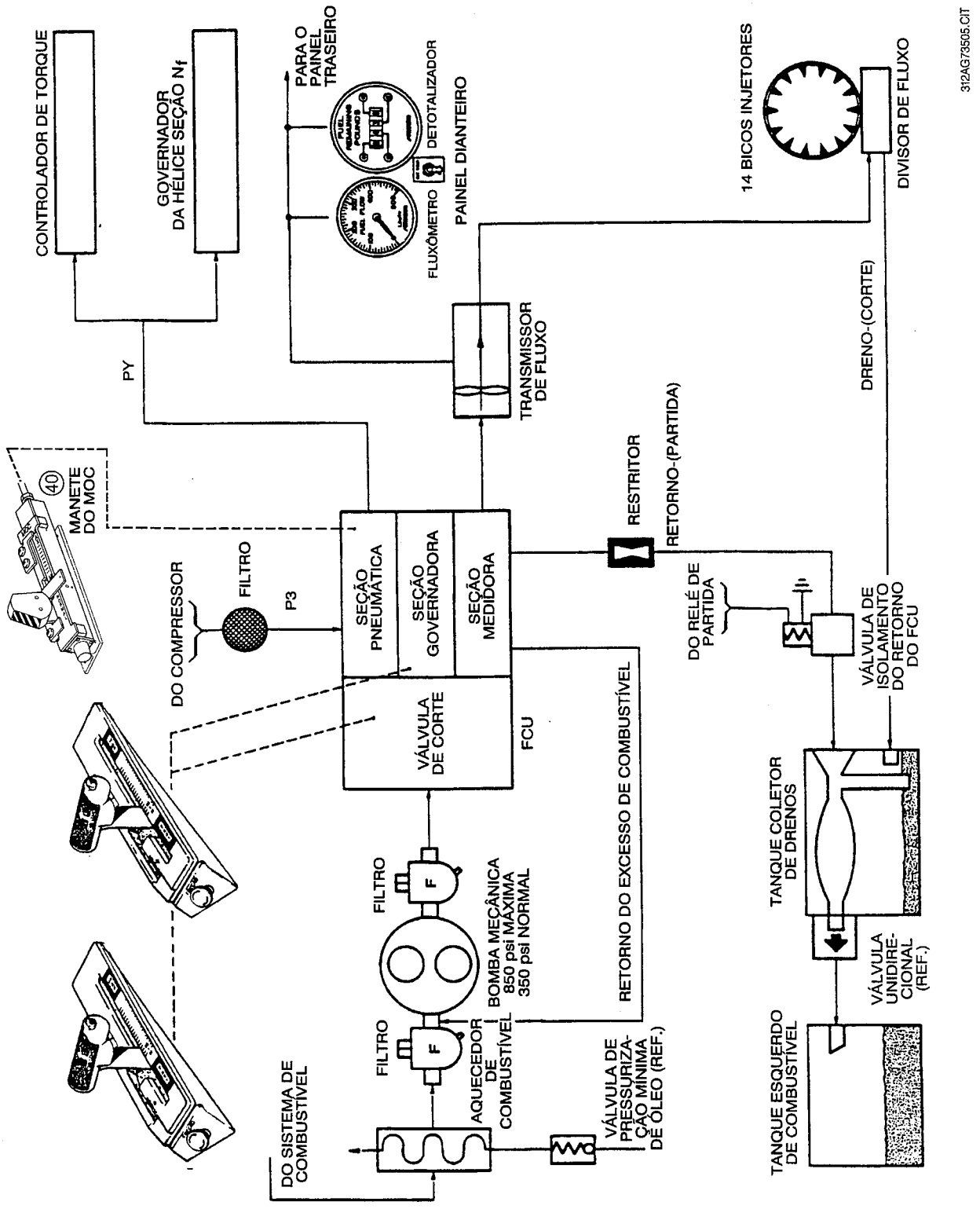


Figure 2-73-1. Sistema de Combustível do Motor (Esquemático)

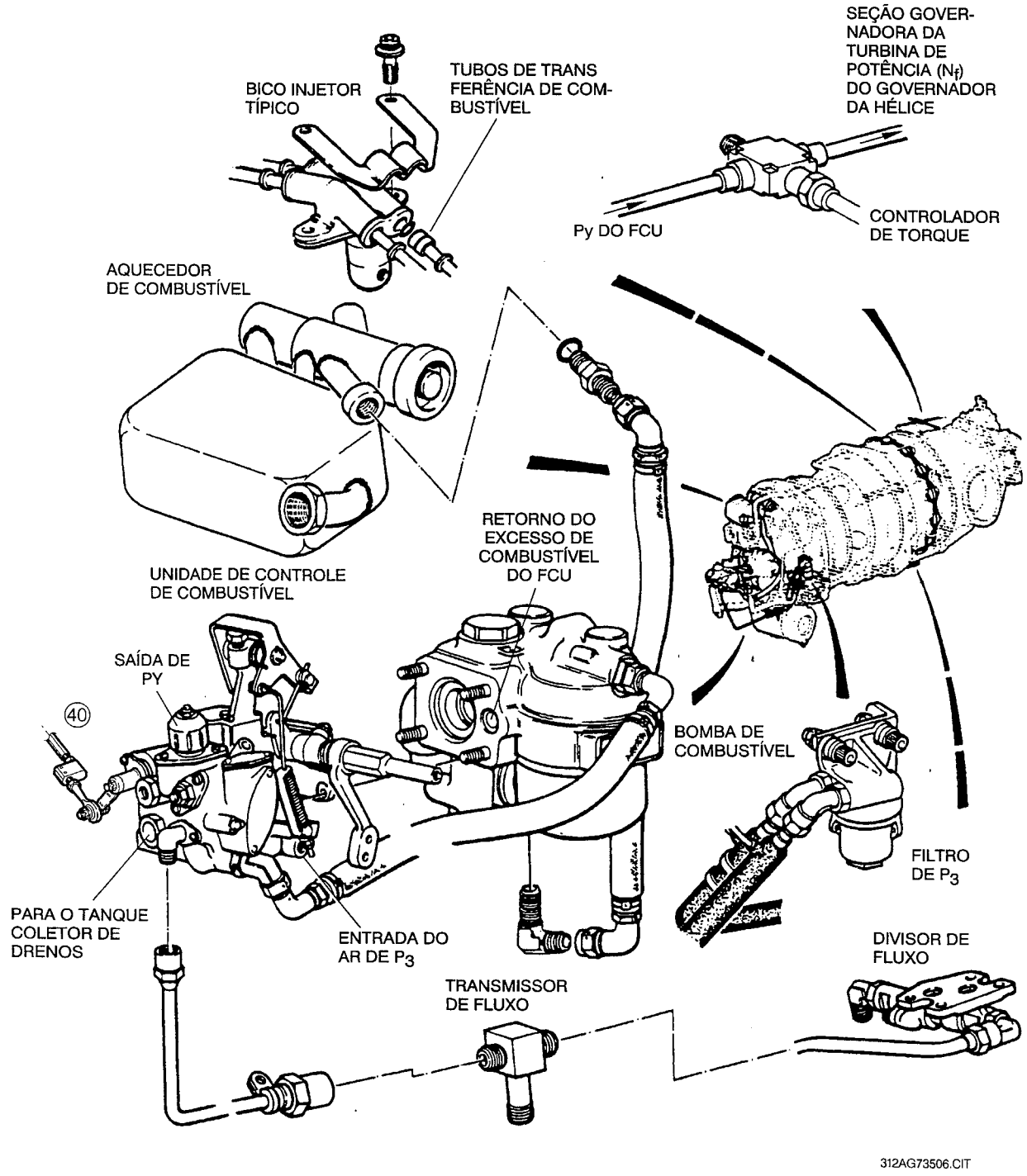


Figura 2-73-2. Localização Típica dos Componentes do Sistema de Combustível do Motor e Controle

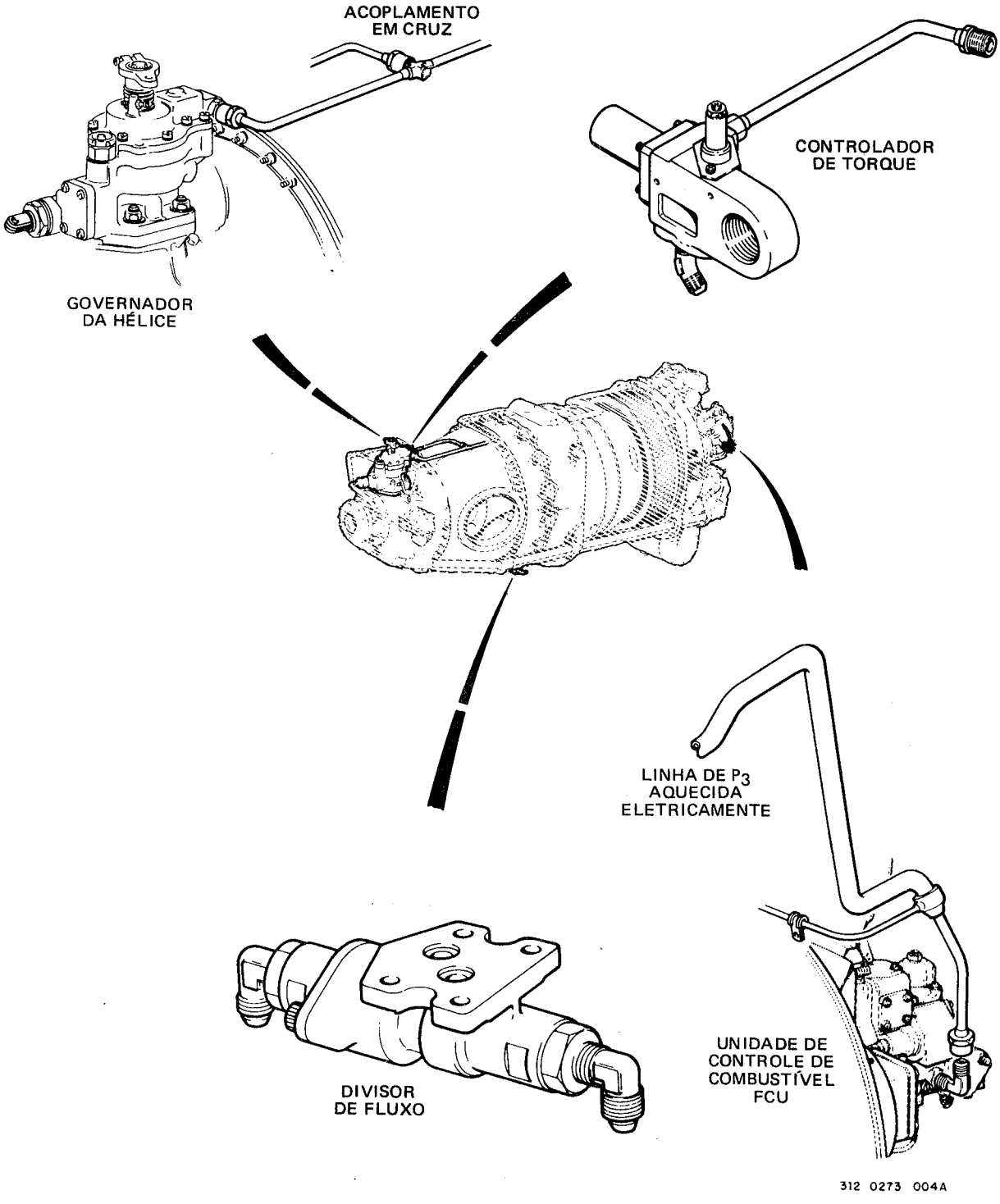


Figura 2-73-3. Localização Típica dos Componentes do Sistema de Combustível do Motor e Controle

SEÇÃO II
DISTRIBUIÇÃO DE COMBUSTÍVEL (73 - 10 - 00)

2-73-3. AQUECEDOR DE COMBUSTÍVEL (figura 2-73-4)

O aquecedor de combustível está localizado junto ao flange G do motor, na posição das 12 horas da carcaça da caixa de acessórios e consiste essencialmente em um trocador de calor que utiliza o calor do óleo do sistema de lubrificação do motor para o pré-aquecimento do combustível.

Uma válvula de derivação de óleo (veja o Capítulo 79 desta Seção), incorporada ao aquecedor de combustível, reage com a variação térmica do combustível e regula a temperatura do mesmo, permitindo o fluxo proporcional de óleo através do circuito de aquecimento ou derivando-o por intermédio de uma linha externa ao tanque de óleo do motor.

Uma válvula de pressurização mínima, incorporada ao adaptador da válvula de alívio do sistema de lubrificação (veja o Capítulo 79 desta Seção), está localizada antes da unidade trocadora de calor e corta o fluxo de óleo para esta, sempre que a pressão de óleo decrescer a níveis abaixo de aproximadamente 40 psi.

O elemento térmico ("VERNATHERM"), instalado no aquecedor, e que reage com a variação térmica do combustível, consiste em um material altamente expansível, selado em uma câmara metálica. Ao dilatar-se com o aumento da temperatura do combustível, a sua força de expansão é transmitida a um pistão que inicia o deslocamento da válvula de derivação, no sentido de restringir o fluxo de óleo através da unidade e isto ocorrerá assim que o combustível atingir temperaturas próximas de 21°C. Na faixa de temperaturas entre 21°C e 32°C, aproximadamente, a válvula de derivação estará em fase de transição, proporcional à necessidade de troca de calor do combustível. Assim que o combustível estabilizar na temperatura de 32°C ou acima, a válvula de derivação estará posicionada de forma a ocasionar o bloqueio total do fluxo de óleo para a unidade e estará derivando-o diretamente ao tanque (condição "by-pass").

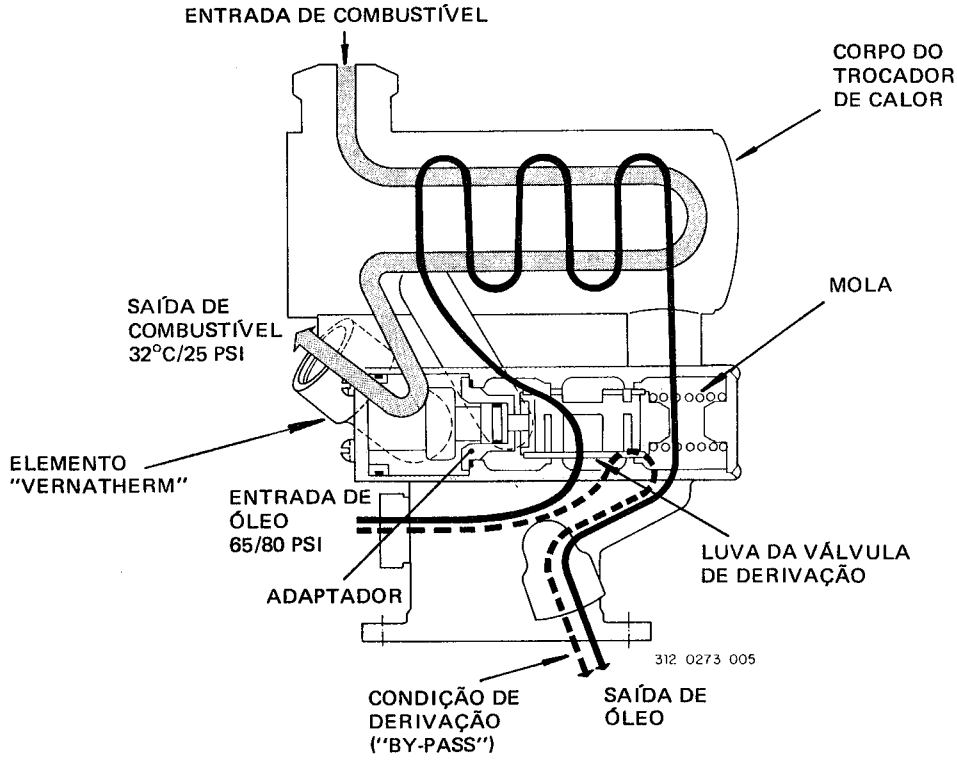


Figura 2-73-4. Aquecedor de Combustível (Esquemático)

2-73-4. BOMBA DE COMBUSTÍVEL (figura 2-73-5)

A bomba de combustível é do tipo de engrenagens de um só estágio, de deslocamento positivo e encontra-se intercalada entre a unidade de controle de combustível (FCU) e a caixa de acessórios do motor.
A bomba de combustível é acionada a partir da caixa de acessórios, através de um eixo de acoplamento estriado. As estrias do eixo são lubrificadas por uma névoa de óleo proveniente da caixa de acessórios, através de um orifício existente no eixo da engrenagem de comando.

Outro acoplamento, na parte posterior das engrenagens da bomba, aciona mecanicamente a unidade de controle de combustível (FCU) a uma velocidade proporcional à da seção geradora de gases (N_g) do motor.
O combustível proveniente do aquecedor de combustível é admitido na câmara da bomba de combustível, através de um filtro de 74 mícrons de filtragem interna. A base deste filtro está apoiada sobre uma mola e, no caso de obstrução do filtro, o aumento no diferencial de pressão de combustível sobrepuja a ação da mola, permitindo assim um fluxo de combustível não-filtrado para a câmara da bomba. As engrenagens da bomba multiplicam a pres-

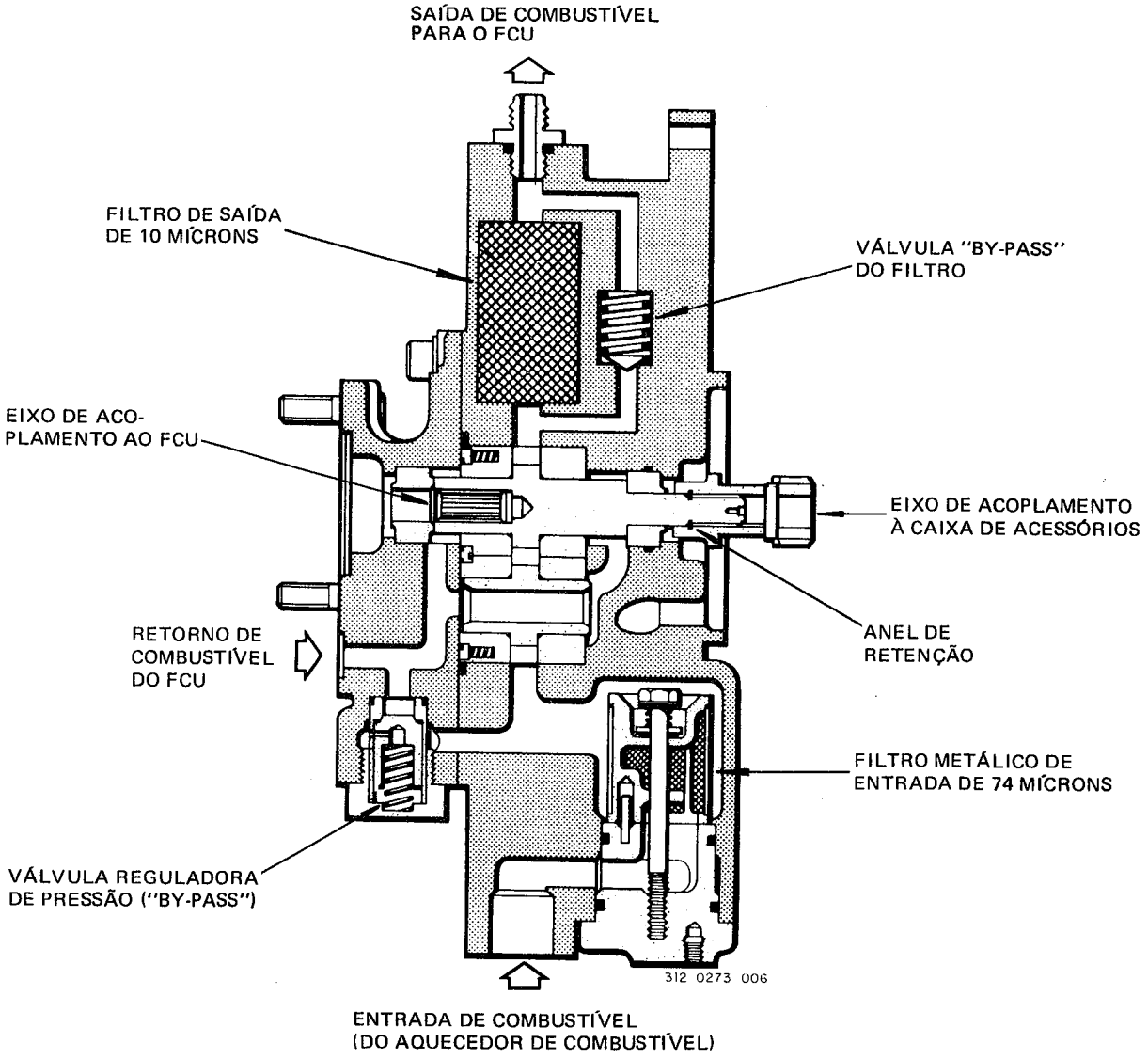


Figura 2-73-5. Bomba de Combustível (Esquemático)

são do combustível e o fornecem ao FCU através do filtro (descartável de 10 mícrons) de saída da bomba a uma pressão normal de 350 psi e máxima de 850 psi. Caso ocorra uma obstrução deste filtro, o corpo da bomba possui uma válvula de derivação ("by-pass") que impedirá o corte de fornecimento de combustível ao FCU.
Uma passagem interna deriva o combustível em excesso da seção medidora do FCU diretamente para a bomba.
Uma válvula reguladora de pressão na linha de derivação é utilizada para pressurizar os mancais do conjunto de engrenagens da bomba, a uma pressão de 10 a 35 psi acima da pressão do combustível de admissão e enviar o excesso de combustível derivado para a entrada da bomba, entre o seu filtro de entrada e o conjunto de engrenagens. A falta de pressão de combustível de admissão não interromperá o funcionamento do motor, mas restringirá o tempo de revisão da bomba de combustível.

2-73-5. LINHAS DE COMBUSTÍVEL E INJETORES (figura 2-73-6)

O fluxo de combustível para o motor é conduzido do aquecedor de combustível para a bomba de combustível e desta para a unidade de controle de combustível (FCU), através de tubulações flexíveis resistentes ao fogo. O combustível dosado é conduzido do FCU para o divisor de fluxo e deste para os injetores, por intermédio de um sistema duplo de alimentação, de aço inoxidável.
Este sistema duplo de alimentação fornece o combustível aos adaptadores dos injetores, que são compostos por injetores primários e secundários. Na posição das 6 horas, sobre o adaptador e o injetor de tipo secundário, encontra-se instalado o divisor de fluxo.
Os injetores do tipo "simplex" são montados em adaptadores individuais, interligados por pares de tubos de transferência de combustível e são fixados aos respectivos alojamentos na carcaça geradora de gases por dois parafusos. Um sistema especial de frenagem mantém os tubos de transferência na posição correta, permitindo que, em caso de necessidade, os anéis de vedação, instalados nas extremidades de cada tubo de transferência, possam ser substituídos, sem que para isto seja preciso remover os restantes dos componentes do conjunto.
Cada adaptador é composto por um conjunto injetor, do qual fazem parte uma blindagem e um bico injetor protegido por uma tela fina. O injetor é introduzido na blindagem, que atua como barreira térmica. Os orifícios junto à base da blindagem permitem a entrada de ar proveniente do compressor para arrefecimento do bico injetor e para auxiliar a atomização do combustível em uma névoa de formato cônico, dirigido para o interior da camisa da câmara de combustão. Esta atomização é de forma contínua, tangencial em relação à superfície interna da câmara de combustão, na direção do próximo injetor. A camisa da câmara de combustão é suportada pela blindagem de injetores alternados que atuam como pinos de localização e atravessam os reforços de suportes soldados à parede exterior da camisa. A ajustagem entre as blindagens e os reforços posiciona correta e firmemente a parte dianteira da camisa da câmara de combustão no interior da carcaça do gerador de gases.

2-73-6. VÁLVULA DE ISOLAMENTO DO RETORNO DO FCU (figura 2-73-1)

A válvula de isolamento está instalada no lado posterior da parede de fogo, em uma linha de retorno de combustível, entre a seção medidora do FCU e o tanque coletor de drenos. A válvula de isolamento tem a função de sangrar a linha do sistema de alimentação de combustível do motor durante a partida, de modo a eliminar eventuais bolhas de ar que possam existir no combustível e que seriam enviadas aos bicos injetores. A inexistência de ar no sistema de alimentação de combustível, durante a partida, faz-se necessária, para que não haja interrupção da atomização do combustível no interior da camisa da câmara de combustão.
A atuação da válvula de isolamento é automática, sendo determinada pelo relé de partida. Deste modo, a válvula abre, quando iniciado o ciclo de partida, e fecha, ao encerrar-se o referido ciclo (veja o Capítulo 80 desta Seção).

2-73-7. TANQUE COLETOR DE DRENOS (figura 2-73-1)

O tanque coletor de drenos está instalado na parte inferior esquerda da fuselagem, sob o piso, entre as cavernas 6 e 7. Está posicionado na linha de retorno de combustível, entre a válvula de isolamento de retorno do FCU e o tanque de combustível da aeronave.
O tanque coletor de drenos tem a função de coletar o combustível drenado após o corte do motor e armazená-lo até a partida seguinte, quando então será enviado ao tanque de combustível. Isto ocorrerá porque, durante o ciclo de partida, a válvula de isolamento do retorno do FCU estará aberta, dando passagem de combustível sangrado que, através de uma tubulação, passará pelo tanque coletor e irá descarregar no tanque de combustível. Nesta

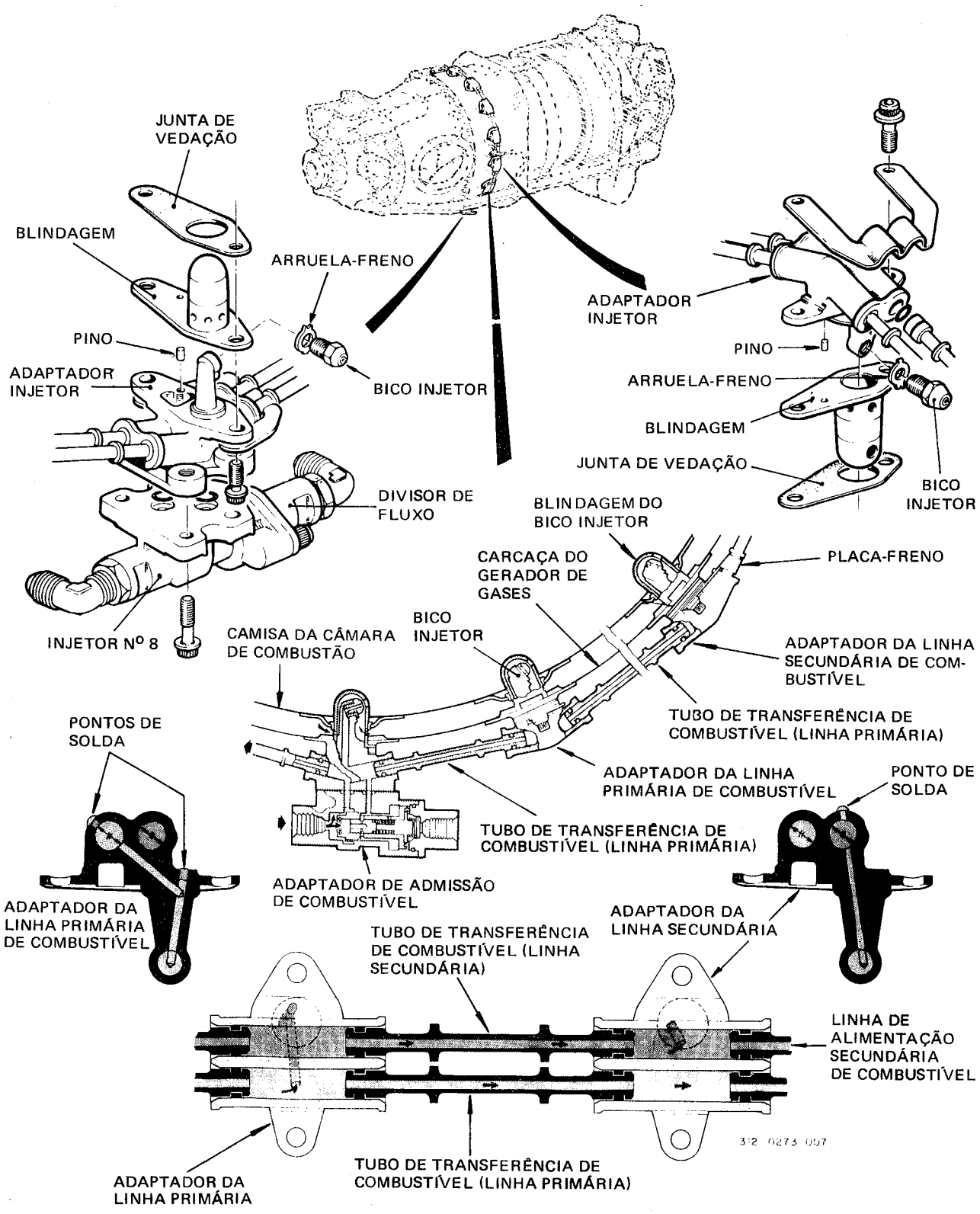


Figura 2-73-6. Linhas de Combustível e Injetores

tubulação que atravessa o tanque coletor existe uma restrição com uma derivação para o interior do tanque que succiona o combustível armazenado no corte anterior (venturi).

A utilização do tanque coletor de drenos torna-se necessária para evitar a drenagem de fluidos inflamáveis em aeroportos, atendendo assim às exigências das normas de segurança.

SEÇÃO II
SISTEMA DE CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DO MOTOR (73 - 20 - 00)

2-73-8. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-73-2, 2--73-3 e 2-73-7)

O sistema de controle do combustível consiste das seguintes unidades separadas com funções independentes: unidade de controle de combustível (FCU), divisor de fluxo, seção governadora de N_g do governador da hélices, controlador de torque.

A unidade de controle de combustível (FCU) determina a quantidade exata de combustível para quaisquer condições de operação do motor. O divisor de fluxo supre o combustível dosado pelo FCU para a tubulação primária e/ou secundária, conforme necessário. O controle total da hélice, durante as operações de tração positiva ou reverso, é obtido pelo governador da hélice (veja o Capítulo 61 desta Seção), do qual fazem parte uma unidade de velocidade constante (CSU), uma válvula de controle de passo (válvula beta) e uma seção de governo da turbina de potência (N_f). A seção de governo da turbina de potência (N_f) protege a turbina de potência de uma eventual sobrevelocidade, durante a operação normal. Durante a operação de reverso, a unidade de velocidade constante (CSU) permanece inoperante e o controle de velocidade da turbina de potência é efetuado pela atuação da seção de governo da turbina de potência.

O controlador de torque tem a função de, sempre que houver um acréscimo de torque acima de um valor pré-selecionado, reduzir o fluxo de combustível liberado pelo FCU, mantendo o torque dentro dos limites seguros de operação.

2-73-9. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE CONTROLE DO COMBUSTÍVEL DO MOTOR (figuras 2-73-7, 2-73-8 e 2-73-9)

Partida do Motor

Durante o ciclo de partida, a válvula medidora do FCU encontra-se numa posição de fluxo mínimo. À medida que o compressor acelera, a pressão de descarga do ar proveniente do compressor (P_3) (veja o Capítulo 75 desta Seção) aumenta, ocasionando um acréscimo na pressão de P_X, que é uma derivação da pressão P_3, agindo no interior do diafragma de governo (veja a figura 2-73-9). As pressões de P_X e P_Y aumentam simultaneamente, uma vez que P_X é proporcional a P_Y durante a aceleração (P_Y é uma derivação da pressão P_3 que age sobre a parte externa do diafragma de governo).

O aumento da pressão exercida sobre o diafragma de governo faz com que a válvula medidora se mova no sentido de abertura, aumentando o fluxo de combustível para o motor. O excesso de combustível fornecido pela bomba de combustível será retornado pela válvula de derivação para a bomba. Quando o valor de N_g se aproxima do valor necessário para a marcha lenta, a força centrífuga dos contrapesos do governador do FCU começa a vencer a força da mola de governo e abre a válvula de governo, sangrando P_Y. Isto cria um diferencial de pressão entre P_X e P_Y que, por sua vez, faz com que a válvula medidora seja movida no sentido de diminuir o fluxo de combustível, até que seja obtido o fluxo correto de combustível necessário para manter a marcha lenta do motor. Qualquer variação na velocidade de rotação do motor, a partir da marcha lenta selecionada, será percebida pelos contrapesos da seção governadora do FCU, o que resultará em um aumento ou em uma diminuição na sua força de abertura. Esta alteração provoca a atuação da válvula de governo, abrindo-a ou fechando-a, o que se refletirá numa subseqüente alteração da posição da válvula medidora, modificando o fluxo de combustível necessário para restabelecer a velocidade correta.

Aceleração

Quando a manete de controle do motor é avançada para além da posição de marcha lenta, a alavanca de comando é reposicionada, a fim de aumentar a tensão da mola de governo. A mola de governo vence então a força dos pesos centrífugos e aciona a alavanca de governo e de enriquecimento, de forma a fechar a válvula de governo. As pressões de P_X e P_Y aumentam imediatamente e, através do tubo de torque, reposicionam a válvula medidora, de modo que haja um fluxo maior de combustível. A aceleração é, portanto, uma função do aumento de P_X, sendo que o valor de P_X é proporcional ao de P_Y.

LEGENDA

P_a	PRESSÃO AMBIENTE
P_o	COMBUSTÍVEL DE DERIVAÇÃO
P_x	PRESSÃO DE AR DE ENRIQUECIMENTO
P_y	PRESSÃO DE AR DE GOVERNO
P_1	COMBUSTÍVEL NÃO MEDIDO
P_2	COMBUSTÍVEL MEDIDO
P_3	AR DE SANGRIA DO COMPRESSOR
O_5	ORIFÍCIO DA VÁLVULA DE ENRIQUECIMENTO
O_6	ORIFÍCIO DA VÁLVULA DE GOVERNO DE Ng
O_7	ORIFÍCIO DA VÁLVULA DE SOBRETORQUE
O_8	ORIFÍCIO DA VÁLVULA DE GOVERNO DE Nf

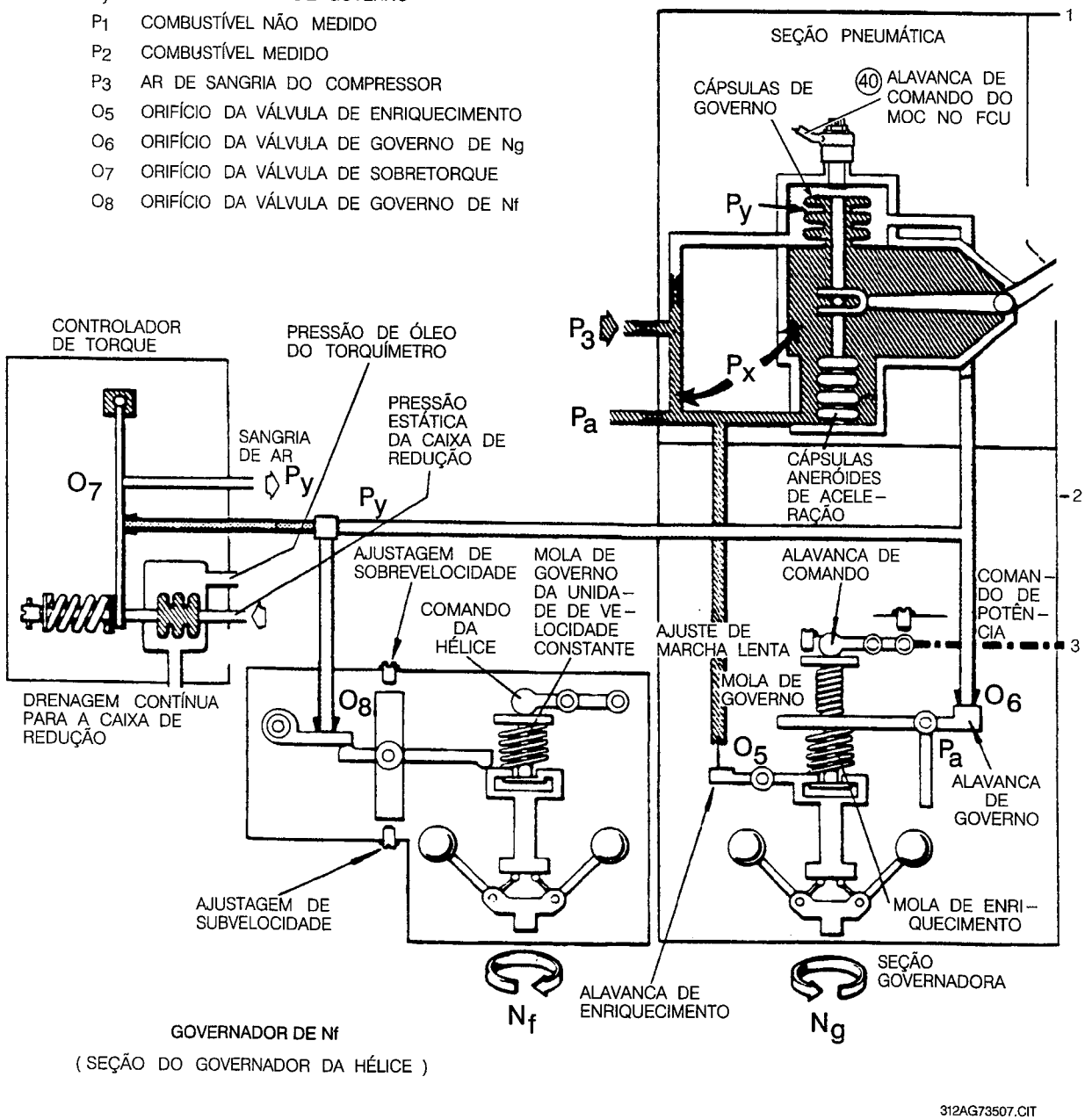


Figura 2-73-7. Sistema de Combustível do Motor e Controle (Esquemático) (Folha 1 de 2)

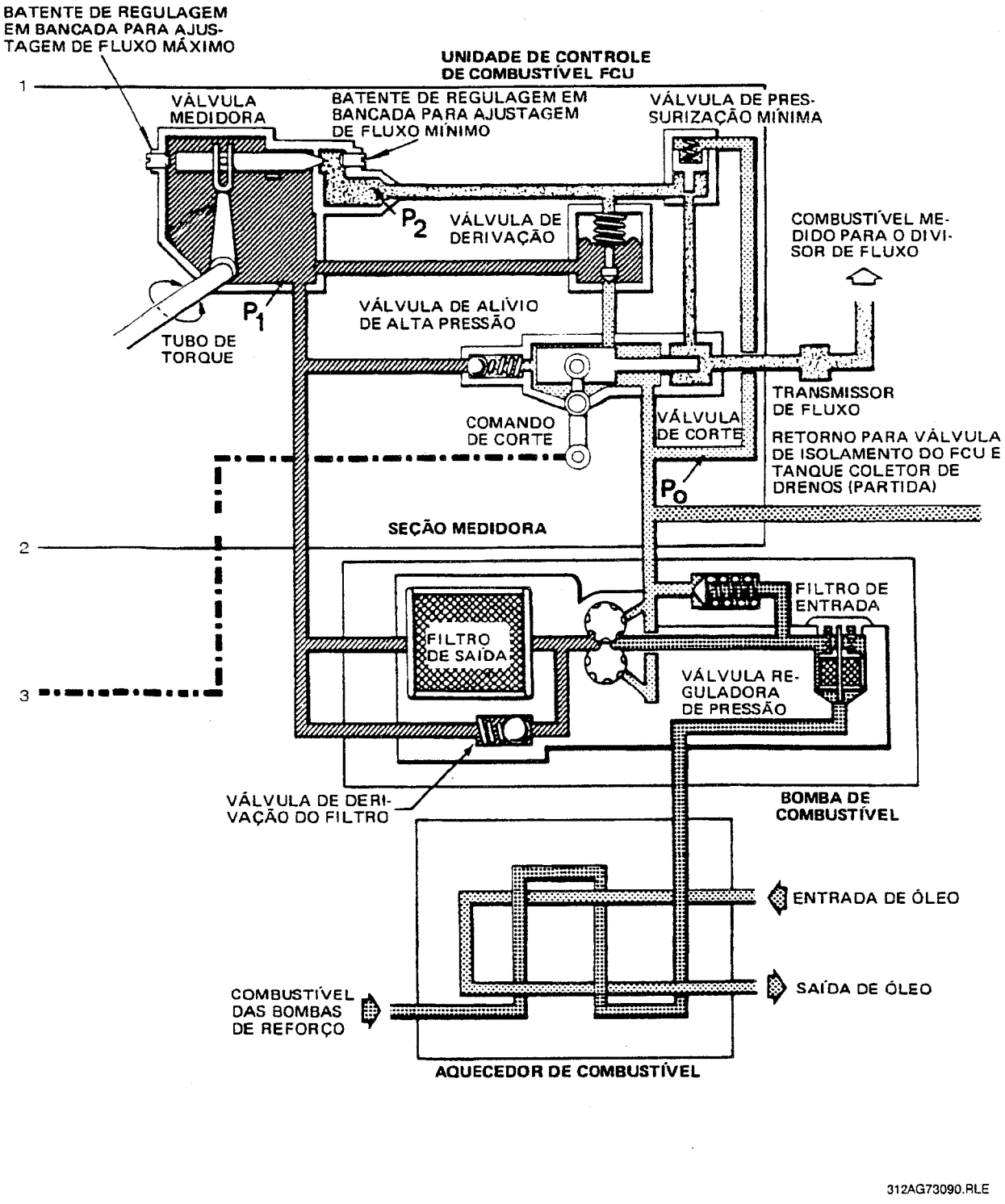


Figura 2-73-7. Sistema de Combustível do Motor e Controle (Esquemático) (Folha 2 de 2)

Como o N_g e, conseqüentemente, o N_f aumentam, o governador de hélice aumenta o ângulo das pás da hélice (passo) para controlar o valor de rotação de N_f, de modo a manter a velocidade selecionada e permitir a aplicação do acréscimo de potência em tração adicional.
A aceleração é completada quando a força dos contrapesos vence uma vez mais a mola de governo, abrindo a válvula de governo.

Estabilização

Uma vez que o ciclo de aceleração tenha estabilizado, qualquer variação de rotação do motor, a partir da rotação selecionada, será sentida pelos contrapesos da seção governadora do FCU, o que resultará na atuação da válvula de governo, que fechará ou abrirá. Isto, por sua vez, refletirá na subseqüente alteração do fluxo de combustível necessário para restabelecer a rotação selecionada. Quando o FCU se encontra nesta condição, a válvula de governo é mantida numa situação de "posição de flutuação".

Compensação de Atitude

A compensação de altitude é automática, uma vez que as cápsulas aneróides de aceleração são cápsulas de vácuo e fornecem uma referência de pressão absoluta. A pressão de descarga do ar do compressor (P_3) é proporcional à velocidade de rotação do motor e à densidade do ar. Px é proporcional à pressão de descarga do compressor (P_3) e, portanto, diminuirá com uma redução da densidade do ar. Estas variações são sentidas pelas cápsulas aneróides de aceleração que atuam na redução ou no aumento do fluxo de combustível, conforme as variações de altitude.

Desaceleração

Quando a manete de controle de combustível é recuada, a tensão da mola de governo é reduzida, permitindo que a válvula de governo seja aberta. A queda resultante da pressão de P_y provoca o movimento da válvula medidora na direção de redução de fluxo, até que esta contacte o batente de fluxo mínimo. Este batente assegura uma dosagem suficiente de fluxo de combustível para que o motor não apague. O motor continua a desacelerar, até que a força dos contrapesos do governador diminua o suficiente para de novo equilibrar a tensão da mola de governo na sua nova posição selecionada, determinada pelo posicionamento da alavanca de governo.

Operação em Reverso

Quando a manete do motor é movida para a faixa de táxi/reverso, os controles do passo da hélice e da unidade de controle de combustível são integrados. O FCU é acionado através do conjunto de cames do motor, que possibilita a aceleração do motor em ambos os sentidos do curso de manete. Quando operando na faixa de táxi/reverso, o governador da hélice é mantido numa condição de sobrevelocidade, uma vez que a velocidade de rotação da hélice (N_h) passa a ser controlada pela seção governadora da turbina de potência (N_f), incorporada ao governador da hélice (veja o Capítulo 61 desta Seção).
Quando o N_f atingir o valor programado durante a operação em reverso, o orifício de sangria da seção de N_f no governador será parcialmente aberto, ocasionando a sangria da pressão de P_y para a atmosfera. Se o valor de N_f cair, o orifício de sangria voltará a fechar, provocando um aumento de P_y e, conseqüentemente, do fluxo de combustível, o que resultará num aumento de N_g e N_f. Se N_f exceder o valor desejado, o orifício de sangria de N_f abrirá com a finalidade de diminuir a pressão de P_y na seção medidora do FCU, originando uma redução no fluxo de combustível e uma diminuição de N_f, limitando desta forma a velocidade da hélice.

Limitação da Turbina de Potência

A seção do governador de N_f no governador da hélice recebe a pressão de P_y através de uma linha externa da unidade controladora de combustível. No caso de ocorrer uma sobrevelocidade da hélice N_h em relação ao programado no governador de hélice, o orifício de sangria de N_f será aberto, ocasionando sangria de P_y através do governador da hélice. Esta queda de P_y faz com que a válvula medidora na unidade de controle de combustível mova na direção de fechar, com a finalidade de reduzir o fluxo de combustível, reduzindo a velocidade de rotação do gerador de gases (N_g) e, conseqüentemente da turbina, de potência (N_f) e da hélice(N_h).

Corte do Motor

O motor é cortado movendo-se a manete de controle do motor na posição de corte e bandeira e esta ação irá fechar totalmente a válvula de corte no FCU, impedindo o fluxo de combustível dosado para o motor. O combustível é retornado para a bomba de combustível, através da passagem de derivação interna ("by-pass") no FCU e na bomba. O combustível existente nas linhas de combustível primária e secundária é drenado através do divisor de fluxo para o tanque coletor de drenos da aeronave (figura 2-73-1).

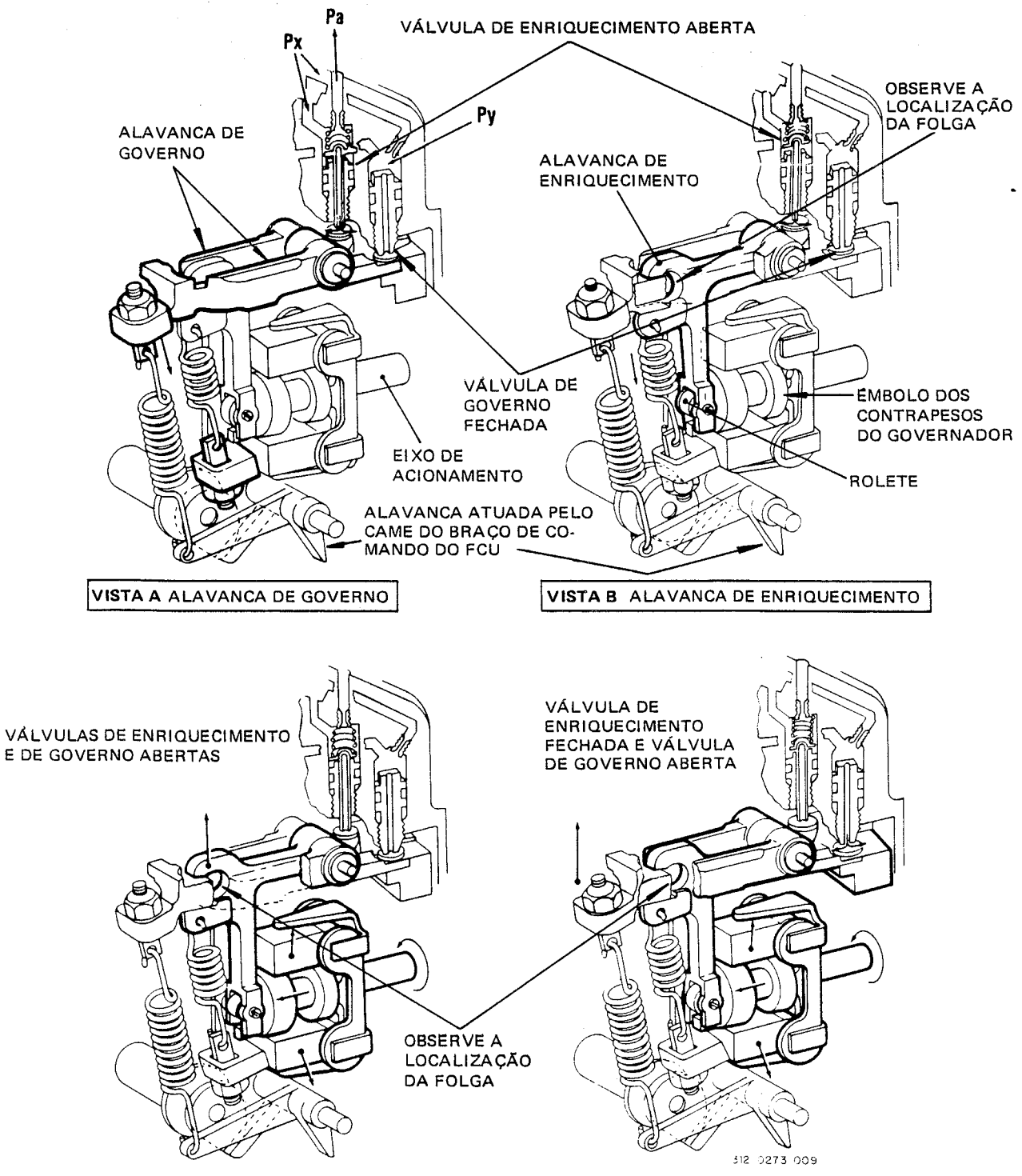


Figura 2-73-8. Seção Governadora do FCU (Esquemático)

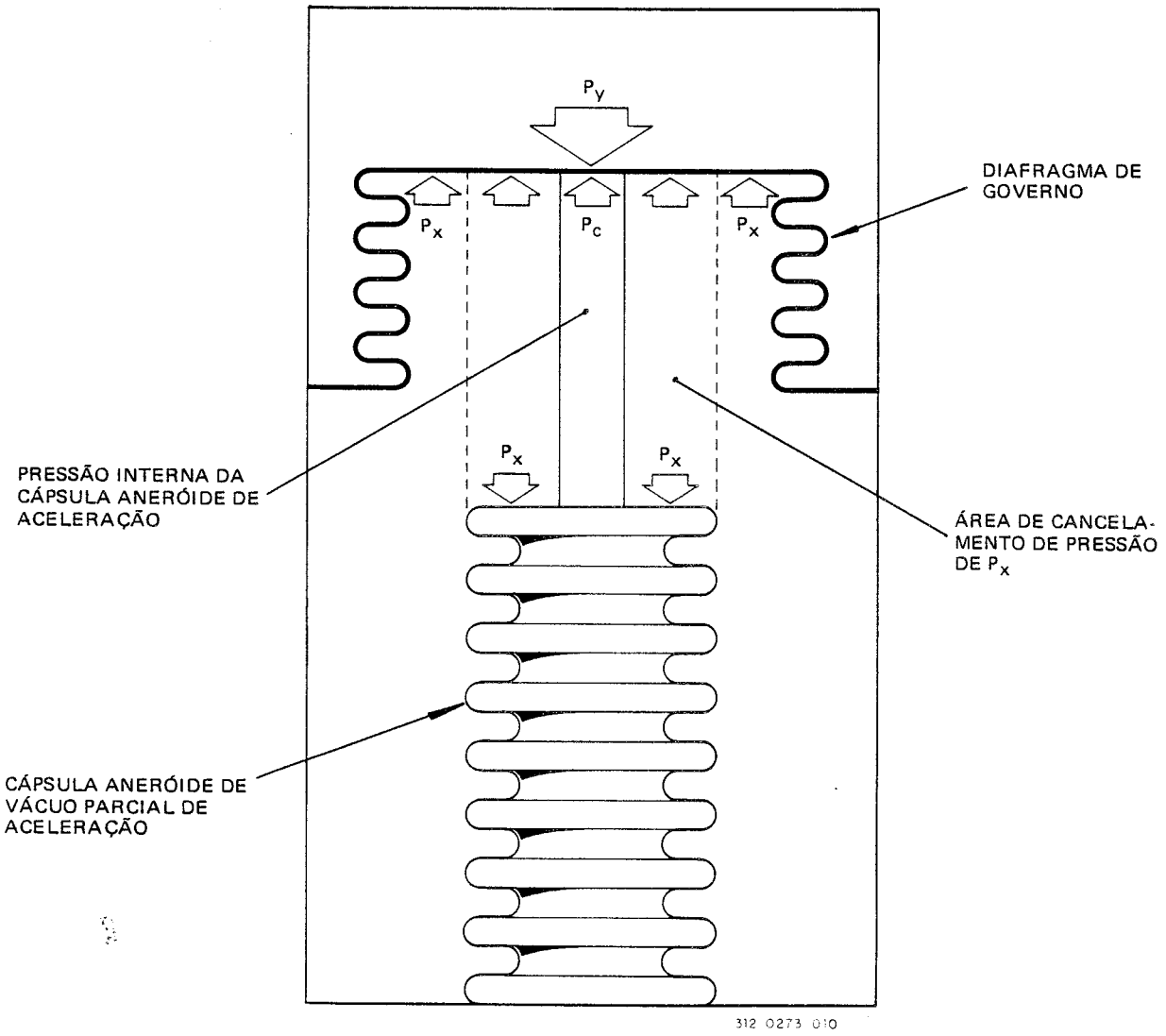


Figura 2-73-9. Seção Pneumática do FCU (Esquemático)

SEÇÃO II
UNIDADE DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL (FCU) (73 - 20 - 01)

2-73-10. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-73-7, 2-73-8 e 2-73-9)

A unidade de controle de combustível está instalada na parte posterior da bomba de combustível e é composta por três seções, identificadas por seção governadora, seção pneumática e seção medidora. Um eixo de teflon estriado conecta mecanicamente a bomba de combustível ao FCU, acionando a seção governadora deste a uma rotação proporcional à velocidade da turbina do compressor (N_g).
O FCU determina a dosagem correta de combustível a ser enviada ao motor, para que este, por sua vez, forneça a potência requerida, como estabelecido pelo posicionamento da manete de controle do motor. Isto é conseguido, controlando-se a velocidade de rotação da turbina do compressor; a potência do motor é diretamente dependente da velocidade de rotação da turbina do compressor (N_g) e o FCU, ao controlar N_g, controla conseqüentemente a potência do motor.

2-73-11. SEÇÃO MEDIDORA

O FCU é alimentado com combustível pressurizado pela bomba (denominado P_1). O fluxo do combustível liberado ao motor é determinado por uma válvula medidora e por uma válvula de derivação. O combustível à pressão de P_1, ao passar pela válvula medidora, recebe a designação de combustível medido à pressão de P_2. A válvula de derivação mantém uma pressão diferencial constante ($P_1 - P_2$), através da válvula medidora, permitindo então que a vazão de combustível seja função apenas da posição da válvula medidora.
A área do orifício da válvula medidora é determinada através da posição de uma agulha acoplada a um tubo de torque, acionado pela seção pneumática da unidade de controle de combustível e é alterada, a fim de responder aos requisitos específicos do motor. O combustível fornecido em excesso destes requisitos pela bomba (P_1) é retornado através de passagens internas no FCU e no corpo da bomba, para a entrada da bomba. O combustível recirculado é denominado por P_O.
Uma válvula de alívio de alta pressão está instalada em paralelo com a válvula de derivação, a fim de evitar uma pressão excessiva de P_1 no FCU.
Uma válvula de pressurização mínima e uma válvula de corte estão instaladas na linha de saída de combustível para o divisor de fluxo. A função da válvula de pressurização mínima é manter uma pressão suficiente no interior do FCU, para manter a dosagem correta de combustível. A válvula de corte de combustível fornece um recurso efetivo para o corte do fluxo de combustível para o motor.
A unidade de controle de combustível é equipada com um dispositivo de ajustagem externo, localizado sobre a válvula de derivação. Este dispositivo de ajustagem altera a tensão da mola da válvula de derivação, regulando deste modo o tempo de aceleração do motor.

2-73-12. SEÇÃO GOVERNADORA

O braço de comando do FCU incorpora internamente um came (came de programação de velocidade), que pressiona uma alavanca (alavanca intermediária) quando movido para uma posição correspondente à maior potência. Uma mola une a alavanca intermediária à alavanca de governo. Um rolete, no braço da alavanca de enriquecimento, contacta a extremidade do êmbolo dos contrapesos do governador.
O came de programação de velocidade aplica uma tensão de tração à mola de governo, através da alavanca intermediária, e faz com que a válvula de governo feche.
A mola de enriquecimento entre as alavancas de enriquecimento e de governo atua de forma que a válvula de enriquecimento abra. Quando o eixo de acionamento do FCU gira, o seu movimento é transmitido a uma base, sobre a qual estão montados os contrapesos do governador. Os pequenos braços de encosto dos contrapesos centrífugos contactam a área do êmbolo do governador. Quando a N_g aumenta, a força centrífuga força os contrapesos com uma força crescente sobre a base do êmbolo, que tende a mover contra o rolete do braço da alavanca de enriquecimento. Assim que a força dos contrapesos centrífugos vencer a força que lhes é imposta pela mola menor, a válvula de enriquecimento fechará e a válvula de governo será aberta. Se o valor de N_g continuar a aumen-

tar, a alavanca de enriquecimento continuará a mover, até contactar a alavanca de governo e, nesta condição, a válvula de enriquecimento estará completamente fechada.
A carcaça do FCU possui um orifício que permite a ventilação da cavidade da unidade, onde se encontra alojado o conjunto rotativo. As pressões P_x e P_y serão sangradas para a atmosfera quando as suas respectivas válvulas (de enriquecimento e de governo) estiverem abertas.

2-73-13. SEÇÃO PNEUMÁTICA

A seção pneumática da unidade pneumática de controle de combustível (FCU) consiste essencialmente de uma cápsula aneróide (de vácuo parcial) de aceleração e de uma cápsula de governo, ligadas entre si por uma haste comum. A superfície externa da cápsula de aceleração fornece uma referência de pressão absoluta. A cápsula de governo está fixada à cavidade interior da unidade e a sua função é semelhante à de um diafragma. O movimento das cápsulas é transmitido à válvula de dosagem, por meio de um tubo de torque e por um sistema de alavancas.
O tubo de torque é posicionado durante a sua montagem, de modo a produzir uma força que tende a fechar a válvula dosadora. A cápsula de governo atua contra essa força, no sentido de abrir a válvula dosadora. A pressão P_y é aplicada no exterior da cápsula de governo e sobre toda a sua superfície. A pressão P_x é aplicada simultaneamente no interior da cápsula de aceleração. A pressão P_x, aplicada contra a cápsula de aceleração, é anulada pela aplicação da mesma pressão em uma área equivalente da cápsula de governo, uma vez que as pressões atuam em direções opostas. Todas as pressões aplicadas à seção das cápsulas podem ser determinadas como forças resultantes, atuando sobre a cápsula de governo (diafragma). Estas forças são: a pressão P_y, atuando sobre a superfície externa da cápsula de governo; a pressão da cápsula de aceleração (vácuo parcial), atuando sobre o lado interno da cápsula de governo (dentro da área de cancelamento de pressão) e a pressão P_x, atuando na área restante deste mesmo lado.
Qualquer alteração na pressão P_y terá um efeito maior sobre as forças resultantes sobre o diafragma do que uma alteração idêntica por parte da pressão P_x, devido à diferença das áreas efetivas. P_x e P_y variam de acordo com as diferentes condições de operação do motor e com a temperatura do ar na admissão. Quando ambas as pressões aumentam simultaneamente, como por exemplo durante uma aceleração, as cápsulas provocam o movimento da válvula dosadora no sentido de aumentar a abertura da mesma e, conseqüentemente, o fluxo de combustível. Quando a pressão P_y diminui, até que o valor de Ng selecionado é atingido (para governo após a aceleração), as cápsulas atuarão com a finalidade de reduzir a abertura da válvula dosadora. Quando ambas as pressões decrescem simultaneamente, as cápsulas deslocam-se, com a finalidade de reduzir a abertura da válvula dosadora. Isto ocorre durante a desaceleração e aciona a válvula medidora para a posição do batente de fluxo mínimo (pré-ajustado somente por oficinas autorizadas que possuem o teste em bancada da unidade).
(40) Na eventualidade de uma pane na seção pneumática (perda de P_3 ou P_y), existe um Controle Manual de Acionamento de Combustível no FCU em Emergência (MOC - Manual Override Control), que permite um controle direto do fluxo de combustível. O MOC é comandado por uma manete localizada no posto dianteiro de pilotagem (veja o Capítulo 76 desta Seção). Quando se atua a manete do MOC, a alavanca de comando do MOC no FCU atua diretamente no tubo de torque que liga as câmaras da seção pneumática à válvula dosadora do FCU, fornecendo um fluxo de combustível proporcional ao deslocamento da manete. Como este comando é feito manualmente sobre a válvula dosadora através da seção pneumática, a sensibilidade do comando varia com a altitude.

ADVERTÊNCIA

- **O MOC não deve ser utilizado em operações normais de manutenção, exceto em casos específicos.**
- **O MOC só deve ser utilizado em condições de emergência durante o vôo.**
- **O uso indevido do MOC pode causar danos graves ao motor.**

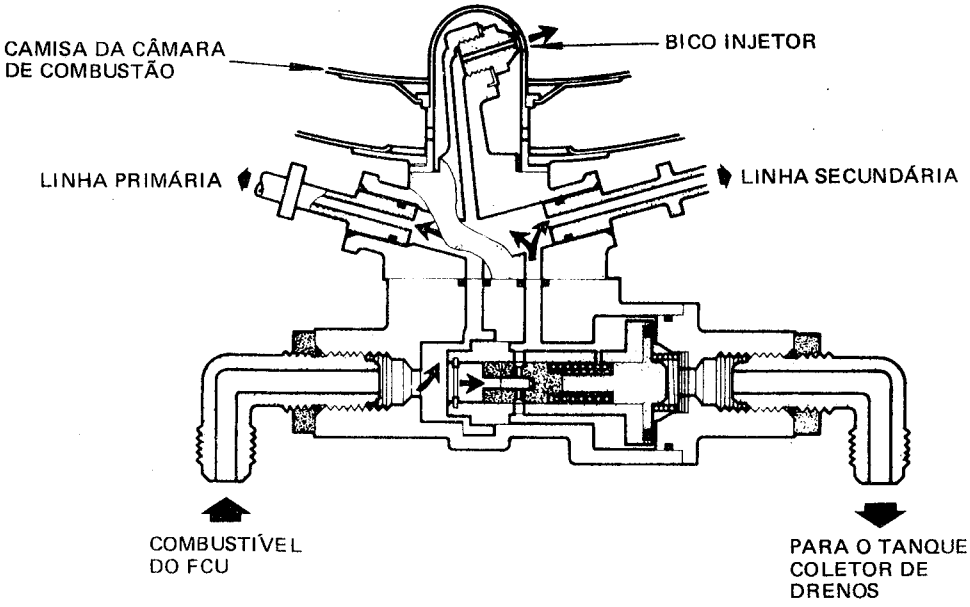
SEÇÃO II
DIVISOR DE FLUXO (73 - 20 - 02)

2-73-14. DESCRIÇÃO GERAL E OPERAÇÃO
(figura 2-73-10)

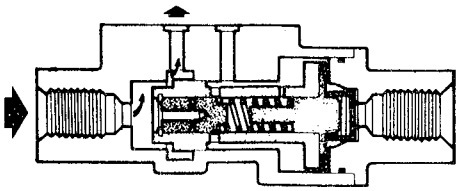
O divisor de fluxo de combustível encontra-se fixado ao adaptador do injetor nº 8, localizado na posição das 6 horas da carcaça do gerador de gases do motor. O divisor de fluxo programa o envio do combustível dosado pelo FCU para as linhas primária e secundária de combustível, durante todas as fases de operação do motor. O divisor de fluxo permite, durante a fase inicial de partida do motor, a aproximadamente 12% de N_g, a passagem de combustível dosado para a linha primária.
Posteriormente, ainda na fase de partida, com o aumento da pressão de combustível e, conseqüentemente, o aumento de N_g, o divisor de fluxo abre a passagem de combustível dosado também para a linha secundária a, aproximadamente, 33% de N_g. No regime de marcha lenta e acima, todos os 14 bicos injetores encontram-se operantes.

2-73-15. CORTE DE COMBUSTÍVEL E DRENAGEM

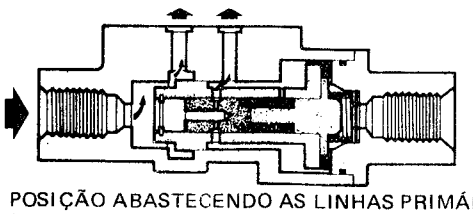
Quando a manete de combustível do motor for posicionada na posição de corte/bandeira, a válvula de corte de combustível do motor, localizada no FCU, é acionada, interrompendo o fluxo de combustível aos bicos injetores. A pressão de combustível no divisor de fluxo decresce, permitindo que a mola de operação do mesmo supere a pressão de entrada do combustível e acione um pistão interno, bloqueando o orifício de entrada de combustível. Este movimento do pistão conecta as linhas primária e secundária de combustível ao orifício de dreno do divisor de fluxo, permitindo que o combustível residual contido nos bicos injetores e nos tubos de transferência seja drenado. Este combustível drenado é conduzido, através de uma tubulação, a um tanque coletor de drenos, localizado na fuselagem, de onde será enviado ao tanque de combustível esquerdo no próximo ciclo de partida, através do funcionamento da válvula de isolamento de retorno do FCU.
Esta drenagem do combustível, após o corte do motor, é necessária para evitar que o mesmo se carbonize no interior das tubulações, devido ao calor irradiado pela câmara de combustão.



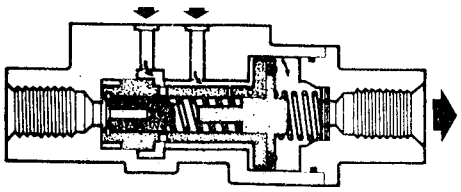
DIVISOR DE FLUXO



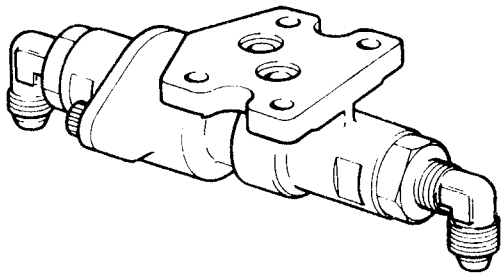
POSIÇÃO ABASTECENDO A LINHA PRIMÁRIA (INÍCIO DA PARTIDA)



POSIÇÃO ABASTECENDO AS LINHAS PRIMÁRIA E SECUNDÁRIA (FINAL DA PARTIDA E OPERAÇÃO NORMAL DO MOTOR)



POSIÇÃO DE DRENAGEM (CORTE DO MOTOR)



312 0273 011

Figura 2-73-10. Divisor de Fluxo (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA PNEUMÁTICO DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL (73 - 21 - 00)

2-73-16. SISTEMA DE P_3 (figura 2-73-11)

O ar descarregado do compressor, representado por uma pressão denominada por P_3 e derivado da seção difusora da carcaça do gerador de gases, é direcionado para a seção medidora do FCU, através de tubulações externas e de um filtro de tela fina.
Este sistema é composto por 3 tubulações e um filtro, cujo alojamento está fixado em um suporte no flange G, na caixa de acessórios. As duas tubulações posteriores ao flange G são aquecidas eletricamente e estão ligadas aos orifícios de entrada e saída do alojamento do filtro de P_3.
A tubulação dianteira, não aquecida, é conectada à tubulação aquecida, através de uma placa retentora montada na parte posterior do anel de fogo traseiro. A tubulação dianteira possui uma conexão flangeada para fixação à carcaça do gerador de gases.
As tubulações são de aço inoxidável, envolvidas por um revestimento de borracha instalado a quente. As tubulações aquecidas são equipadas com um elemento de aquecimento elétrico, interposto entre o tubo e o revestimento.
O fornecimento elétrico do sistema de aquecimento (28 V DC) é efetuado através de uma fiação ligada a um conector elétrico, fixado a um suporte no flange G.
O filtro de P_3 consiste de um alojamento de formato tubular com uma tampa rosqueada removível, encerrando um elemento filtrante de 10 mícrons, recuperável, mas com tempo de utilização limitado.

2-73-17. SISTEMA DE P_y (figura 2-73-3)

As linhas de P_y interligam a seção governadora da turbina de potência no governador de hélice e o controlador de torque com a seção medidora do FCU, através de 3 tubulações externas. A parte dianteira da tubulação está equipada com porca de conexão para acoplar ao governador de hélice e a posterior possui uma placa retentora fixada no centro da parede de fogo traseira.
Esta tubulação é também equipada com um acoplamento em forma de "T", localizado na sua metade, aproximadamente, para conexão de uma pequena tubulação que está ligada, em sua extremidade, ao controlador de torque.
A terceira tubulação está equipada com uma porca de conexão para acoplar o FCU no seu terminal posterior e uma placa retentora no seu terminal frontal. As três tubulações são de aço inoxidável, sendo que apenas a tubulação ligada ao FCU possui um sistema de aquecimento elétrico, envolvido com um revestimento de borracha instalado a quente. Uma cablagem blindada conecta eletricamente o sistema de aquecimento ao conector fixado no flange G.
O sistema de aquecimento elétrico das linhas pneumáticas é acionado a partir do interruptor respectivo, localizado no console lateral direito.

2-73-18. GOVERNADOR DA TURBINA DE POTÊNCIA (N_f) (figura 2-73-7)

A seção governadora da turbina de potência (N_f), alojada no governador da hélice, detecta a pressão de P_y através de uma linha pneumática externa, que liga a seção de governo do FCU ao governador de N_f (no governador de hélice). No caso de ocorrer uma condição de sobrevelocidade da turbina de potência, em função de uma condição de sobrevelocidade da hélice (veja o Capítulo 61 desta Seção), um orifício de sangria de P_y, localizado na seção governadora da turbina de potência, é aberto por ação dos contrapesos centrífugos do governador da hélice, para sangrar a pressão P_y para a atmosfera. Quando isto ocorre, a pressão P_y atuante sobre as cápsulas aneróides do FCU diminui e provoca o deslocamento da válvula medidora no sentido de fechamento, reduzindo o fluxo de combustível que, por sua vez, diminui a velocidade de rotação do gerador de gases (N_g) e, conseqüentemente, o valor de N_f.
A rapidez com que o orifício de sangria de P_y é aberto é função da posição inicial do braço de comando do governador da hélice e da posição da alavanca de posicionamento na seção governadora da turbina de potência (N_f). Normalmente, o orifício de sangria é aberto a, aproximadamente, 6% acima do valor da velocidade selecionada de governo da hélice, com alavanca de posicionamento na

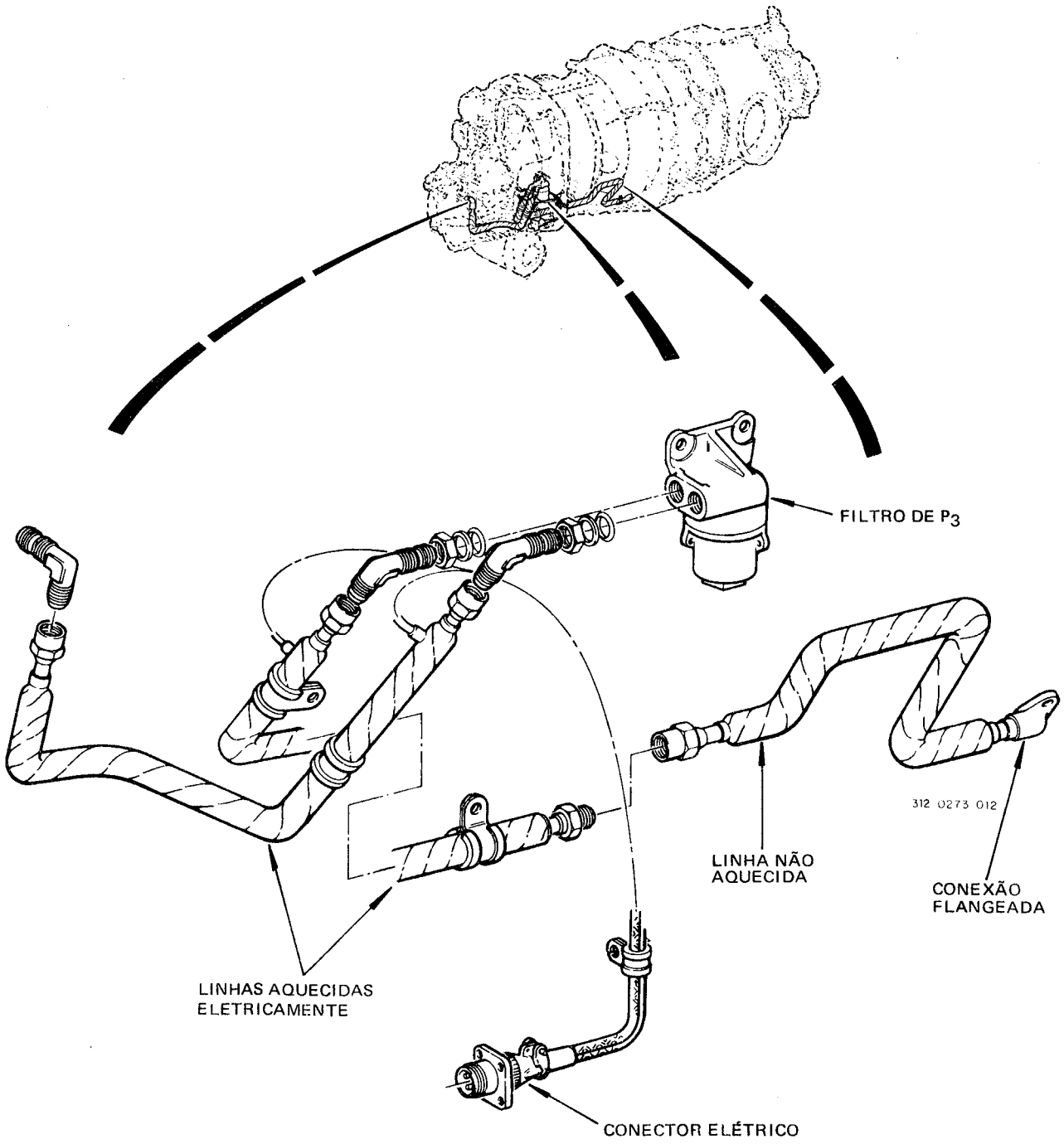


Figura 2-73-11. Sistema de P_3

posição de máximo e, aproximadamente, 4% abaixo do valor da velocidade de governo da hélice, quando na posição de mínimo.
Em aplicações de reverso, o conjunto de alavancas do sistema de reverso da hélice reposiciona a alavanca de posicionamento numa posição abaixo do que o correspondente à posição de comando do governador da hélice. A velocidade de rotação da turbina de potência (N_f) e, conseqüentemente, a velocidade de rotação da hélice (N_h, são então limitadas pela seção governadora da turbina de potência (N_f).
A potência do gerador de gases é reduzida, a fim de permitir que a velocidade da hélice (N_h) fique, aproximadamente, 4% abaixo do valor da velocidade selecionada pelo governador da hélice.

2-73-19. CONTROLADOR DE TORQUE
(figura 2-73-7)

O controlador de torque do motor está instalado no lado direito superior da parte frontal da caixa de redução do motor, fixada a este por um adaptador hexagonal. O controlador de torque recebe a pressão P_y do FCU através de uma linha pneumática externa, conectada à linha de P_y para o governador da hélice.

O controlador de torque está equipado com cápsulas aneróides seladas e conectadas diretamente à saída da pressão de óleo do torquímetro, com uma câmara conectada à pressão estática da caixa de redução, com um dreno de óleo conectado à caixa de redução, com uma haste balanceada e com um orifício calibrado de pressão pneumática.
A pressão de óleo proporcional ao torque do motor é aplicada às cápsulas aneróides seladas do controlador de torque. Estas cápsulas aneróides estão mecanicamente conectadas à haste balanceada e à mola de controle do controlador.
No caso de ocorrer uma condição de excesso de torque acima de um limite pré-selecionado, um orifício de sangria de P_y localizado no controlador de torque é aberto, liberando a pressão P_y para a atmosfera. Quando isto ocorrer, a pressão P_y atuante sobre as cápsulas aneróides do FCU diminui e provoca o deslocamento da válvula medidora no sentido de fechamento, reduzindo o fluxo de combustível que, por sua vez, diminui a rotação do gerador de gases e, conseqüentemente, o valor de N_f.
Esta redução também ocasiona uma diminuição do torque. Assim que for atingido o limite pré-selecionado no controlador, o orifício de sangria de P_y fecha e o sistema de combustível assume a ajustagem de potência selecionada anteriormente.

SEÇÃO II
INDICAÇÃO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR (73 - 30 - 00)

2-73-20. DESCRIÇÃO (figuras 2-73-12 e 2-73-13)

O sistema de indicação de combustível do motor fornece diretamente ao piloto informações visuais, em termos de fluxo de combustível (em lb/h), e quantidade de combustível remanescente (em libras) nos tanques da aeronave (detotalizador).

Estas informações permitem o monitoramento das condições de funcionamento do sistema de combustível do motor a partir de ambos os postos de pilotagem. Os indicadores de fluxo de combustível e os detotalizadores estão localizados na lateral direita do painel de instrumentos, tanto no posto dianteiro quanto no posto traseiro de pilotagem.

O sistema consiste em um transmissor de fluxo instalado na linha de combustível entre o FCU e o divisor de fluxo, de um computador/condicionador de sinal instalado sob o piso, entre as cavernas 7 e 8, e de dois indicadores de fluxo associados a dois detotalizadores. O sistema é alimentado eletricamente com 28 V DC da barra principal.

O transmissor de fluxo fornece sinais senoidais, cuja freqüência é proporcional ao fluxo de combustível que passa através do mesmo.

Os sinais senoidais gerados pelo transmissor de fluxo são condicionados, amplificados e convertidos em corrente elétrica pelo computador/condicionador de sinais, corrente esta que irá deflexionar o ponteiro dos indicadores de fluxo (dianteiro/traseiro), que nada mais são do que galvanômetros com escala graduada em lb/h.

O condicionador de sinal envia, ao mesmo tempo, sinal para o detotalizador, que vai registrando e apresentando, em seu mostrador digital, a quantidade total em libras, do combustível remanescente nos tanques da aeronave.

Um interruptor, que atua como proteção do detotalizador e que está situado ao lado de seu mostrador, possibilita, quando posicionado em "ENT COMB", inserir dados relativos à quantidade de combustível existente nos tanques da aeronave, através da pressão dos interruptores localizados na face do detotalizador.

Quando posicionado em "DESL", o interruptor desativa a função de inserir dados dos interruptores localizados na face do detotalizador, evitando que por uma pressão inadvertida seja alterada a sua leitura.

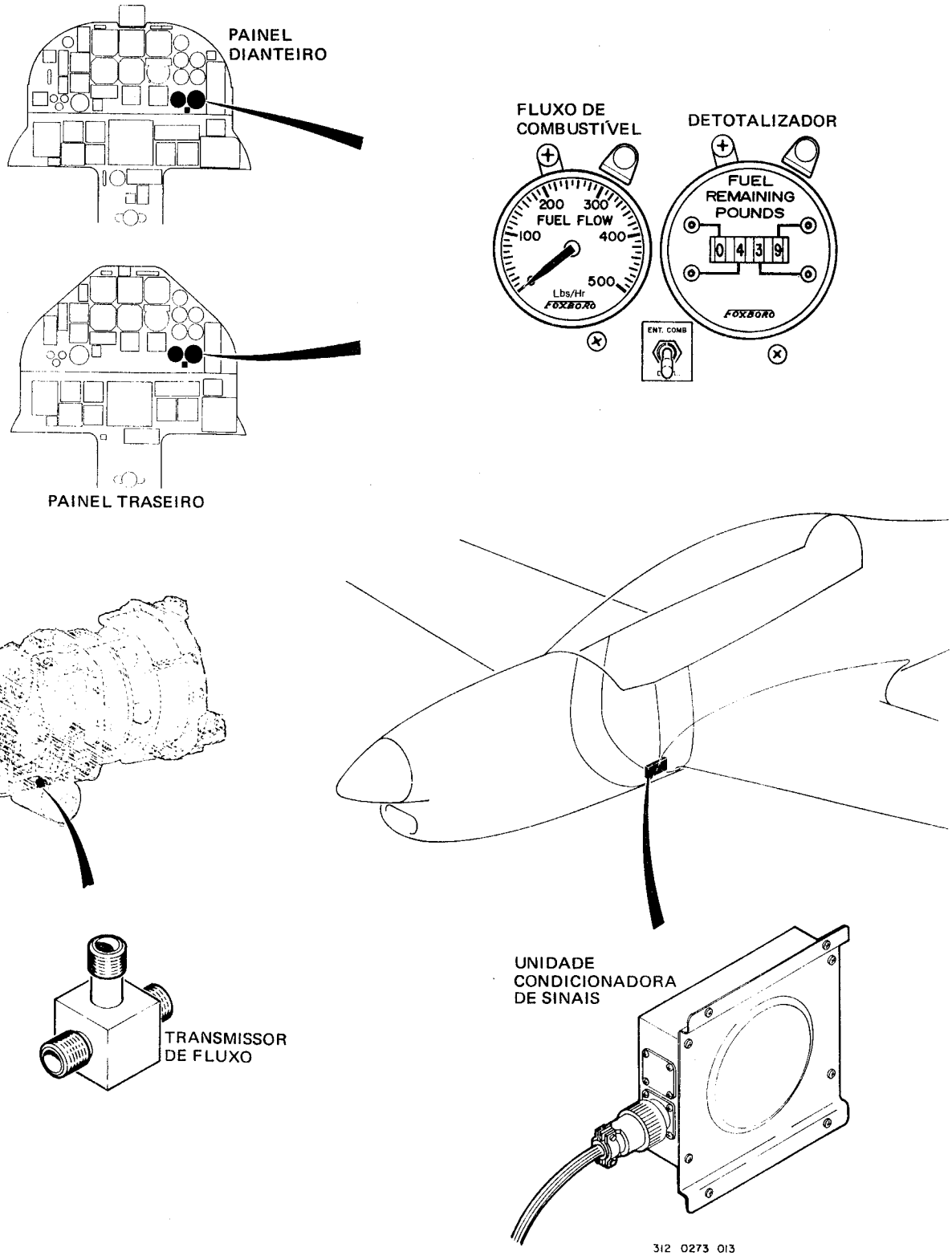


Figura 2-73-12. Localização dos Componentes do Sistema de Indicação de Combustível do Motor

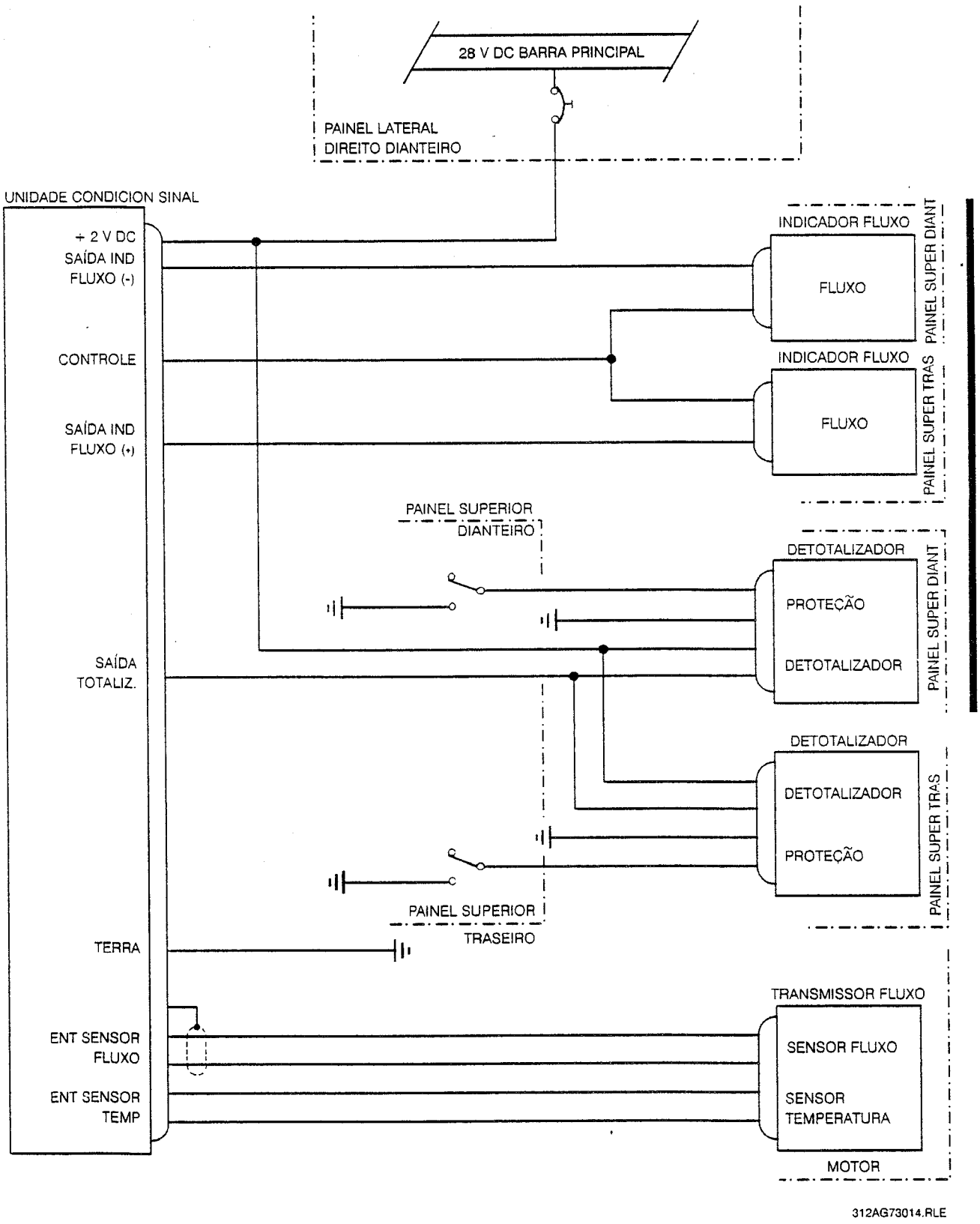


Figura 2-73-13. Diagrama do Sistema de Indicação de Combustível do Motor (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE IGNIÇÃO (74 - 00 - 00)

2-74-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-74-1)

O motor é equipado com um sistema de ignição de alta energia (4,5 joules), compreendendo interruptores de controle, luzes indicadoras, unidade excitadora do tipo descarga capacitiva, ignitores do tipo centelha e respectivos cabos de ignição. Nos aviões Pós-Mod. B.S. 312-74-0001, o sistema possui ainda um relé de ignição, localizado na caixa de relés DC.

O sistema é projetado para operar com tensões de alimentação entre 9 e 30 V DC e temperaturas variando entre os valores de − 54°C (− 65°F) e 121°C (250°F).

Os interruptores de ignição ficam localizados no console lateral esquerdo dos postos dianteiro e traseiro de pilotagem e possuem três posições: NORMAL, IGNIÇÃO EM VÔO e DESAFOGAR. Uma luz "IGNIÇÃO" localizada no painel de avisos de cada posto de pilotagem, quando acesa, indica o funcionamento do sistema de ignição. As aeronaves Pós-Mod. B.S. 312-074-0001 possuem adicionalmente nos painéis de avisos uma luz "DESAFOGAR", para indicar que esta condição do sistema foi selecionada.

A unidade excitadora recebe alimentação elétrica de 28 V do sistema elétrico DC da aeronave e libera alta tensão pulsante para os ignitores, em número de dois, localizados na carcaça do gerador de gases. A unidade excitadora fica montada sobre um suporte fixado na parte superior esquerda da caixa de acessórios do motor.

2-74-2. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE IGNIÇÃO (figura 2-74-2)

A operação do sistema de ignição é determinada pelo posicionamento de seus interruptores de controle; os interruptores estão eletricamente interligados de uma forma tal que, estando um deles posicionado em NORMAL e outro em IGNIÇÃO EM VÔO ou DESAFOGAR, qualquer destas últimas condições se sobrepõe à condição NORMAL. De modo semelhante, a condição DESAFOGAR, comandada através de qualquer dos interruptores, sobrepuja os eventuais comandos de NORMAL ou IGNIÇÃO EM VÔO efetuados através do outro interruptor.

Quando na condição NORMAL, o circuito de ignição só é energizado durante o ciclo automático de partida. Ao iniciar o ciclo, o circuito de partida envia corrente à unidade excitadora e lâmpadas indicadoras, através de ambos os interruptores de ignição. Ao término do ciclo de partida (entre 45% e 50% de N_g), cessa automaticamente a alimentação elétrica para o circuito de ignição, evidenciando pelo apagamento das luzes indicadoras.

Nota

Para detalhes do sistema de partida, consulte o Capítulo 80 "Partida", desta Seção.

Quando comandada a condição IGNIÇÃO EM VÔO, a unidade excitadora e as luzes indicadoras passam a receber alimentação elétrica do próprio circuito de ignição, mantendo o sistema operando enquanto permanecer nesta condição (desde que haja energia elétrica na aeronave). A ignição em vôo é utilizada para reacendimento do motor em vôo ou como medida de precaução contra o eventual apagamento do motor durante vôo sob condições atmosféricas adversas.

A condição DESAFOGAR é utilizada na ventilação do motor, para eliminar fogo ou combustível e gases acumulados na câmara de combustão e em procedimentos específicos de manutenção em que haja necessidade de girar o motor sem ignição. Nesta condição, o circuito de ignição permanece desenergizado e as luzes "IGNIÇÃO" apagadas, mesmo quando comandado o ciclo automático de partida. Para as aeronaves Pós-Mod. B.S. 312-074-001, ao selecionar-se a condição "DESAFOGAR", o relé de ignição é energizado com 28 V DC, proveniente da barra de emergência. Com o relé energizado, este permite a passagem de corrente elétrica para o acendimento da luz "DESAFOGAR", nos painéis de alarmes.

2-74-3. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de ignição do motor, relacionados sob a forma de tabelas.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
6269-B	Fonte externa estabilizada	Equivalente	Prover energia elétrica para a verificação operacional do sistema.
TE-50A	Torquímetro	Equivalente	Instalação da unidade excitadora de ignição e ignitores.

Tabela 2-74-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	Nº DE PEÇA
Arame de Freno	MS9226-03	–
Arruela de Vedação	–	3010880 (PW)
Feltro	–	–
Álcool Isopropílico	TT-I-735	–
Solvente de Limpeza	AMS 3160	–
Lubrificante Fluorocarbon Spray	MIL-L-60326, Type 1	–

Tabela 2-74-2. Material de Consumo

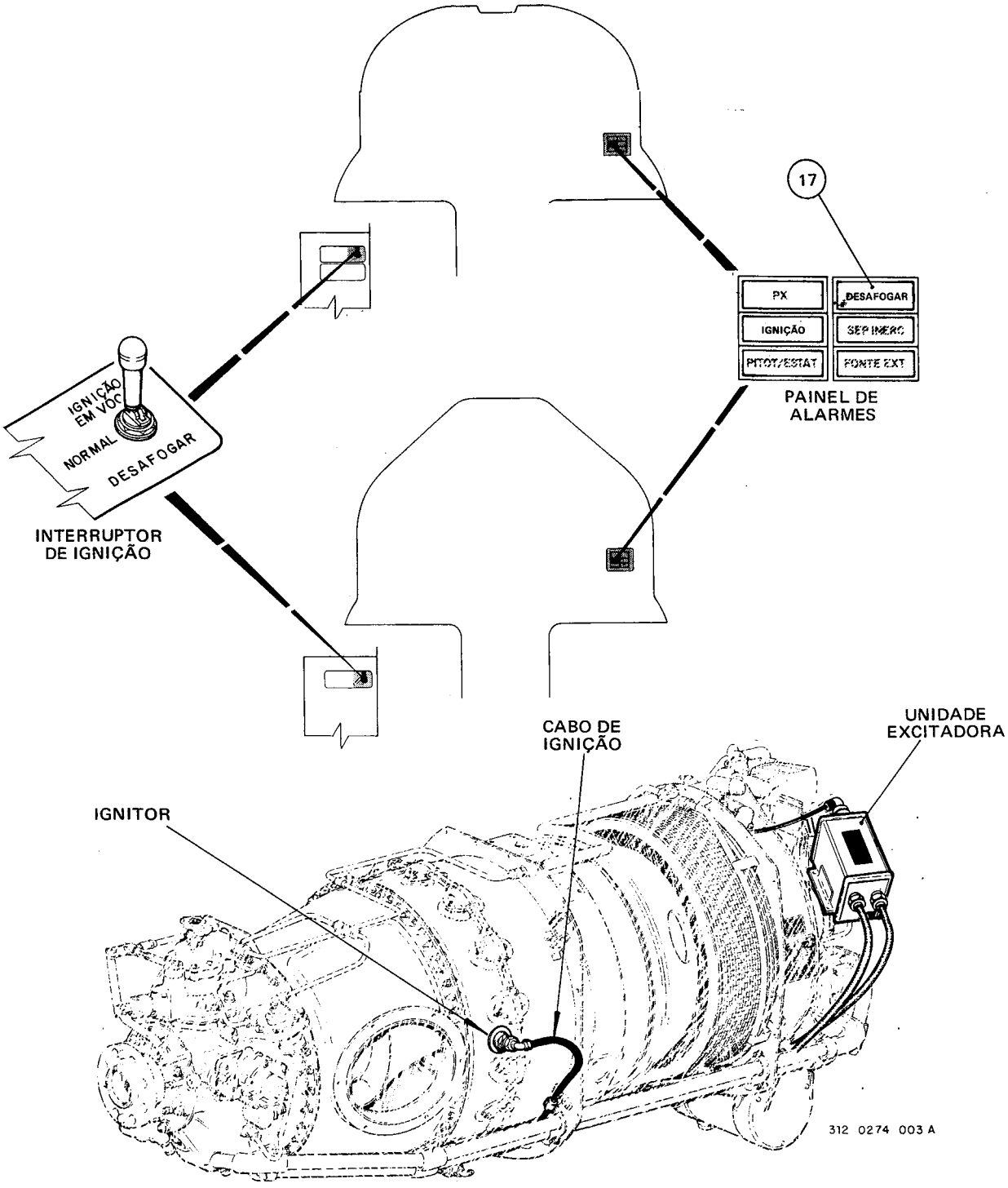


Figura 2-74-1. Componentes do Sistema de Ignição

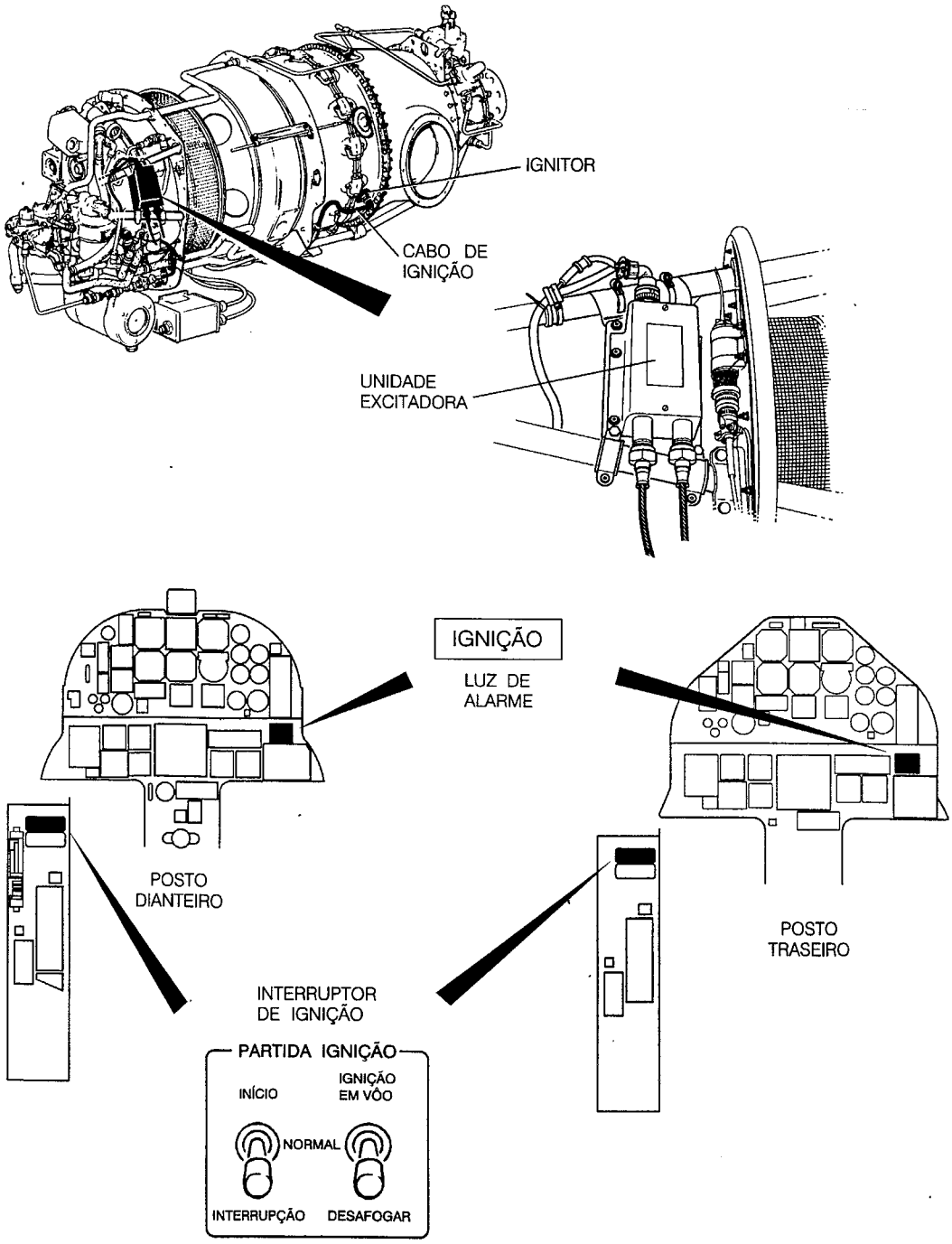


Figura 2-74-1A. Componentes do Sistema de Ignição (40)

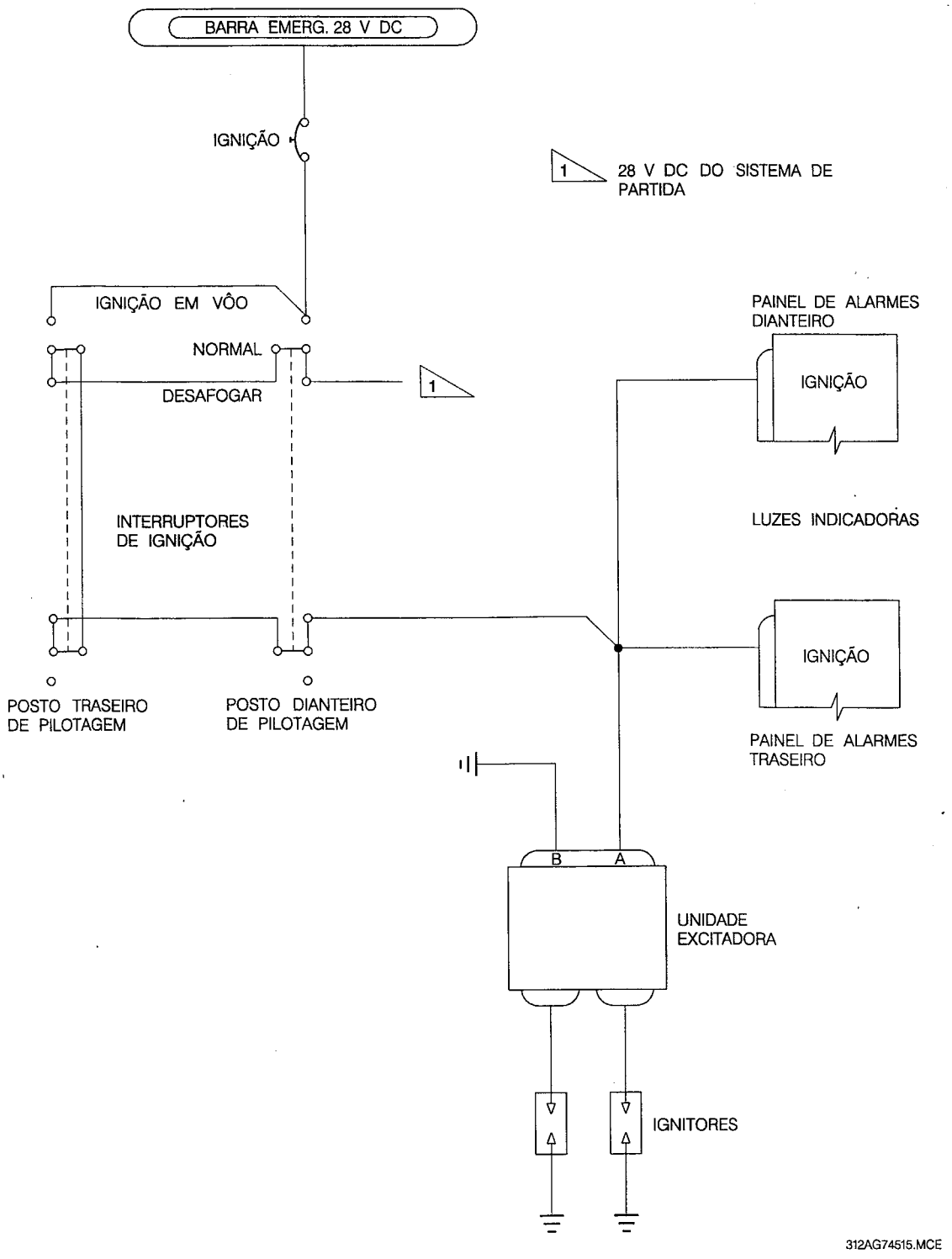


Figura 2-74-2. Sistema de Ignição (Esquemático) (16)

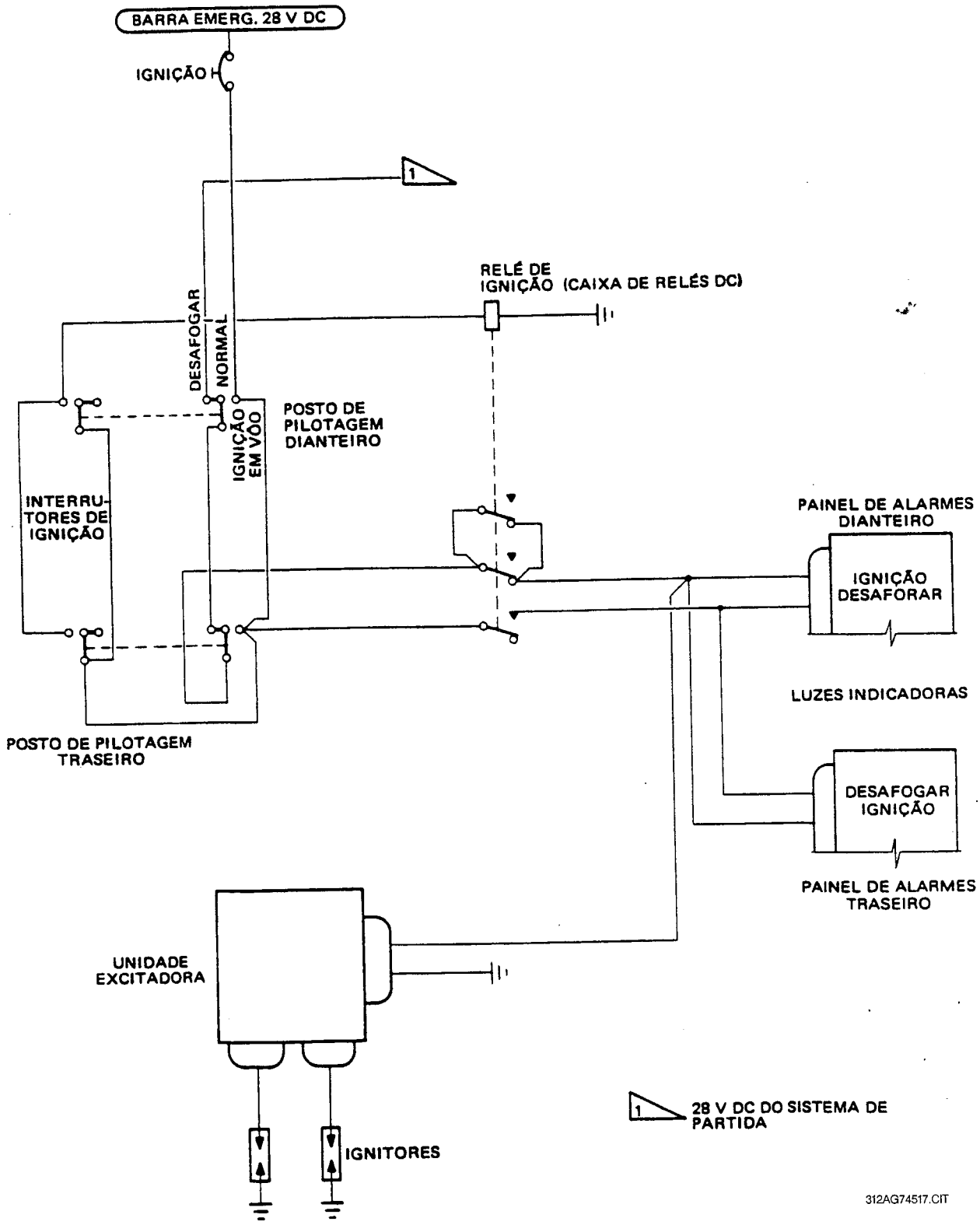


Figura 2-74-2A. Sistema de Ignição (Esquemático) (17)

SEÇÃO II
UNIDADE EXCITADORA DE IGNIÇÃO (74 - 10 - 00)

2-74-4. DESCRIÇÃO GERAL

A unidade excitadora de ignição é um componente eletrônico selado, contendo circuitos transistorizados, transformadores, diodos e capacitores, cuja finalidade é transformar a tensão DC, fornecida pelo sistema elétrico da aeronave, em alta tensão pulsante para os ignitores. Quando energizada, um capacitor em seu interior é progressivamente carregado, até que a energia armazenada (aproximadamente, 4 joules) seja suficiente para ionizar seu centelhador ("SPARK GAP"), descarregando o capacitor e fornecendo alta tensão aos ignitores, através de circuitos independentes.

O circuito de fornecimento de alta tensão da unidade excitadora é constituído de tal forma que, caso um ignitor se torne inoperante, o remanescente permanece em operação normal. Adicionalmente, provê a descarga automática do capacitor, na eventualidade de ambos os ignitores tornarem-se inoperantes ou de ser desligado o sistema de ignição.

Nota

É necessário um período de seis minutos, no mínimo, após o sistema de ignição ter sido desligado, para que a unidade excitadora fique totalmente descarregada.

SEÇÃO II
IGNITORES (74 - 20 - 00)

2-74-5. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-74-3)

Os ignitores, em número de dois, acham-se instalados nas posições de 4 e 9 horas, na carcaça do gerador de gases do motor.

Os ignitores são auto-ionizantes, possuindo um material semicondutor, separando o eletrodo central de sua carcaça externa. À medida que aumenta o potencial entre o eletrodo central e a carcaça, uma pequena quantidade de corrente flui através do material semicondutor, ionizando o espaço entre o eletrodo e a carcaça, o que provoca uma descarga de alta energia entre os mesmos, ou seja, a centelha necessária para inflamar o combustível vaporizado na câmara de combustão.

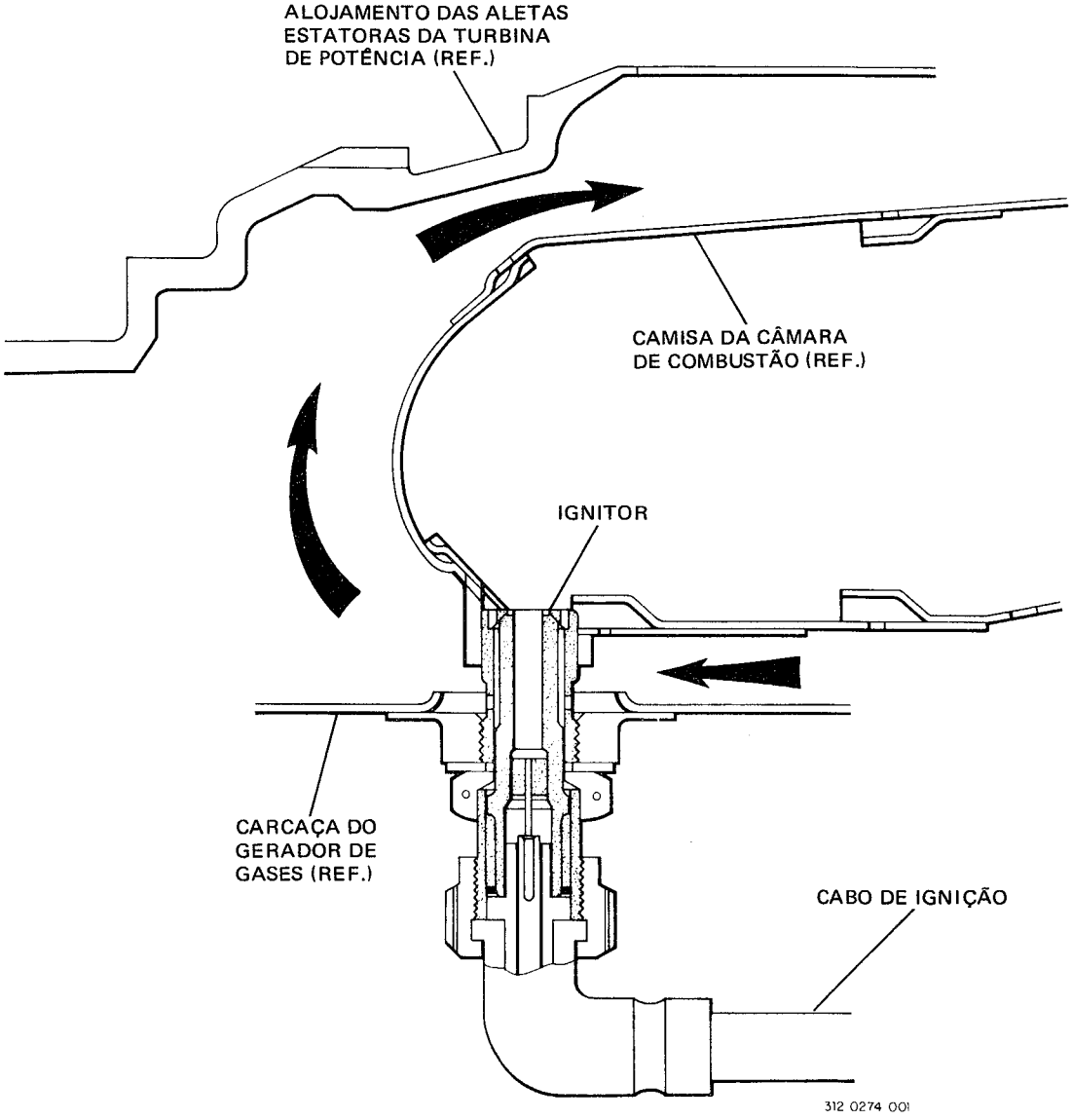


Figura 2-74-3. Ignitor (Típico)

SEÇÃO II
AR DO MOTOR (75-00-00)

2-75-1. DESCRIÇÃO GERAL

Com o motor em funcionamento, o ar pressurizado pelo compressor é constantemente sangrado para as seguintes utilizações:

1. Pressão de controle da válvula de sangria do compressor.

2. Pressão de controle do F.C.U.

3. Pressurização dos compartimentos dos selos-labirinto dos rolamentos números 1, 2 e 3 do motor.

4. Arrefecimento das aletas-guia da turbina do compressor e dos discos das turbinas do motor.

Adicionalmente, a sangria de ar do compressor é utilizada, quando requerido, por sistemas da aeronave.
As sangrias de ar do motor são designadas por P2,5 e P3 e correspondem, respectivamente, ao ar sangrado da seção interestágios do compressor e da seção de descarga do compressor.

2-75-2. PRESSURIZAÇÃO DOS SELOS-LABIRINTO E SISTEMA DE ARREFECIMENTO DAS TURBINAS E DAS ALETAS-GUIA DO MOTOR (figura 2-75-1)

A sangria de ar P2,5 (seta "A", figura 2-75-1) é introduzida no interior do conjunto dos discos do compressor e utilizada para a pressurização do selo-labirinto duplo do rolamento Nº 1. O ar escapa lentamente através do labirinto, obtendo-se, assim, a pressão adequada para a retenção do óleo que lubrifica o rolamento.
O rolamento Nº 2 é protegido por um selo-labirinto simples anterior e por um selo-labirinto duplo posterior. O ar pressurizado utilizado por este conjunto é P3, obtido a partir da periferia do compressor centrífugo (seta "B", figura 2-75-1) e da saída dos difusores (seta "C", figura 2-75-1). Os discos das turbinas do motor e as aletas-guia da turbina do compressor são arrefecidos pelo ar proveniente do compressor à saída dos difusores (seta "C", figura 2-75-1). Parte deste ar é utilizada ainda para a pressurização do selo-labirinto do rolamento Nº 3.
O ar utilizado no arrefecimento das aletas-guia da turbina do compressor e dos discos das turbinas do motor é dissipado no fluxo de gases de escapamento. O ar oriundo do vazamento dos selos-labirinto dos compartimentos dos rolamentos é conduzido, juntamente com o óleo de retorno, para a caixa de acessórios do motor e alijado para a atmosfera, através do sistema de respiro do motor (79AG).

2-75-3. SANGRIA DE AR PARA O SISTEMA DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR

O sistema de controle de combustível do motor utiliza ar de descarga do compressor (P3), enviado à unidade de controle de combustível (F.C.U.), onde é utilizado como pressão de controle, em sua função de dosar o combustível a ser fornecido ao motor. O sistema de controle de combustível encontra-se descrito no Capítulo 73AG.

2-75-4. VÁLVULA DE SANGRIA DO COMPRESSOR (figura 2-75-1)

A válvula de sangria do compressor fica localizada na posição de 7 horas da carcaça do gerador de gases do motor e provê, automaticamente, a sangria de ar interestágios (P2,5) do compressor. A válvula de sangria utiliza pressão de ar P3 para o seu controle.

2-75-5. SANGRIA DE AR PARA OS SISTEMAS DA AERONAVE (figura 2-75-1)

O ar sangrado do último estágio do compressor (P3) é utilizado pelo sistema de ar condicionado da aeronave, para prover a climatização (aquecimento) da cabine de pilotagem. A sangria de ar para este fim é obtida através de uma tomada localizada na posição de 11 horas da carcaça do gerador de gases (veja a figura 2-75-1, Detalhe "Y"), tomada esta conectada, através de passagens internas, à região do difusor do gerador de gases do motor. O sistema de ar condicionado da aeronave encontra-se descrito no Capítulo 21AG.

2-75-6. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de ar do motor, relacionados sob a forma de tabelas.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação da válvula de sangria do compressor.

Tabela 2-75-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPEC.	P/N
Arame de Freno	MS20995-C32	–
Anel de Vedação	–	30142 25(PW)

Tabela 2-75-2. Material de Consumo

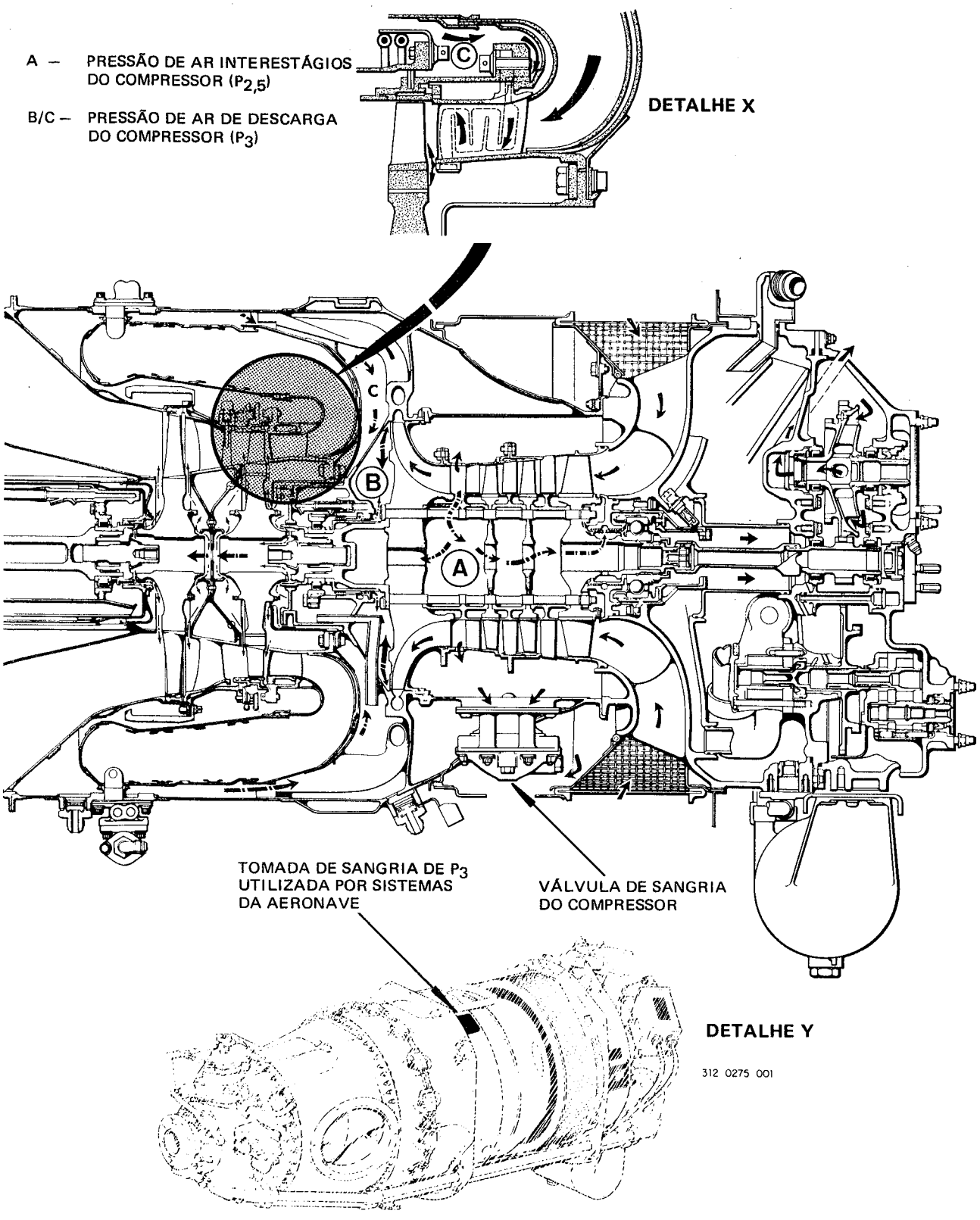


Figura 2-75-1. Sangrias de Ar do Motor

SEÇÃO II
VÁLVULA DE SANGRIA DO COMPRESSOR (75-30-00)

2-75-7. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-75-2)

A válvula de sangria do compressor encontra-se fixada na posição de 7 horas da carcaça do gerador de gases do motor e provê, em baixas rotações do motor, a abertura automática de um orifício de descarga do ar proveniente dos estágios axiais do compressor (P2,5), de modo a evitar a condição de "ESTOL" do compressor. A válvula fecha gradualmente o orifício de descarga, à medida que a rotação do motor se eleva acima de determinado valor de N_g, mantendo-o totalmente fechado em altos regimes do motor.

A válvula de sangria consiste de uma válvula tipo pistão, que se desloca no interior de uma carcaça radialmente provida de aberturas em sua base superior. Um pino-guia, fixado na tampa da unidade, mantém o alinhamento correto do pistão no interior da carcaça da válvula. O pistão é provido de um diafragma flexível, que permite o livre deslocamento do mesmo, de modo a abrir e a fechar as aberturas da carcaça, ao mesmo tempo que determina uma câmara de controle abaixo do pistão. A câmara de controle é suprida com sangria de P3, através de um pino-guia perfurado, existente na base de assentamento da unidade, que provê o alinhamento do orifício de P3 da válvula com o orifício correspondente, situado na carcaça do gerador de gases.

2-75-8. OPERAÇÃO DA VÁLVULA DE SANGRIA DO COMPRESSOR (figura 2-75-2)

O ar de descarga do compressor (P3) é dirigido através de um orifício calibrado, para a câmara de controle sob o pistão da válvula de sangria, de onde é escoado para a atmosfera através de um orifício convergente/divergente (limitador de fluxo), determinando, desse modo, uma pressão de controle (Px) no interior da câmara. A pressão Px atua na parte inferior do pistão, contrariando a pressão P2,5 atuante sobre a parte superior do mesmo, de tal modo que a abertura, ou o fechamento, da válvula de sangria é determinada pela relação P2,5/Px.

Em baixos regimes do motor, a força de P2,5 é superior à de Px, o que determina a abertura total da válvula. À medida que a rotação (N_g) do motor é aumentada, Px passa a equilibrar e a superar P2,5, iniciando o movimento gradual do pistão no sentido de fechar a válvula de sangria. Em altos regimes de potência, a força de Px é superior à de P2,5, o que mantém o pistão forçado contra a sua sede e, conseqüentemente, a válvula de sangria totalmente fechada.

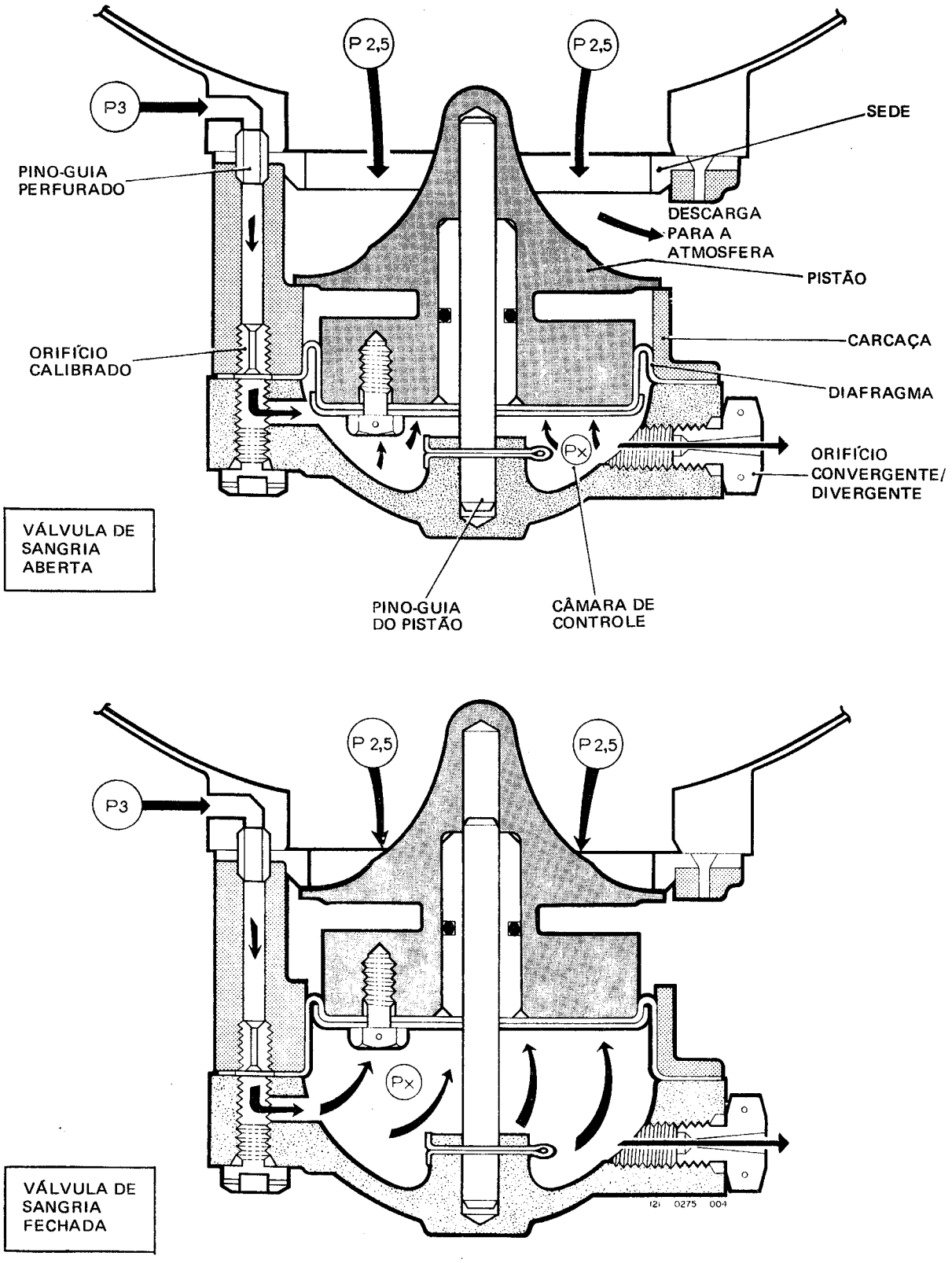


Figura 2-75-2. Válvula de Sangria do Compressor (Esquemático)

SEÇÃO II
CONTROLES DO MOTOR (76 - 00 - 00)

2-76-1. GERAL (figuras 2-76-1, 2-76-1A e 2-76-2)

O grupo turbopropulsor é controlado por duas manetes localizadas uma em cada posto de pilotagem (dianteiro/traseiro). Cada manete tem ação sobre os controles de potência, hélice e combustível do motor e fica localizada no console lateral esquerdo do posto de pilotagem, ao lado do respectivo assento. A manete é composta por um punho de plástico montado sobre uma haste metálica, que tem seu movimento limitado por rasgos feitos no pente da manete.

As manetes são interligadas por um tubo de aço e uma haste de alumínio e a interligação com as unidades de controle do motor é feita por intermédio da manete do posto de pilotagem dianteiro. Qualquer movimento em qualquer das manetes (dianteira ou traseira) é transferido para a outra através do tubo ou da haste de interligação.

O controle do motor é efetuado através da atuação das manetes que agem de modo integrado sobre o controle de combustível (figura 2-76-3) e corte do motor (figura 2-76-4) (unidade de controle de combustível FCU) e sobre o controle de rotação da hélice (figura 2-76-5) (governador de hélice). As manetes estão conectadas aos controles do motor através de hastes, tubos de torção, cames, guinhóis, alavancas e cabos Teleflex, de modo que qualquer atuação sobre as manetes seja transmitida com precisão aos controles do motor.

No motor, os controles de combustível e corte do motor estão instalados no lado direito posterior, enquanto que o controle de rotação da hélice encontra-se instalado na parte superior e frontal.

No pente da manete estão demarcadas posições e faixas distintas de condições de operação e controle do motor, descritas a seguir.

2-76-2. FAIXA DE TÁXI E REVERSO (figuras 2-76-1 e 2-76-1A)

A faixa de táxi permite que sejam atingidos ângulos das pás da hélice abaixo do valor referente ao passo mínimo de vôo. A variação do valor de N_g correspondente decresce de 65% (no início da faixa) a 52% até ser atingido o ponto de transição da faixa de táxi com a faixa de reverso.

A partir deste ponto até o final do curso da manete, quando é atingido o batente de reverso, ocorre um aumento de rotação do gerador de gases (N_g) e dos ângulos negativos das pás da hélice. Em reverso máximo o valor de N_h, é de 85% e o valor de torque correspondente é de 400 lb.ft a 800 lb.ft (veja 71GT, verificação de reverso máximo).

A manete do assento dianteiro, no curso correspondente à faixa de táxi, atua o comando da unidade de controle de combustível (FCU) (figura 2-76-3) através de um atuador deslizante, hastes, alavancas e tubo de torção. Os comandos de rotação da hélice e de corte do motor, nesta faixa, não são atuados, permanecendo porém travados.

Um movimento distinto da manete, no sentido de levantá-la, deve ser efetuado quando for selecionada a condição TÁXI/REV com a finalidade de sobrepujar o batente de potência mínima. Este movimento é transmitido para a manete do outro posto de pilotagem, através de uma haste e de alavancas de interligação entre as mesmas.

Um batente no final do curso da manete, na posição de reverso, localizado na caixa de manete do posto de pilotagem traseiro, permite a regulagem deste ponto extremo (veja a figura 2-76-6).

2-76-3. POSIÇÃO DE CORTE E BANDEIRA (figura 2-76-1)

Localizada em paralelo com a faixa de táxi e reverso, esta posição é obtida através de um movimento da manete no sentido de deslocá-la para a esquerda, após atuar-se a trava de corte ou vencer o batente de fricção (feel) de acordo com a configuração da aeronave.

No curso da manete correspondente às posições de corte e bandeira, são atuados os comandos de corte do motor e do governador de hélice, através dos atuadores deslizantes de hélice e corte de combustível da caixa de manetes dianteira. Estes atuadores acionam respectivamente o governador de hélice (figura 2-76-5), através do came e dos cabos Teleflex e o comando de corte da unidade de controle de combustível (FCU) (figura 2-76-4) através de alavancas e tubos de torção. A haste deslizante do comando de potência da unidade de controle de combustível permanece travada na posição de marcha lenta.

Um batente regulável, localizado na caixa de manetes do posto de pilotagem traseiro, permite a regulagem da posição corte e bandeira das manetes (figura 2-76-6).

2-76-4. FAIXA DE POTÊNCIA (figuras 2-76-1 e 2-76-1A)

Localizada à frente da faixa de táxi, é limitada pelos batentes de potência mínima e início da faixa de potência máxima.
Na faixa de potência são atuados os comandos de potência e do governador de hélice (figura 2-76-5). A haste deslizante do comando de corte (figura 2-76-4) permanece travada. Desta maneira, na posição de potência mínima estarão comandados: a unidade de controle de combustível (FCU), na posição marcha lenta (65% N_g) e o governador de hélice na posição 90% N_h.
A partir deste ponto, a rotação do gerador de gases varia em função do deslocamento da manete, mantendo constante o valor selecionado de rotação de hélice (91%), até que o valor de 92% de N_g seja atingido. Desse modo, fica relacionada a rotação de hélice de 90% N_h, com valores de N_g compatíveis com regimes de máximo alcance e máxima autonomia (veja a figura 2-76-7).
A seguir, ambas as rotações de hélice e gerador de gases variam em função do deslocamento da manete, até que o valor de 100% de N_h (correspondente a 95% de N_g) seja alcançado. A partir deste ponto, a rotação da hélice será constante, variando apenas a rotação do gerador de gases. Dessa maneira, a rotação da hélice, igual a 100%, está relacionada a valores de rotação do gerador de gases, compatíveis com os regimes de decolagem e cruzeiro máximo (veja a figura 2-76-7).
A variação de rotação da hélice em função da rotação do gerador de gases e da posição da manete é efetuada através de um conjunto constituído por came e hastes, acionados por um atuador deslizante a partir da caixa de manete dianteira (veja a figura 2-76-6).

2-76-5. FAIXA DE POTÊNCIA MÁXIMA (figuras 2-76-1 e 2-76-1A)

Localizada além da faixa de potência, permite a operação do motor a rotações do gerador de gases superiores a 98%, através de um curso adicional em qualquer das manetes. A faixa de potência máxima corresponde a valores de rotação do gerador de gases entre 98% e 101,5% N_g, com a rotação de hélice constante em 100% de N_h (veja a figura 2-76-7).
Um batente regulável, instalado na caixa de manete do posto de pilotagem dianteiro, permite a regulagem de fim de curso da faixa de potência máxima (veja a figura 2-76--6).

(22) 2-76-6. TRAVA DE CORTE (figura 2-76-1)

Localizada nas caixas de manetes (dianteira/traseira), à esquerda da faixa de potência, tem a função de impedir que uma ação inadvertida por parte da tripulação provoque o corte do motor. As travas de corte são interligadas mecanicamente através de um cabo de aço.
Além disto, a trava de corte, quando atuada, aciona um sistema de embandeiramento da hélice, por meios elétricos (desde que as manetes estejam posicionadas em MÍN). Este procedimento é efetuado no pré-vôo (como recomendado pelo fabricante do motor), durante o vôo (exercícios de treinamento) e quando em práticas específicas de manutenção (veja o Capítulo 61 desta Seção).

(23) 2-76-6A. BATENTE DE FRICÇÃO (FEEL) (figura 2-76-1A)

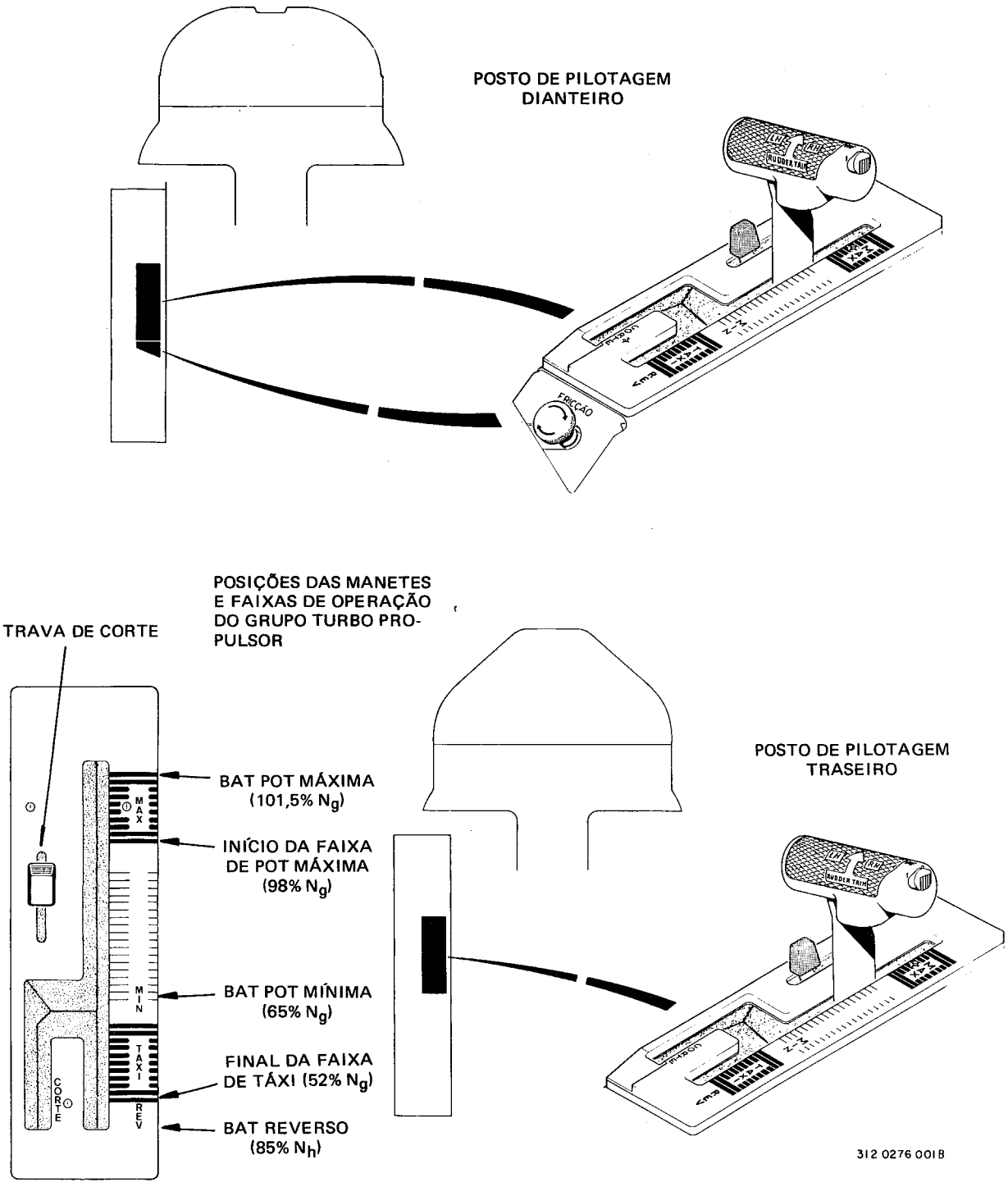
Localizado internamente na caixa de manete dianteira, tem a função de dificultar o movimento das manetes da posição MIN para o inicio da faixa corte e bandeira, deste modo, alertando a tripulação para que esta, inadvertidamente não provoque o corte do motor.

2-76-7. BOTÃO DE FRICÇÃO (figuras 2-76-1 e 2-76-1A)

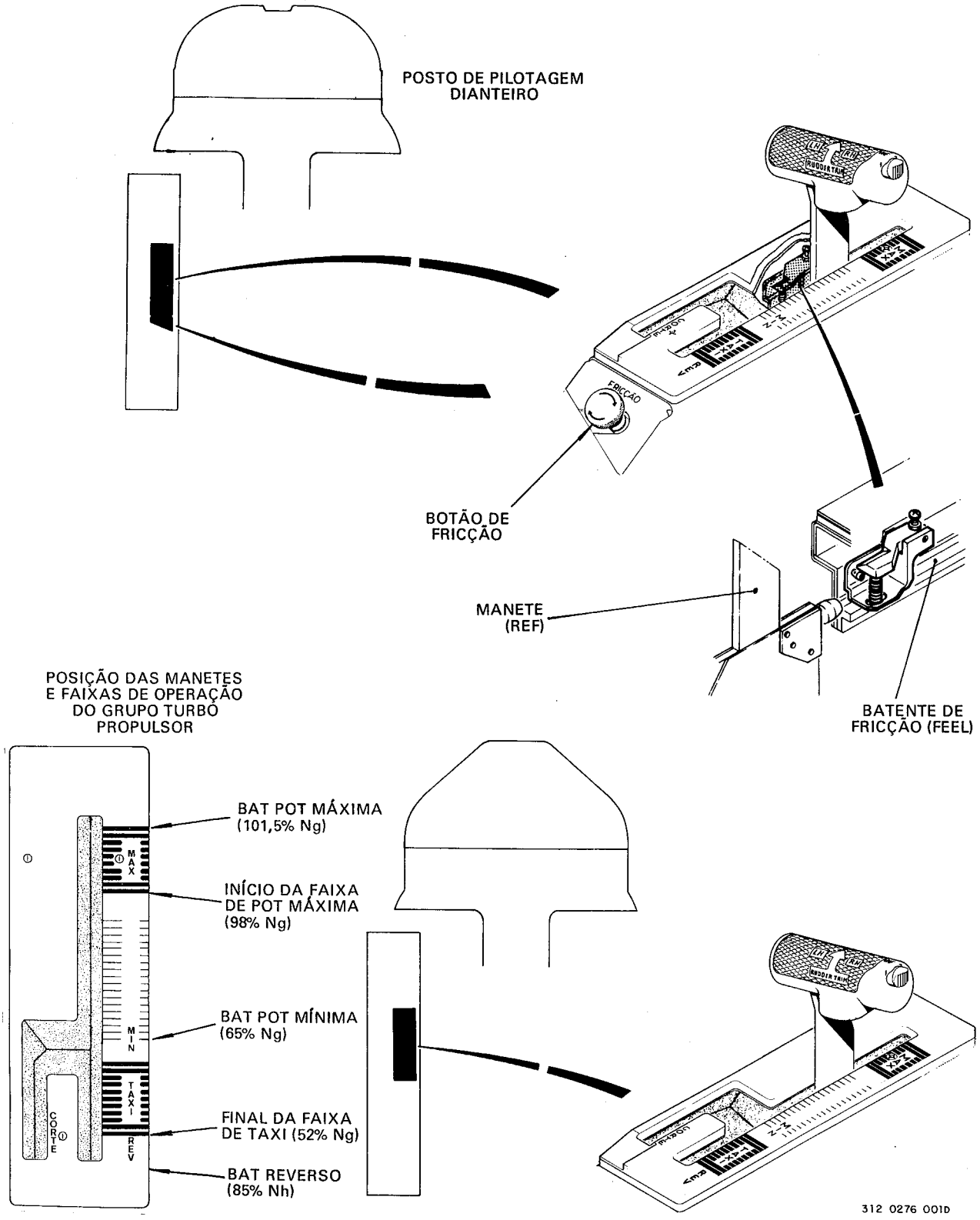
Localizado na caixa de manete do posto de pilotagem dianteiro, permite fixar as manetes (dianteira/traseira) na posição selecionada, evitando assim uma constante atenção por parte da tripulação sobre o posicionamento das mesmas.
O funcionamento do botão de fricção é semelhante ao de um freio, que pode ser sobrepujado pelas manetes de qualquer um dos postos de pilotagem, quando houver necessidade. Solicita, porém, aplicação de maior força por parte do piloto, a fim de vencer a ação do freio.

2-76-8. CONJUNTO DE CAMES (figura 2-76-8)

O conjunto de cames, montado no flange "G" da caixa de



(22) *Figura 2-76-1. Manetes de Controle do Motor*



(23) *Figura 2-76-1A. Manetes de Controle do Motor*

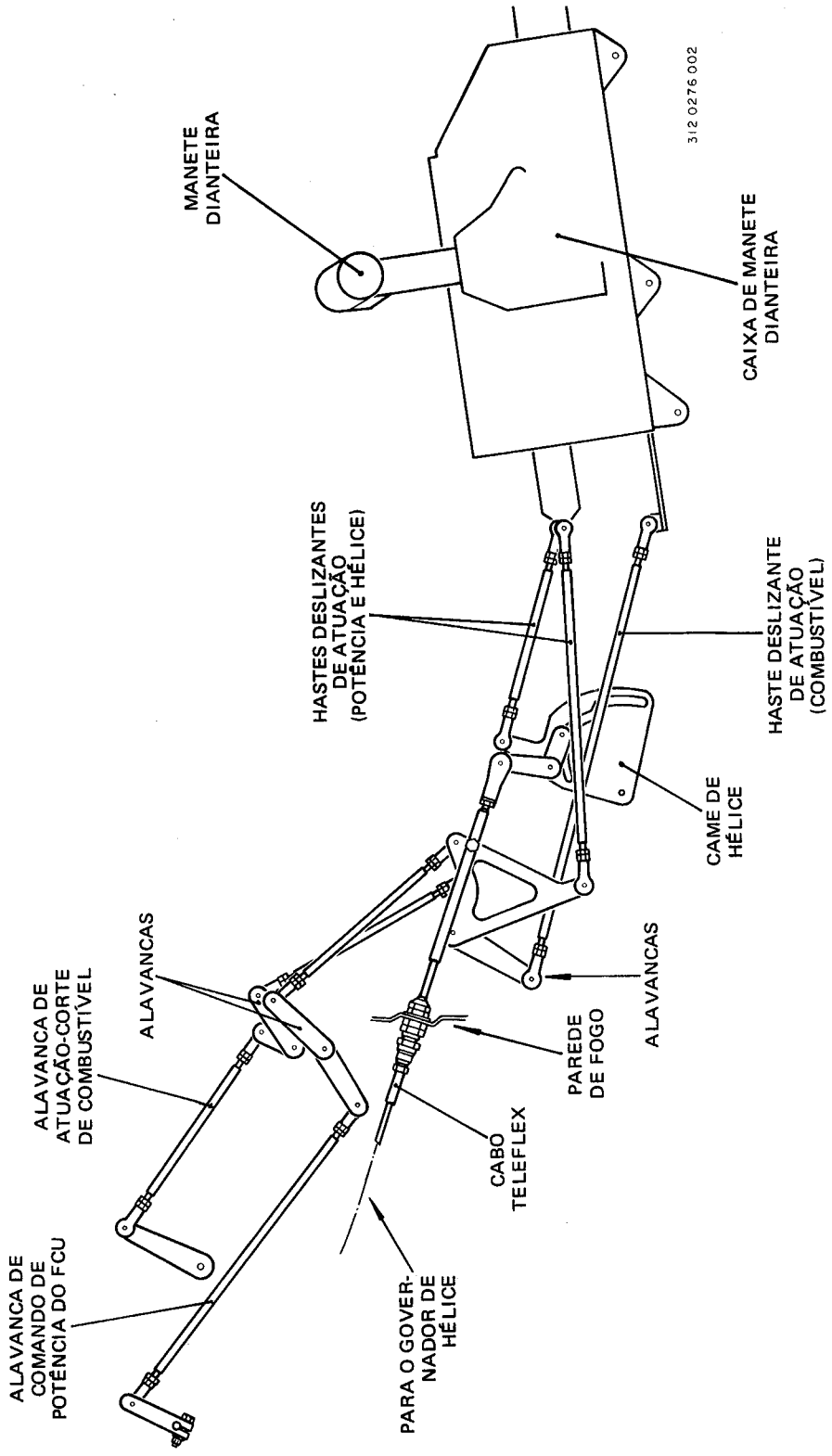


Figura 2-76-2. Ligação entre a Caixa de Manetes Dianteira e os Comandos do Motor

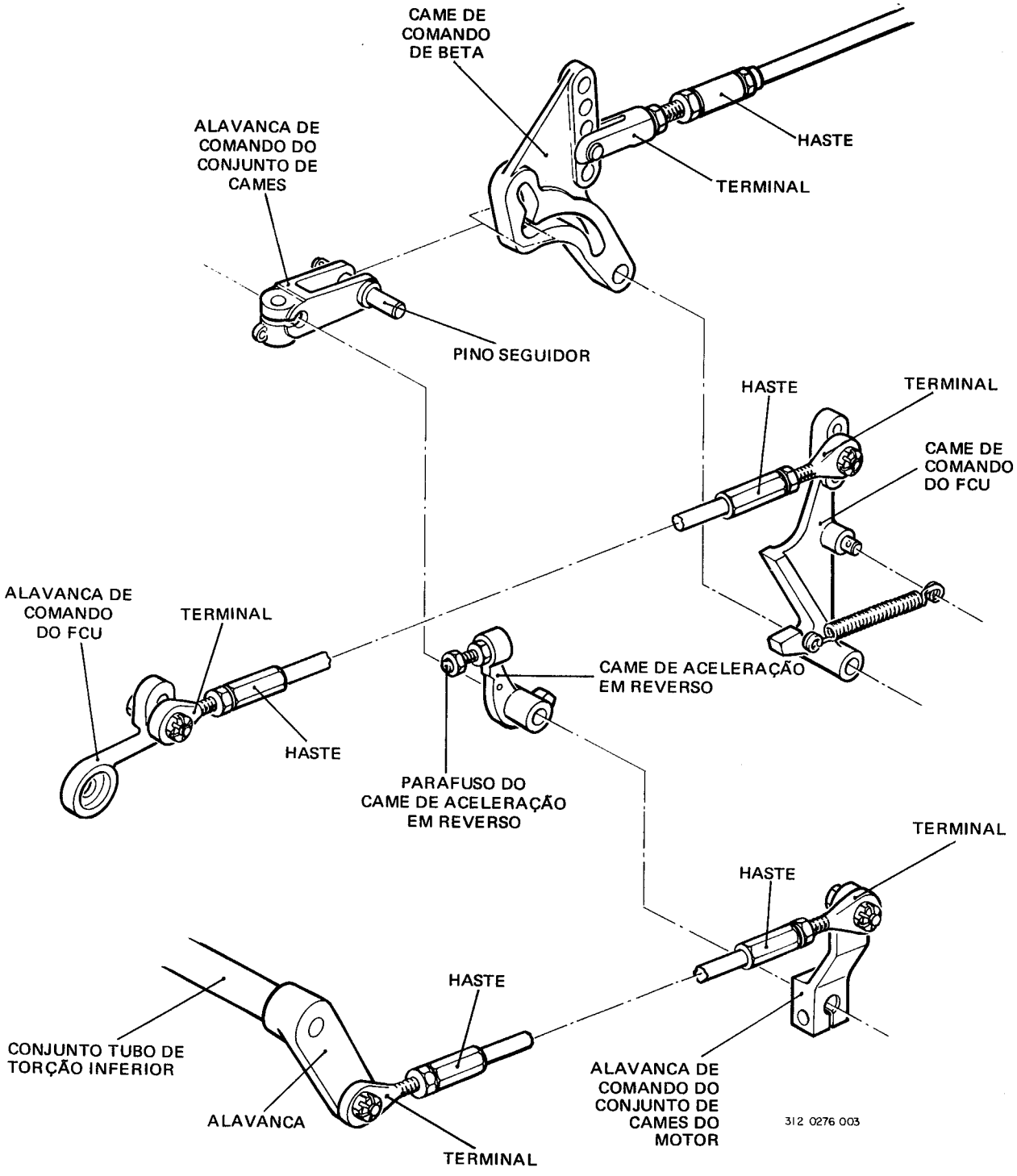


Figura 2-76-3. Sistema de Comando do FCU (Controle de Potência)

acessórios do motor, na posição de duas horas, consiste de três alavancas/cames e de um braço que recebe os movimentos transmitidos pelo comando de potência da manete, através de alavancas, guinhóis, hastes e tubo de torção (figura 2-76-3). Todos os componentes do conjunto de cames são articulados em dois eixos paralelos entre si. O came de aceleração em reverso é montado num dos eixos em que também são articulados o braço e a alavanca de comando do conjunto de cames. No segundo eixo são pivotados o came do comando do FCU e o do comando da válvula BETA (veja a figura 2-76-9).

O came do comando do FCU é pressionado por ação de uma mola, para a posição neutra, correspondente à velocidade mínima de rotação do gerador de gases (POT MÍN) e está ligado, através de uma haste, ao braço de comando do FCU (figura 2-76-4).

Ao comandar a manete de potência mínima para potência máxima, a alavanca de comando do conjunto de cames faz com que o seu pino seguidor contacte a face do came de comando do FCU, comandando o referido came e acelerando o motor. Simultaneamente, o pino seguidor se desloca livremente dentro do setor circunferencial do

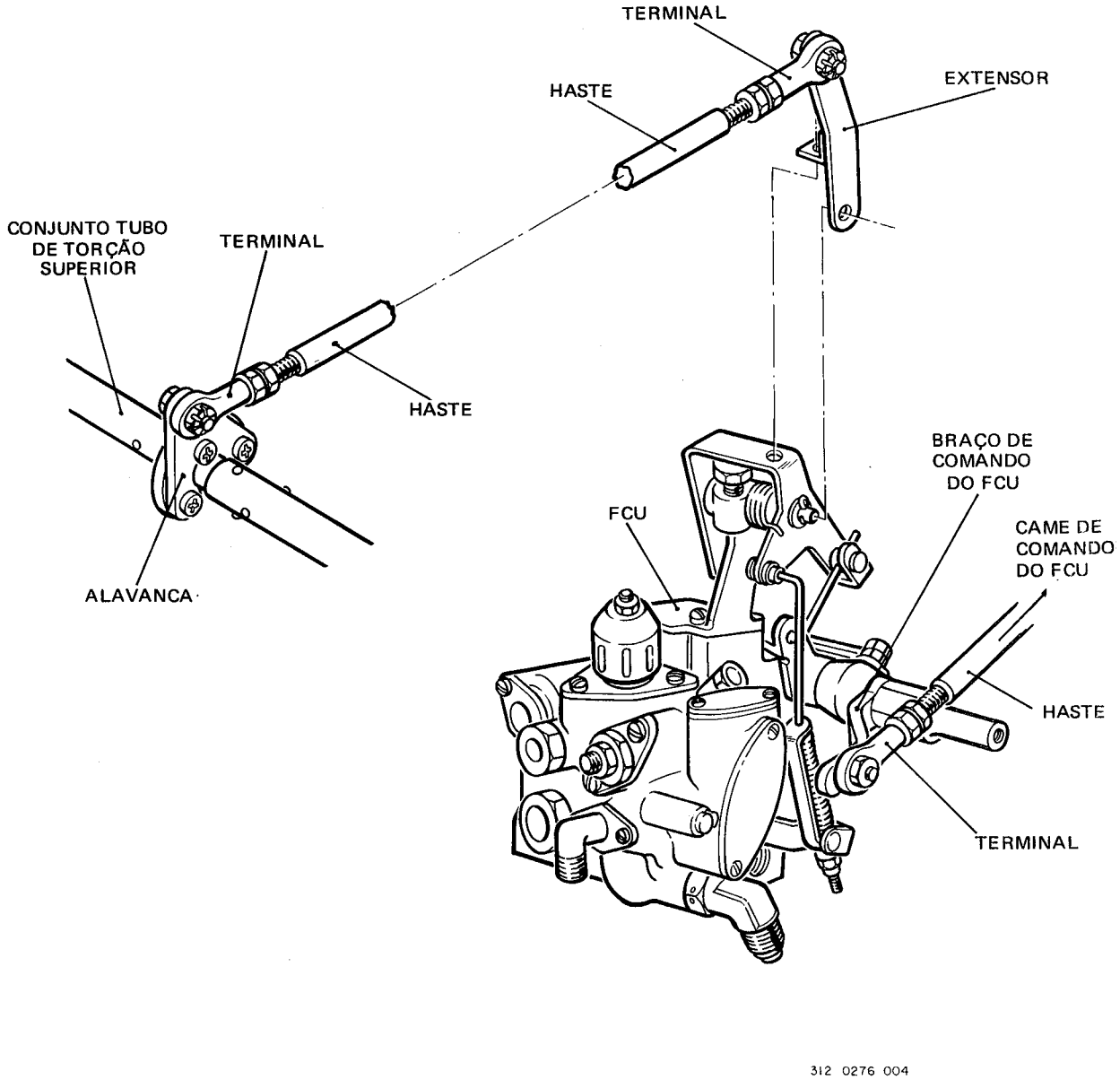


Figura 2-76-4. Sistema de Controle de Corte de Combustível

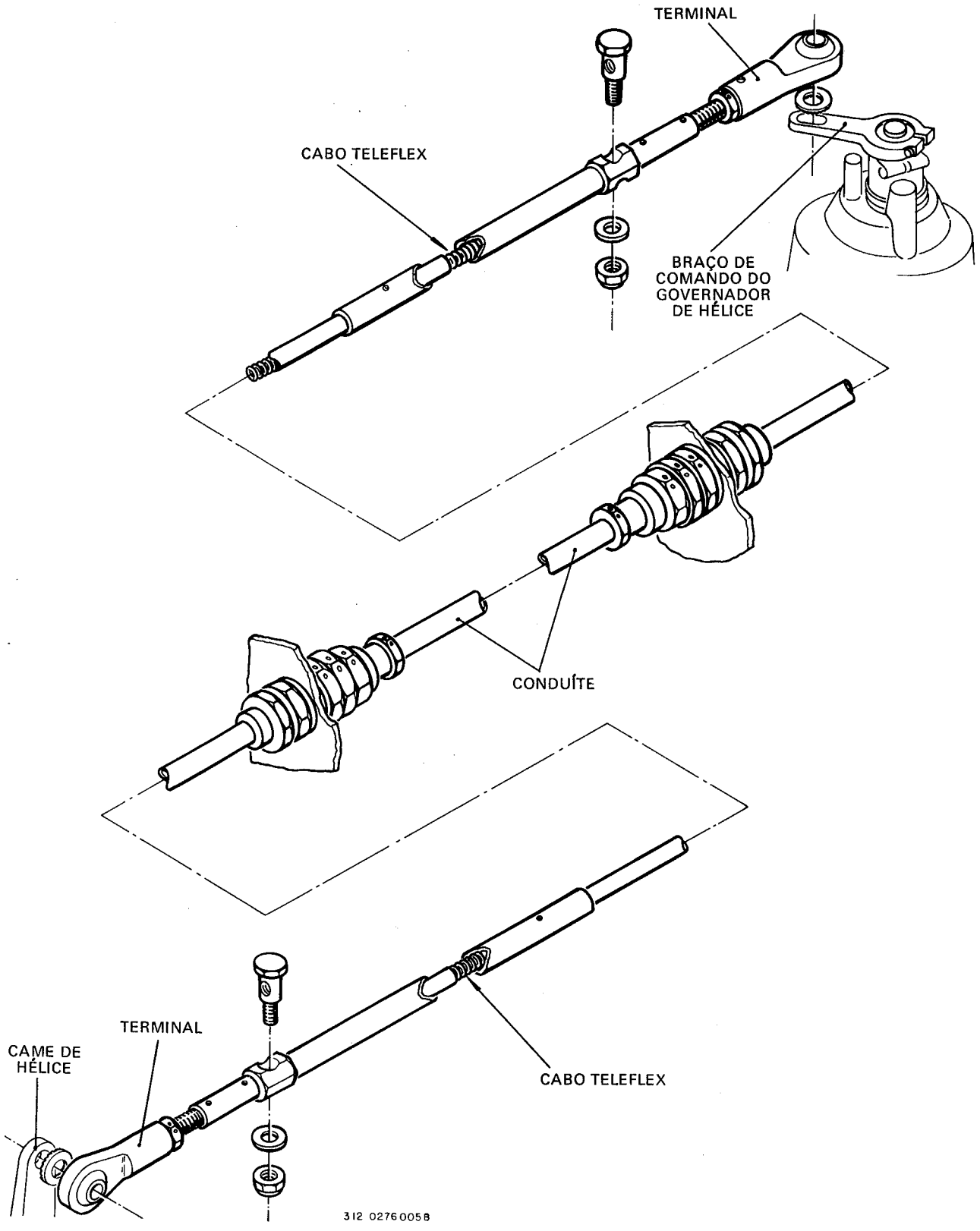


Figura 2-76-5. Sistema de Comandos do Governador de Hélice (Controle da Hélice)

rasgo do came do comando de BETA, não transmitindo qualquer movimento ao mesmo. Porém, ao ser selecionado reverso, o pino seguidor desloca-se para a faixa radial do rasgo do comando de BETA, o que provoca a rotação do came de comando de BETA sobre o seu eixo. Este movimento é transmitido, através de um cabo Teleflex, à alavanca de atuação da válvula BETA.
Uma haste de interligação transmite, ainda, o movimento do terminal do cabo Teleflex ao braço de reposicionamento da seção governadora da turbina de potência (N_f) (figura 2-76-9), incorporada ao governador da hélice (veja o Capítulo 61 desta Seção). No seu movimento, quando comandado o reverso, o pino seguidor atinge o parafuso do came de aceleração em reverso que, por sua vez, desloca o came de comando do FCU, o que obriga o braço de comando do FCU a mover-se para uma posição que determina a aceleração do motor.

2-76-9. CAME DE HÉLICE (figuras 2-76-2, 2-76-6 e 2-76-7)

Localizado à frente da caixa de manete do assento dianteiro, permite transformar os movimentos contínuos da manete em movimentos seletivos transmitidos ao braço de comando do governador da hélice, de acordo com a relação de N_g e N_h, aplicável às várias condições de operação do motor.

2-76-10. BATENTES AJUSTÁVEIS DE FIM DE CURSO (figura 2-76-6)

As manetes são providas de batentes ajustáveis de fim de curso, tanto na posição correspondente à potência máxima, como nas de corte/bandeira e reverso.
Estes batentes são formados pelas cabeças dos parafusos localizados em blocos-suportes fixados à própria caixa de manetes. Os parafusos podem ser girados num ou noutro sentido, aumentando ou diminuindo o curso total da manete. Este tipo de batente não necessita de frenagem.
Os batentes estão dispostos da seguinte maneira: na caixa de manetes traseira estão instalados os de corte/bandeira e de reverso na caixa de manetes dianteira encontra-se instalado o de potência máxima.

2-76-11. CABOS TELEFLEX (figuras 2-76-5 e 2-76-9)

São utilizados para a transmissão do movimento dos guinhóis e do conjunto de cames ao governador de hélice e à alavanca de atuação da válvula BETA, respectivamente.
Os cabos Teleflex são essencialmente constituídos por um núcleo flexível, provido de terminais ajustáveis, que se desloca longitudinalmente dentro de um invólucro tubular designado por conduíte. Este é revestido internamente de teflon, a fim de reduzir o atrito do cabo com a sua parede interna.
O cabo propriamente dito é constituído por um núcleo de cabos de pequeno diâmetro, em torno do qual é enrolado, em espirais fechadas, um arame de aço. Em torno do conjunto é enrolado, em espirais abertas e de passo precisamente igual, um arame de aço de maior diâmetro, cujo objetivo é de não só minimizar o atrito do cabo com a parede interna do conduíte, como também o de formar uma rosca contínua em torno do cabo para possibilitar a aplicação de terminais.
Unidades telescópicas providas de articulação esférica são utilizadas sempre que houver a necessidade de transmissão de movimento entre duas seções de comando que possam apresentar um desalinhamento entre si. As unidades telescópicas estão localizadas próximas às duas extremidades do cabo Teleflex. Estes terminais são constituídos por duas peças roscadas uma na outra, a fim de possibilitar a ajustagem de comandos que necessitem de pequenas alterações no comprimento total do cabo.
Outra possibilidade de ajustagem é dada pelo método de fixação do terminal ao cabo. A extremidade do cabo é fixada ao terminal por meio de parafuso e porca. A parte não roscada do corpo do parafuso é atravessada por um orifício usinado, de forma que sua parede apresente ranhuras onde se acomodam as espirais do arame de aço que envolve o conjunto do cabo Teleflex. Deste modo, com a porca do parafuso afrouxada, o comprimento relativo do cabo pode ser ajustado, girando-se o terminal num ou noutro sentido, após o que o reaperto da porca e do parafuso de fixação torna o conjunto solidário.
Tanto o terminal fixo da extremidade do cabo como a ponta roscada são providos de furos de inspeção de segurança, a fim de permitir a verificação quanto ao número de fios de rosca necessários para sua fixação dentro dos limites de segurança.

2-76-12. MICROCONTACTORES (figura 2-76-6)

O conjunto das manetes (posto dianteiro/traseiro) de controles do motor aciona cinco microcontactores. Nas aeronaves que possuem caixas de manetes equipadas com trava de corte, dois microcontactores encontram-se ins-

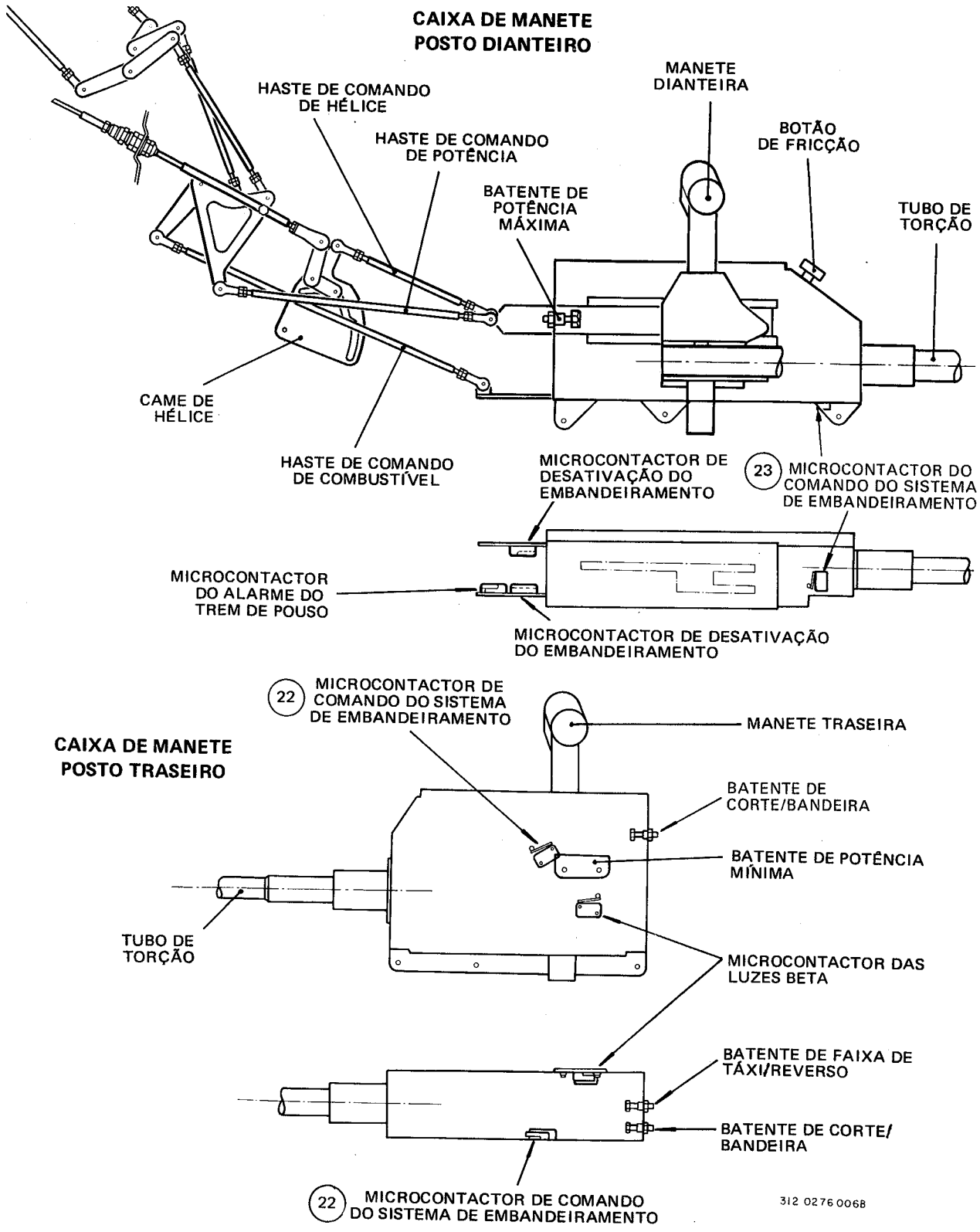


Figura 2-76-6. Localização Esquemática dos Componentes do Sistema de Controles do Motor, nas Caixas de Manetes

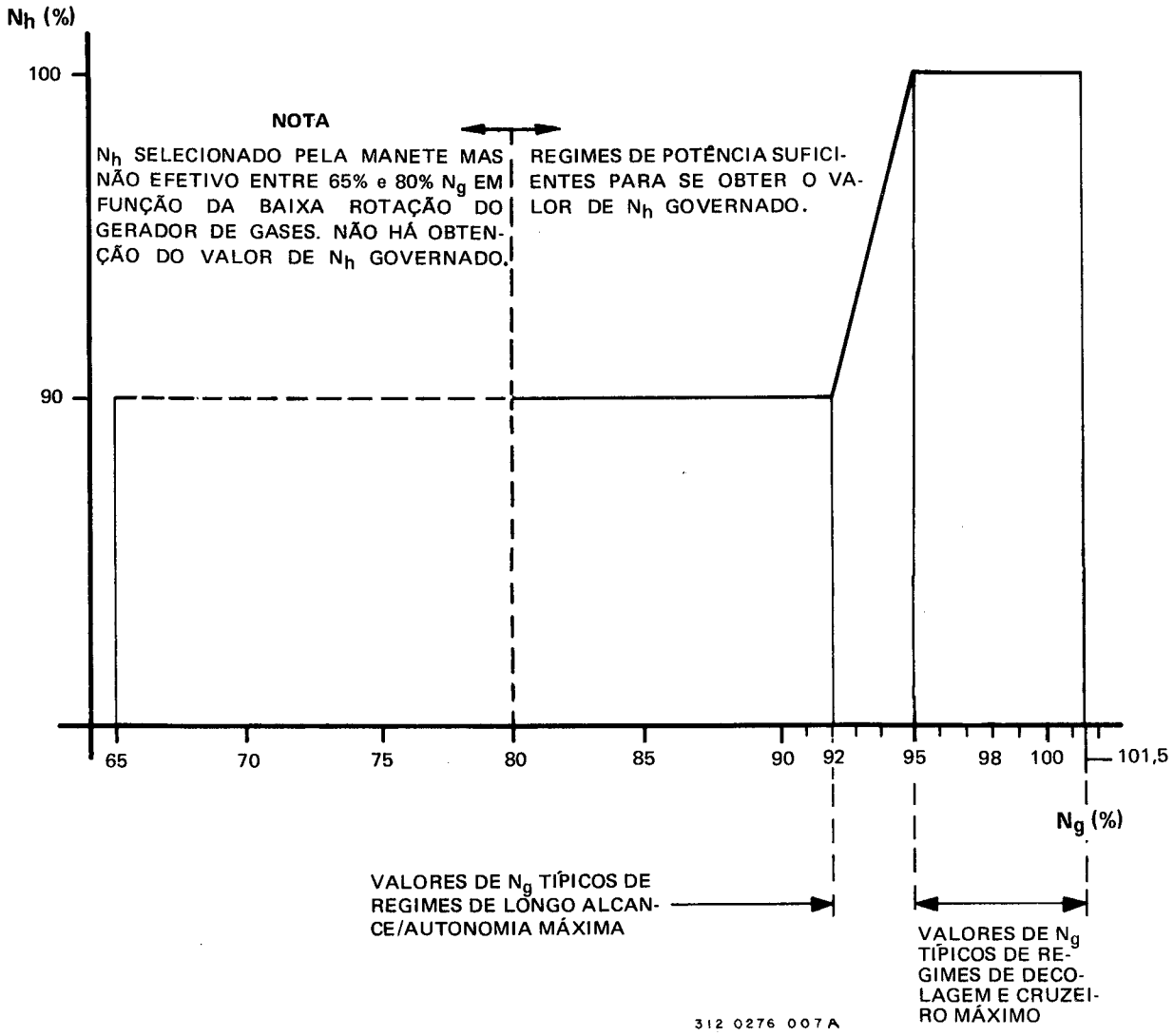
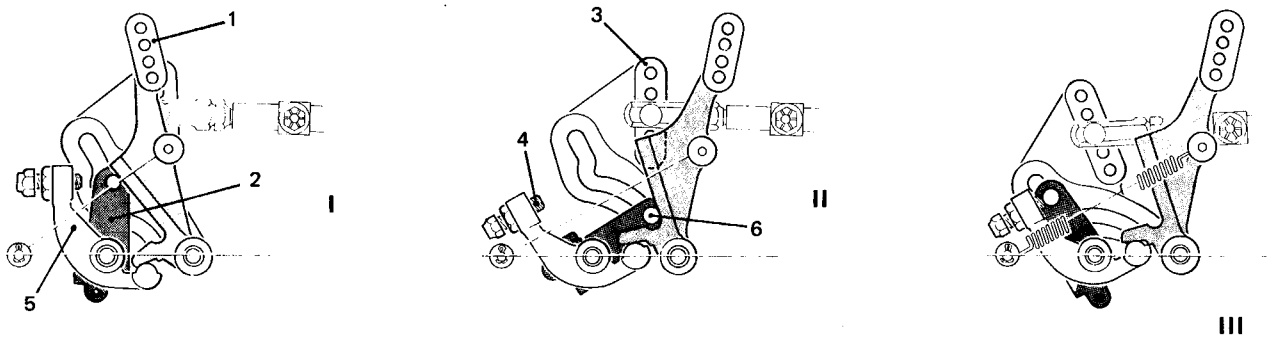
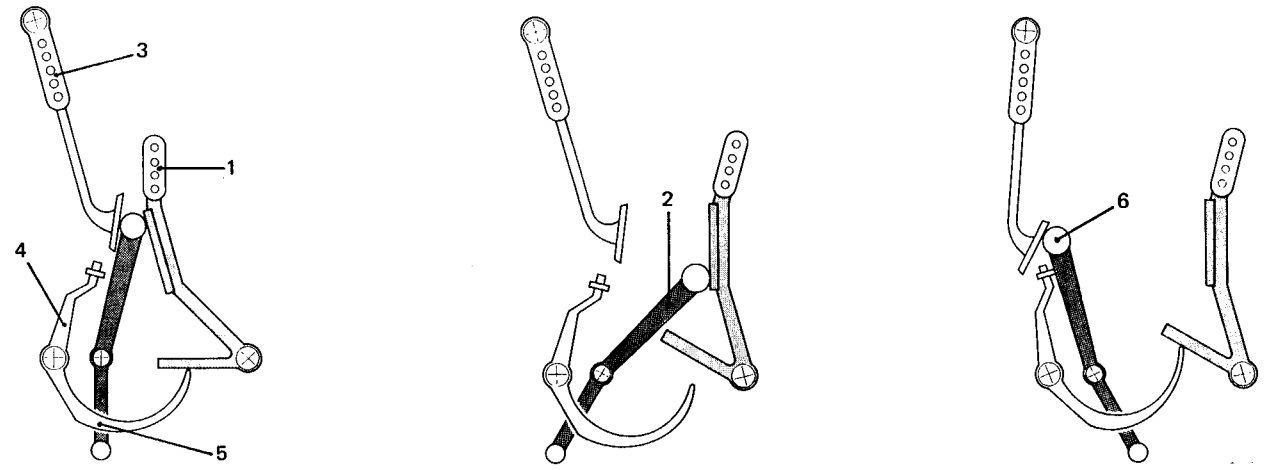


Figura 2-76-7. Relação entre Rotação de Hélice (N_h) e Rotação do Gerador de Gases (N_g)



DETALHE "A"

DETALHE "A" – CONJUNTO DE CAMES
DETALHE "B" – CONJUNTO DE CAMES (ESQUEMÁTICOS)
I POSIÇÃO NEUTRA (MARCHA LENTA) (TÍPICA)
II POSIÇÃO POTÊNCIA (TÍPICA)
III POSIÇÃO REVERSO (TÍPICA)



DETALHE "B"

1 – CAME DE COMANDO DO FCU
2 – ALAVANCA DE COMANDO DO CONJUNTO DE CAMES
3 – CAME DE COMANDO DE BETA
4 – PARAFUSO DO CAME DE ACELERAÇÃO EM REVERSO
5 – CAME DE ACELERAÇÃO EM REVERSO
6 – PINO SEGUIDOR

Figura 2-76-8. Conjunto de Cames

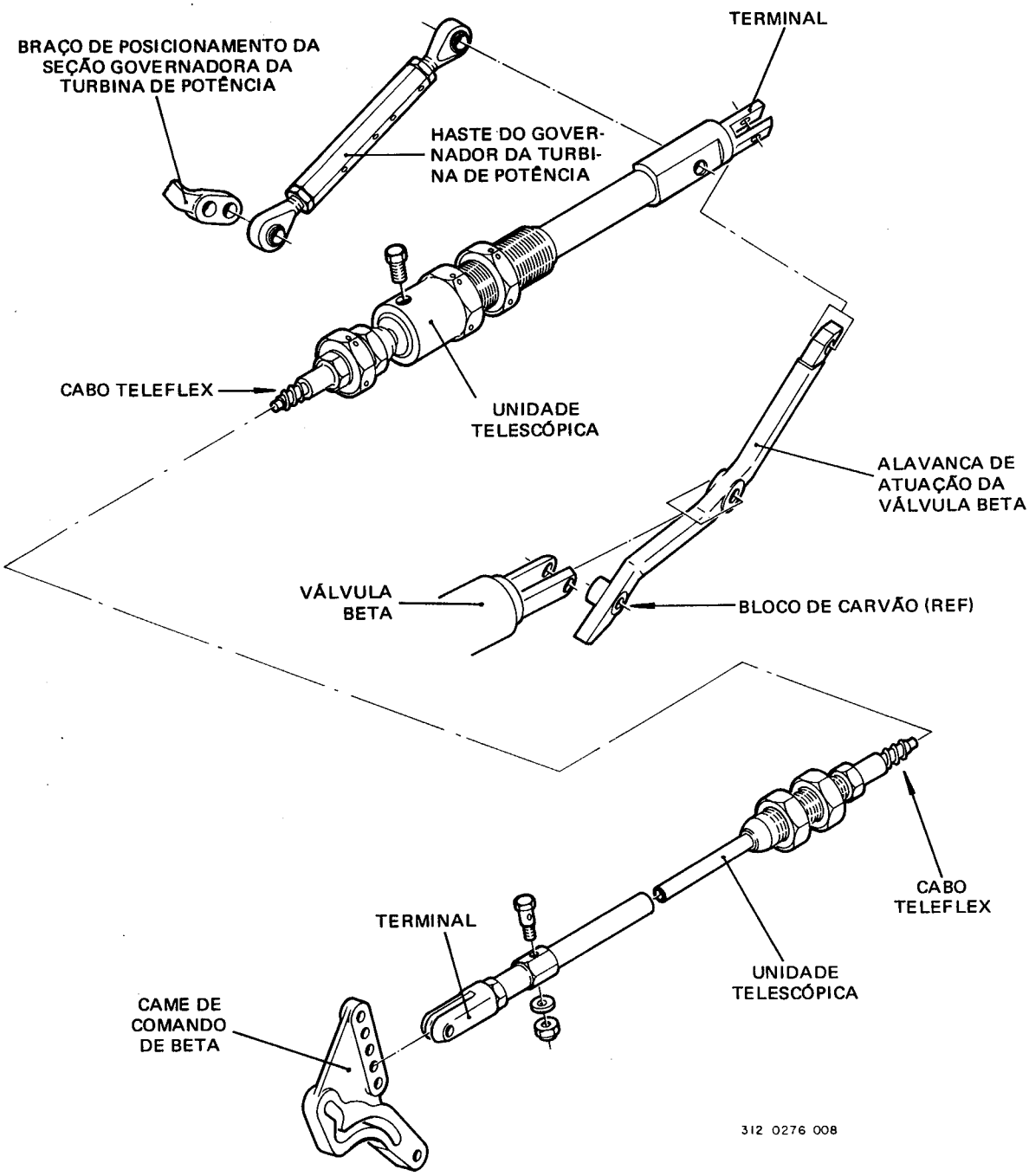


Figura 2-76-9. Sistema de Comando da Válvula Beta

talados dentro da caixa de manetes do posto de pilotagem traseiro e os três restantes, no lado externo e à frente da caixa de manetes do posto de pilotagem dianteiro.
Nas aeronaves com caixas de manetes sem trava de corte, apenas um microcontactor encontra-se instalado no interior da caixa de manetes do posto traseiro e os quatro restantes externamente à frente e sob a caixa de manetes do posto dianteiro.

2-76-13. POSTO DE PILOTAGEM TRASEIRO

(22) Microcontactor de embandeiramento (1)

Acionado pela trava de corte, fecha o circuito elétrico, quando as manetes de controle do motor estiverem posicionadas em potência mínima, energizando a válvula solenóide do sistema e provendo o embandeiramento da hélice (veja o Capítulo 61 desta Seção).

Microcontactor das luzes BETA (2)

Acionado pelas manetes (posto dianteiro/traseiro), quando na faixa de táxi, interrompe o fornecimento de energia às luzes BETA, desativando o sistema de alarme da faixa de BETA (veja o Capítulo 61 desta Seção).

2-76-14. POSTO DE PILOTAGEM DIANTEIRO

(23) Microcontactor de embandeiramento (1)

Acionado pelo mecanismo de travamento do atuador da haste de comando de combustível, fecha o circuito elétrico, quando qualquer das manetes de controle do motor for deslocada da posição de potência mínima para o início da faixa de corte, energizando a válvula solenóide do sistema e provendo o embandeiramento da hélice (Veja o Capítulo 61 desta Seção).

Microcontactores de desativação do embandeiramento por meios elétricos (3, 4)

Acionados pelos atuadores de potência e de hélice, quando as manetes de controle do motor estiverem posicionadas fora da condição correspondente à POT MÍN, estes dois microcontactores atuam como um dispositivo de segurança, no caso de ocorrer uma pane do microcontactor que é atuado pelas travas de corte e mantém o circuito de energização do solenóide de embandeiramento, por meios elétricos, inativo, quando acionado (veja o Capítulo 61 desta Seção).

Microcontactor do alarme do trem de pouso (5)

Acionado pelo atuador de potência quando as manetes estiverem em qualquer posição, corresponde a um valor inferior a 75% de rotação do gerador de gases (N_g). Nesta condição, o microcontactor energizará o sistema do alarme do trem de pouso, caso este não esteja na posição de "travado embaixo" (veja o Capítulo 32 desta Seção).

2-76-15. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de controles do motor.

P/N	DESCRIÇÃO	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação de Componentes do Sistema
(23) DPP-10kg	Dinamômetro	Equivalente	Verificação/Regulagem do Batente de Fricção

Tabela 2-76-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Contrapino	-	MS-9245-23(PW)
Arame de freno		-
Contrapino	-	MS-24665-132
Contrapino	-	MS-24665-285
Contrapino	-	MS-24665-134
Graxa	-	DC-33
Graxa	MIL-G-23827	-
Tinta Nitroacrílica	MIL-L-19538	06-004-1-135
Contrapino	-	ECODE 9113034

Tabela 2-76-2. Material de Consumo

⑩ 2-76-16. CONTROLE MANUAL DE ACIONAMENTO DE COMBUSTÍVEL NO FCU EM EMERGÊNCIA (MOC - MANUAL OVERRIDE CONTROL) (figuras 2-76-10, 2-76-11 e 2-76-12)

A autoridade do FCU pode ser sobrepujada mecanicamente por meio do Controle Manual de Acionamento de Combustível no FCU em Emergência (MOC - Manual Override Control).

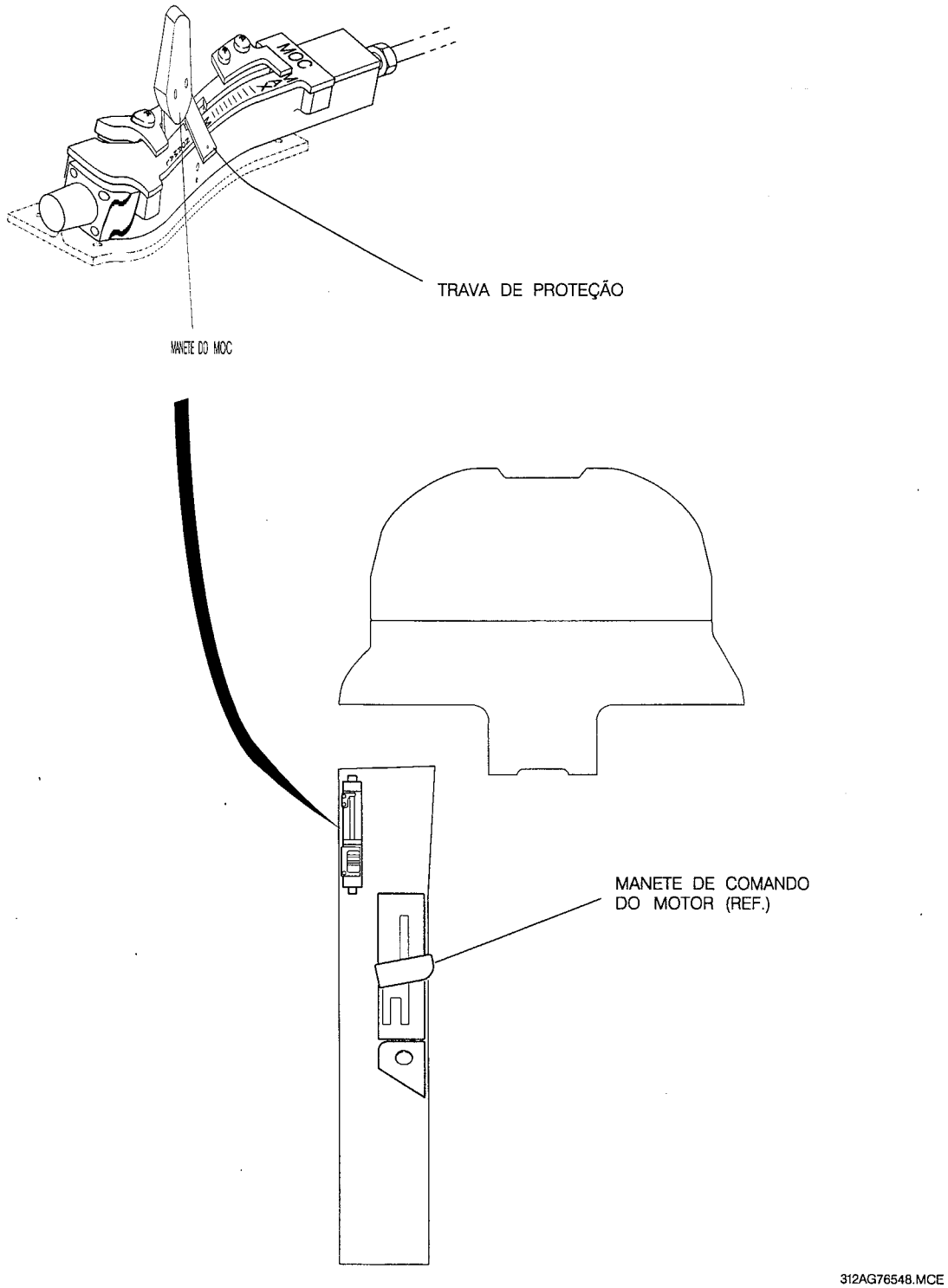
O Sistema consiste em uma caixa de manete de comando, localizada no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro (veja a figura 2-76-10), ligada mecanicamente à alavanca de comando do FCU por meio de cabos teleflex, guinhol, biela e alavanca de comando do MOC no FCU (veja a figura 2-76-11).

A manete de comando do MOC consiste em um punho de plástico montado sobre uma trava deslizante metálica a qual limita seu movimento através de ranhuras situadas sob a tampa guia. Esta manete desloca-se continuamente entre as três posições indicados em sua tampa guia: “NORMAL”, “MIN” e “MAX”. A manete deve estar normalmente na posição “NORMAL” e com sua guarda de proteção abaixada e frenada com arame de freno de fácil rompimento.

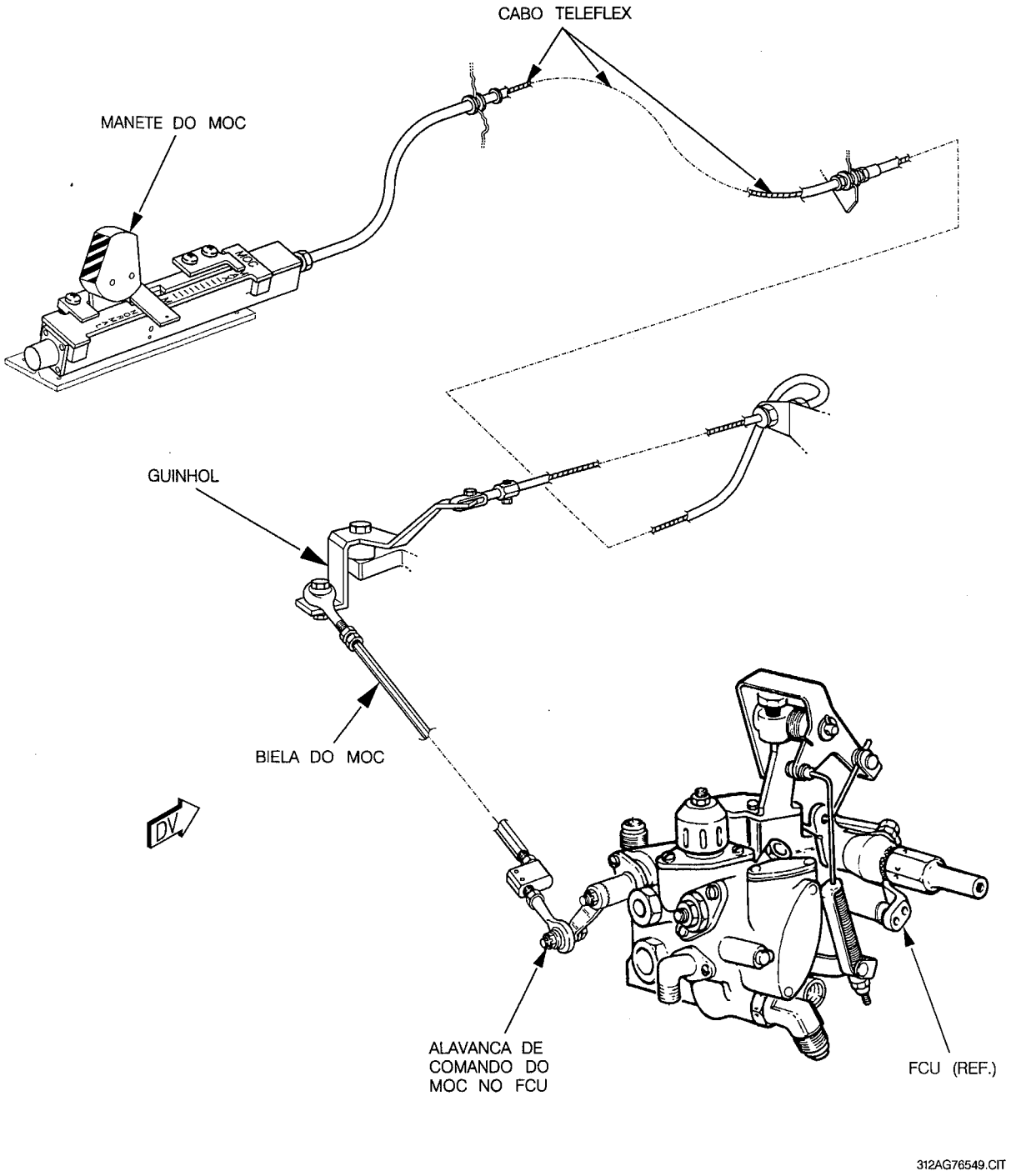
Durante o vôo, em caso de pane na seção pneumática do FCU ou nas tubulações de P_3 ou P_y, o piloto pode sobrepujar a autoridade do FCU comandando o sistema por meio de sua manete de comando. Para atuar o sistema, o piloto levanta a guarda de proteção, rompendo seu freno, e deslocando a manete em direção a posição “MAX”. A manete de comando atua sobre a alavanca de comando do MOV no FCU sobrepujando todos os outros comandos. A aceleração do motor será efetuada progressivamente e de acordo com a quantidade do deslocamento da manete do MOC. O movimento é transmitido à alavanca de comando do MOC no FCU por meio de um cabo teleflex e de uma biela. Para as atividades normais de manutenção, que exijam o motor em funcionamento, a manete do MOC deverá estar sempre na posição “NORMAL” e com sua guarda de proteção abaixada e frenada.

ADVERTÊNCIA

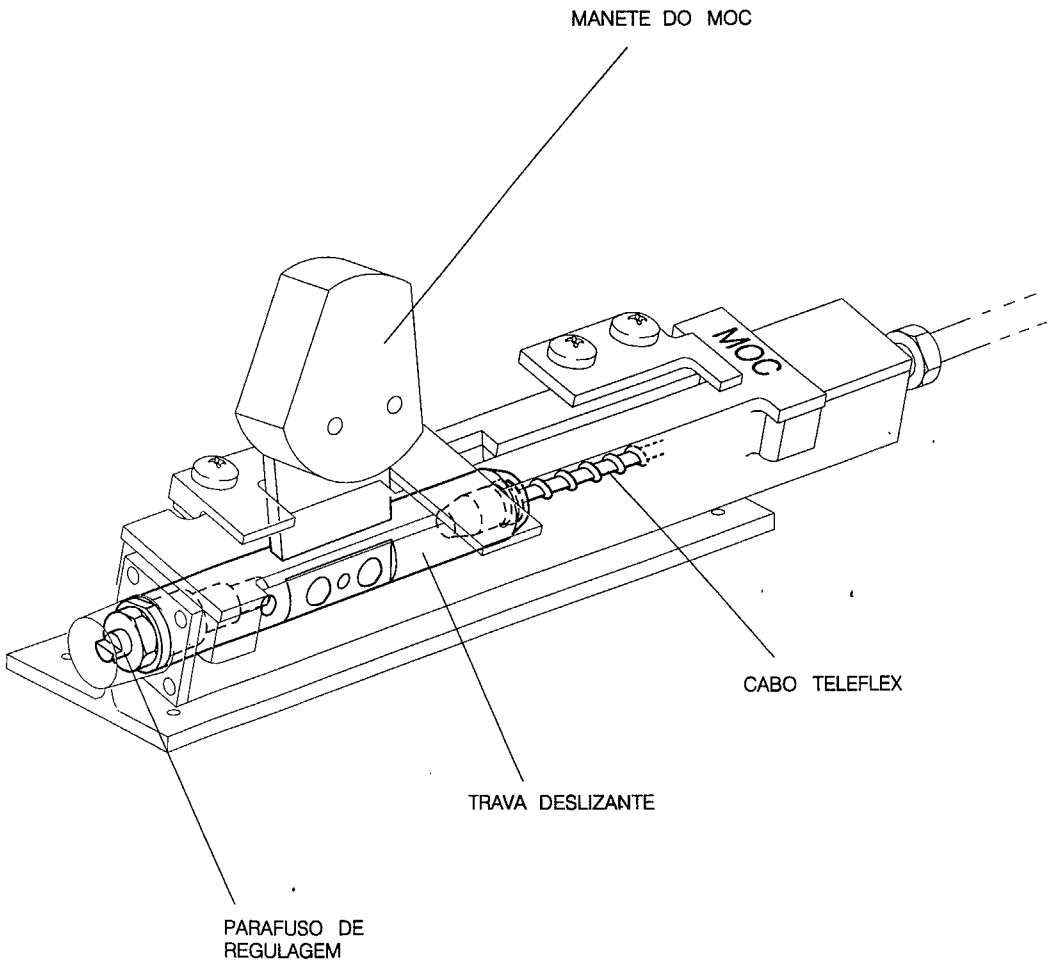
- **O uso do MOC é limitado à emergências em vôo, no caso de falha da seção penumática do FCU ou das linhas de P_3 e P_y.**
- **O uso indevido do MOC pode causar graves danos ao motor.**



(40) *Figura 2-76-10. Manete do MOC*



(40) *Figura 2-76-11. Sistema de Comando do MOC*



(40) *Figura 2-76-12. Mecanismo Interno da Caixa de Manete do MOC*

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO DO MOTOR (77 - 00 - 00)

2-77-1. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de indicação do motor provê informações visuais dos parâmetros do GTP, indicando, de modo contínuo e instantâneo, sua situação e possibilitando o monitoramento das condições de funcionamento do mesmo, a partir de ambos os postos (dianteiro e traseiro) da cabine de pilotagem.
Neste capítulo encontram-se descritos os seguintes subsistemas do sistema de indicação:

1. Indicação de torque (em lb.ft) do motor, correspondendo à potência produzida pelo motor.

2. Indicação de rotação, em percentual de RPM, do conjunto compressor/turbina da seção do gerador de gases (N_g) do motor.

3. Indicação de rotação, em percentual de RPM, da turbina da seção de potência (N_f) do motor e, em conseqüência, do eixo de acionamento da hélice (N_h).

4. Indicação de temperatura interturbinas (T_5), que provê a indicação, em °C, da temperatura dos gases resultantes da combustão, medida na região situada entre as duas turbinas do motor.

2-77-2. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE INDICAÇÃO DO MOTOR

Cada subsistema de indicação é constituído, basicamente, de um sensor/transmissor ou conjunto sensor/transmissor, de linhas de transmissão (cablagens) e de dois indicadores, operando em paralelo. A grandeza a ser medida é convertida em sinais elétricos pelos sensores/transmissores, sinais estes enviados aos respectivos indicadores, onde provocam a deflexão de ponteiros sobre escalas convenientemente graduadas, possibilitando a leitura do parâmetro em questão.

Nota

O sistema de indicação do motor é complementado por outros subsistemas de indicação, aviso e alarme, cada qual descrito juntamente com o sistema ao qual pertence. Estes subsistemas encontram-se relacionados a seguir:

1. Indicação de fluxo de combustível/detotalizador (Capítulo 73 desta seção).

2. Indicação de pressão e temperatura de óleo do motor (Capítulo 79 desta seção).

3. Alarmes (luminosos) de baixa pressão e detecção de limalhas do sistema de lubrificação (Capítulo 79 desta seção).

4. Indicação (luminosa) do sistema de ignição (Capítulo 74 desta seção).

5. Indicação (luminosa) do sistema de separação inercial (Capítulo 71 desta seção).

Os indicadores e luzes de aviso e de alarme do sistema de indicação do motor estão apresentados na figura 2-77-1.

2-77-3. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção dos sistemas de indicação do torque, rotação (N_g e N_h) e T_5, relacionados sob a forma de tabelas.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação do tacogerador Instalação dos parafusos do bloco de terminais do motor
TE-50A	Torquímetro	Equivalente	Instalação do transmissor de torque
312-03648-001-W26H	Chave Especial (duas)	–	Instalação do transmissor de torque
–	Multímetro digital com resolução de 0,01 OHM	–	Teste e calibração do sistema de indicação de T_5
–	Multímetro digital com resolução de 0,01 OHM	Equipamento "Barfield" P/N 2312G-8 (PW)	Teste da seção sensora do motor e do termopar de compensação do sistema de indicação de T_5
–	Ferro de soldar (30 W)	–	Calibração do sistema de indicação de T_5

Tabela 2-77-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Arame de Freno	MS20995-C20/-C32	–
Anel de Vedação	–	MS28778-4
Anel de Vedação	–	MS28778-12
Junta de Vedação	–	MS9134-01
Luva Isoladora (Espaguete)	–	–
Fio de Solda "Trifluxo"	S_n60/P_b40	–

Tabela 2-77-2. Material de Consumo

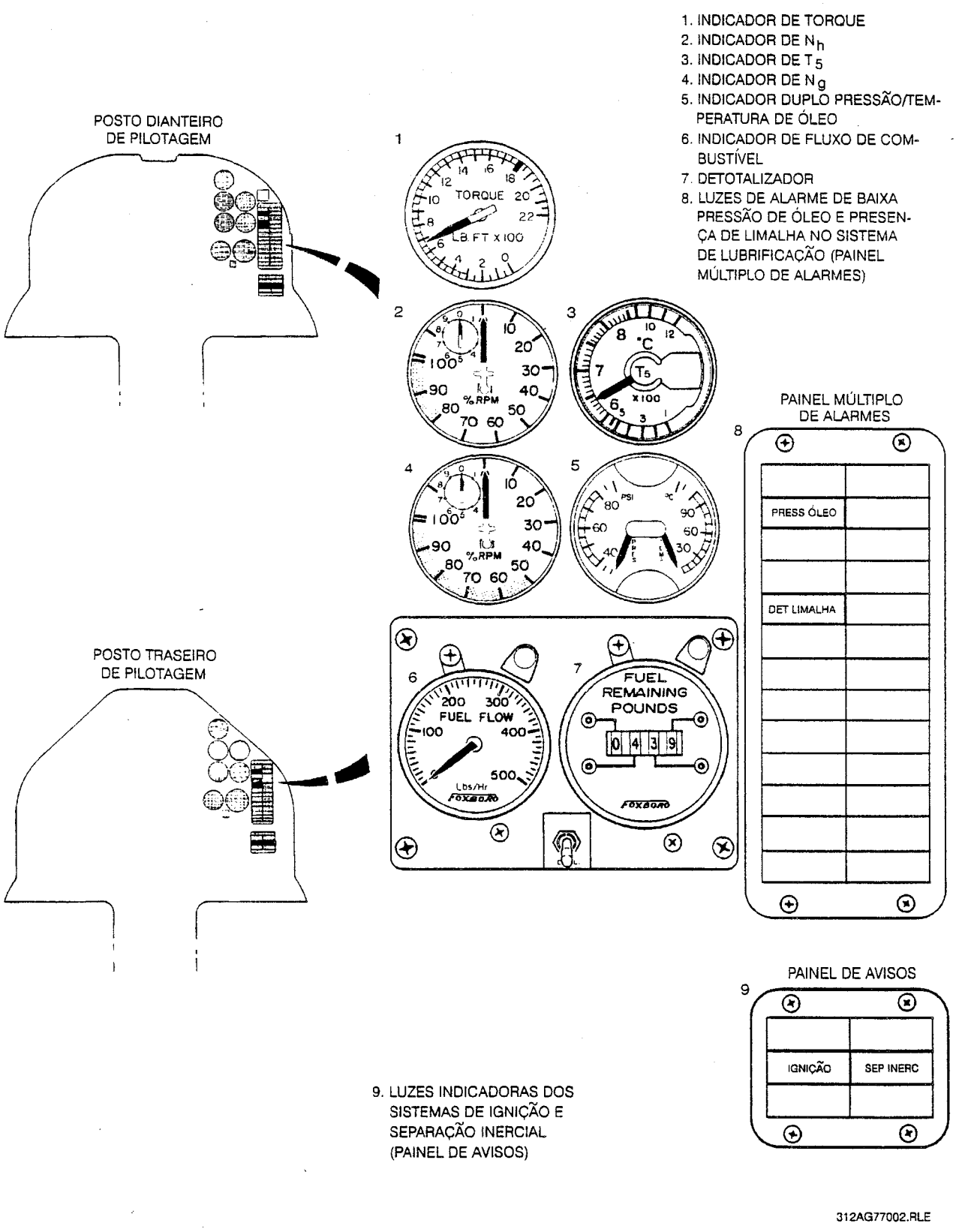


Figura 2-77-1. Indicadores do Sistema de Indicação do Motor

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO DE TORQUE (77 - 11 - 00)

2-77-4. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-77-2)

O sistema de indicação de torque do motor é constituído de um torquímetro hidromecânico, integral à caixa de redução do motor, que fornece a um transmissor, sob a forma de pressão de óleo, a indicação precisa do torque produzido pela turbina de potência. O transmissor de torque converte o valor de pressão em sinais elétricos, que, por sua vez, são transmitidos a indicadores situados em ambos os postos de pilotagem. Os indicadores são convenientemente graduados, de modo a apresentar a informação recebida diretamente em unidades de torque (lb.ft).

2-77-5. TORQUÍMETRO (figura 2-77-3)

O mecanismo do torquímetro consiste de um cilindro e de um pistão, que delimitam um espaço, denominado câmara do torquímetro, de uma válvula de êmbolo e respectiva mola. Este conjunto encontra-se integralmente incorporado na caixa de redução do motor, sendo acionado pela engrenagem anular do primeiro estágio de redução. A engrenagem anular é provida, em sua superfície exterior, de dentes de traçado helicoidal, engrenados em dentado semelhante usinado na parte interna da caixa de redução. Desse modo, qualquer tendência da engrenagem anular em girar resulta em um deslocamento axial da mesma.

Este movimento axial é transmitido ao pistão, que se encontra encostado à face de engrenagem, que, por sua vez, atua a válvula do conjunto contra a ação da sua mola.

O deslocamento do êmbolo da válvula provoca a abertura de um orifício calibrado, que permite a entrada de um fluxo de óleo pressurizado para dentro da câmara do torquímetro. O movimento do êmbolo da válvula é interrompido quando a pressão de óleo da câmara do torquímetro equilibra o torque que está sendo absorvido pela engrenagem anular. Qualquer alteração na potência do motor provocará um desequilíbrio do sistema e fará com que o ciclo seja novamente iniciado, até que o equilíbrio seja novamente restabelecido.

O bloqueio hidráulico do sistema é evitado por meio da sangria de uma pequena quantidade de óleo da câmara do torquímetro para o interior da caixa de redução, através de um orifício existente na parte superior do cilindro.

Como a pressão externa e a pressão existente no interior da caixa de redução podem diferir e afetar a pressão total exercida sobre o pistão do torquímetro, a pressão interna é também medida. A diferença entre a pressão do torquímetro e a pressão interna da caixa de redução indica exatamente o valor do torque produzido. Estas duas pressões são dirigidas, através de passagens internas, para duas tomadas localizadas na carcaça dianteira da caixa de redução, de onde são feitas as ligações para o transmissor de torque.

2-77-6. TRANSMISSOR DE TORQUE (figura 2-77-4)

(49) O transmissor de torque encontra-se instalado juntamente com um adaptador, na carcaça dianteira da caixa de redução do motor, na posição aproximada de 1 hora.

O transmissor é uma unidade sensora selada, do tipo relutância variável, provida de uma tomada para a linha de pressão proveniente da câmara do torquímetro e de um receptáculo para o conector da cablagem elétrica que o supre com 26 V AC 400 Hz e o liga aos indicadores. A pressão interna da caixa de redução é recebida através do adaptador ao qual se acha acoplado.

O transmissor incorpora um diafragma, que move uma armadura magnética através de dois enrolamentos estacionários, sempre que as pressões aplicadas ao transmissor variam.

A diferença entre estas pressões, proporcional ao torque do motor, atua sobre o diafragma, alterando o valor da relutância relativa dos enrolamentos do transmissor e produzindo um sinal de tensão correspondente àquele diferencial, que é transmitido ao indicador.

(50) O transmissor de torque encontra-se instalado juntamente com um adaptador na carcaça dianteira da caixa de redução do motor, na posição aproximada de 1 hora.

O transmissor é uma unidade sensora selada do tipo "piezo-resistiva" e provido de uma tomada para a linha de pressão proveniente da camara do torquímetro e de um receptáculo para o cabo elétrico que o supre com 28VDC e

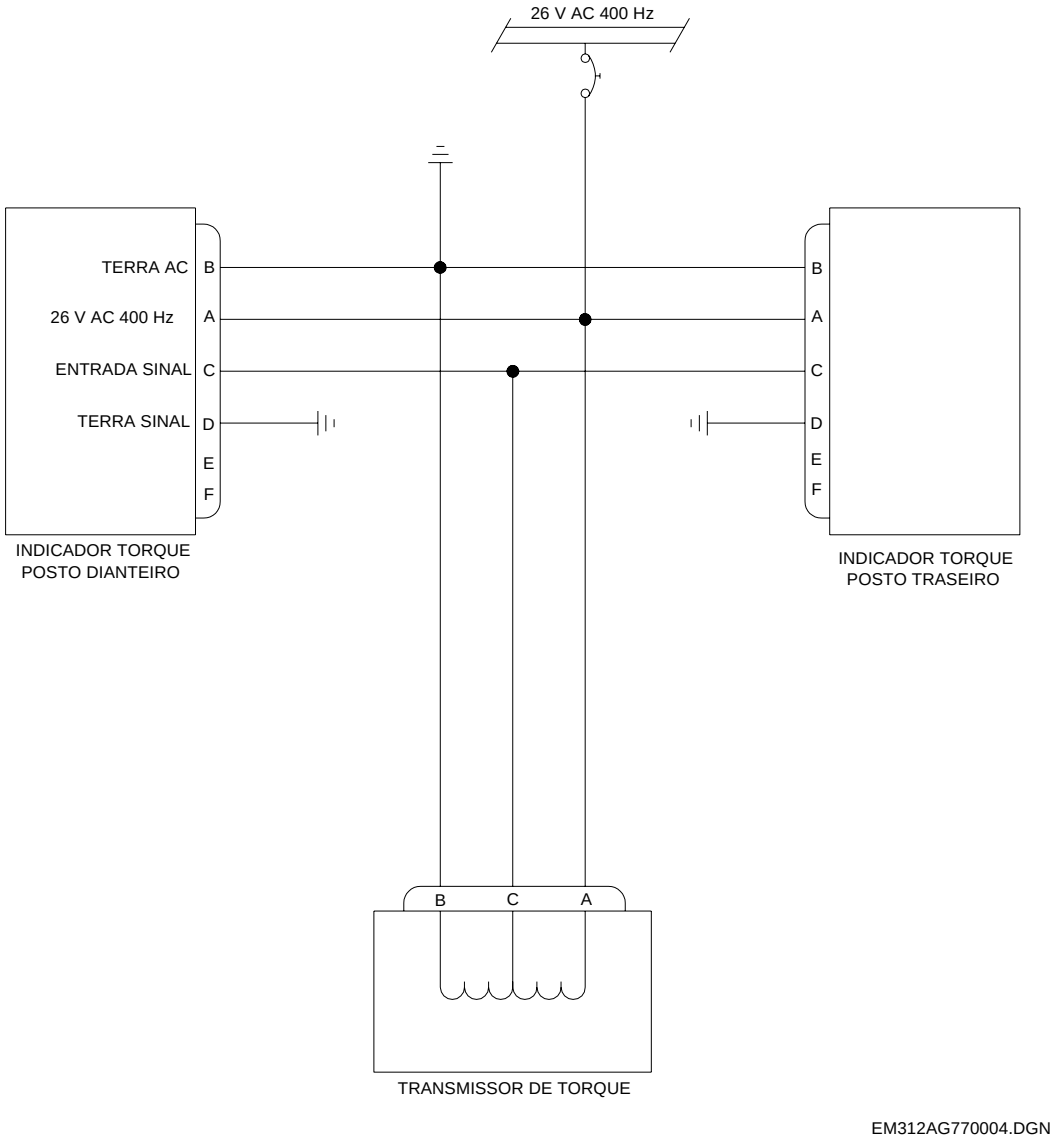
o liga aos indicadores, dentro do qual estão dispostas, em ponte de Wheatstone, quatro resistores do tipo piezo-resistivo. Assim que é submetido a uma pressão, o diafragma recebe uma deformação elástica provocando um desequilíbrio dentro da ponte de Wheatstone. Este desequilíbrio fornece por sua vez um sinal de saída elétrica proporcional à pressão medida, a qual é transmitida aos indicadores.

2-77-7. INDICADORES

(49) Os indicadores de torque encontram-se instalados no painel de instrumentos de ambos os postos de pilotagem.
O indicador é uma unidade selada, provida de dois enrolamentos fixos com tensão constante (26 V AC/400 Hz), que formam, juntamente com os enrolamentos do transmissor, uma ponte AC, e de um enrolamento móvel, usado como galvanômetro, que recebe o sinal (tensão) proveniente do transmissor e desloca o ponteiro do indicador proporcionalmente ao sinal recebido.
O mostrador do instrumento apresenta uma escala periférica, graduada em lb.ft, com as seguintes características:

1. Extensão da escala: 0 a 2200 lb.ft.
2. Menor divisão da escala: 50 lb.ft.
3. Marcas de utilização:

a. Arco Verde, de 300 a 1795 lb.ft, indicando a faixa normal de operação.
b. Radial Vermelha, a 1795 lb.ft, indicando o valor de torque máximo permitido.



(49) *Figura 2-77-2. Sistema de Indicação do Torque do Motor (Esquemático)*

(50) Os indicadores de torque encontram-se instalados no painel de instrumentos de ambos os postos de pilotagem.

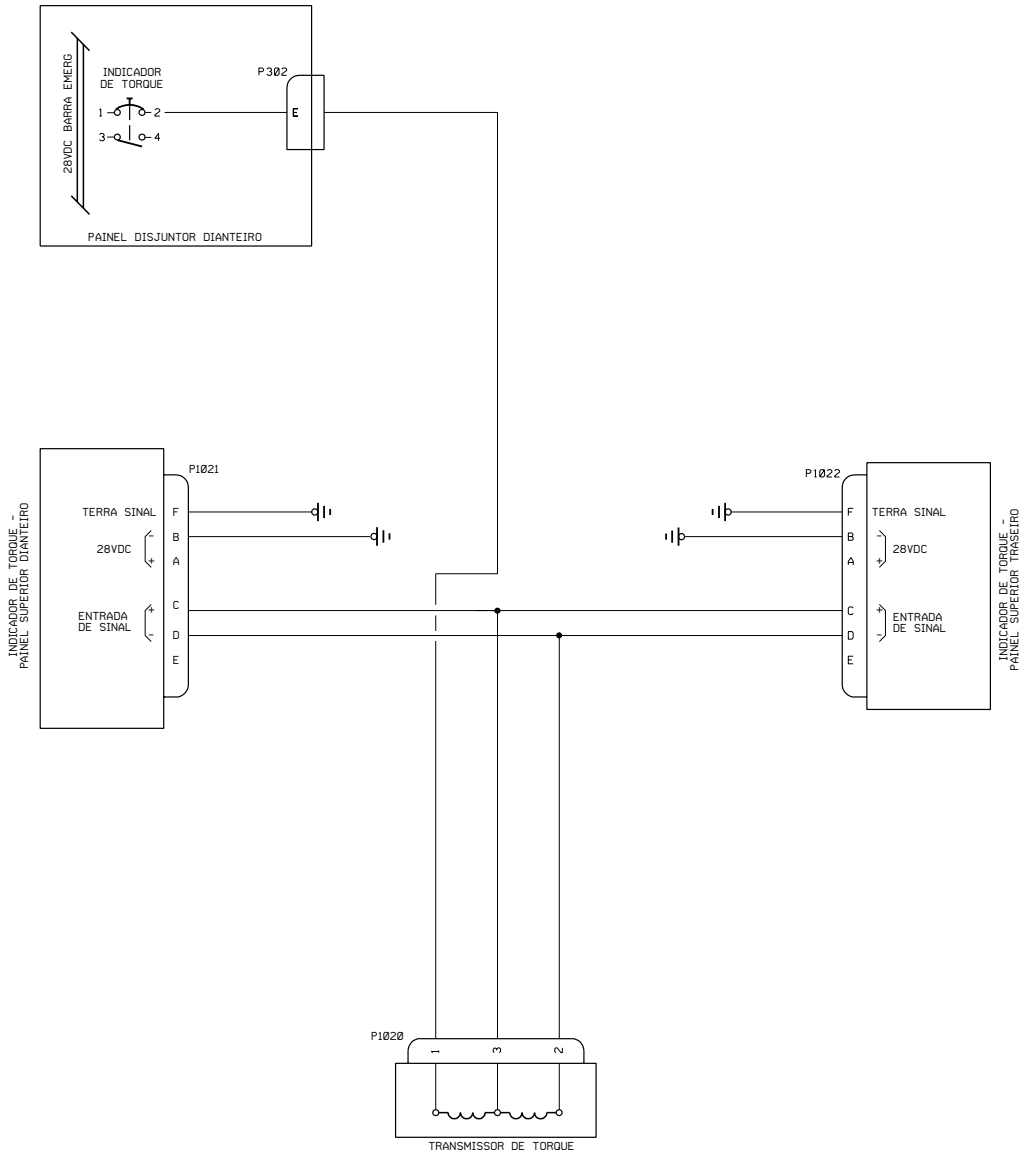
Possuem um mecanismo tipo galvanômetro, que recebe o sinal (tensão) proveniente do transmissor e desloca o ponteiro do indicador proporcionalmente ao sinal recebido.

O mostrador do instrumento apresenta uma escala periférica, graduada em lb.ft, com as seguintes características:

1. Extensão da escala: 0 a 2200 lb.ft.
2. Menor divisão da escala: 50 lb.ft.
3. Marcas de utilização:

a. Arco Verde, de 300 a 1795 lb.ft, indicando a faixa normal de operação.

b. Radial Vermelha, a 1795 lb.ft, indicando o valor de torque máximo permitido.

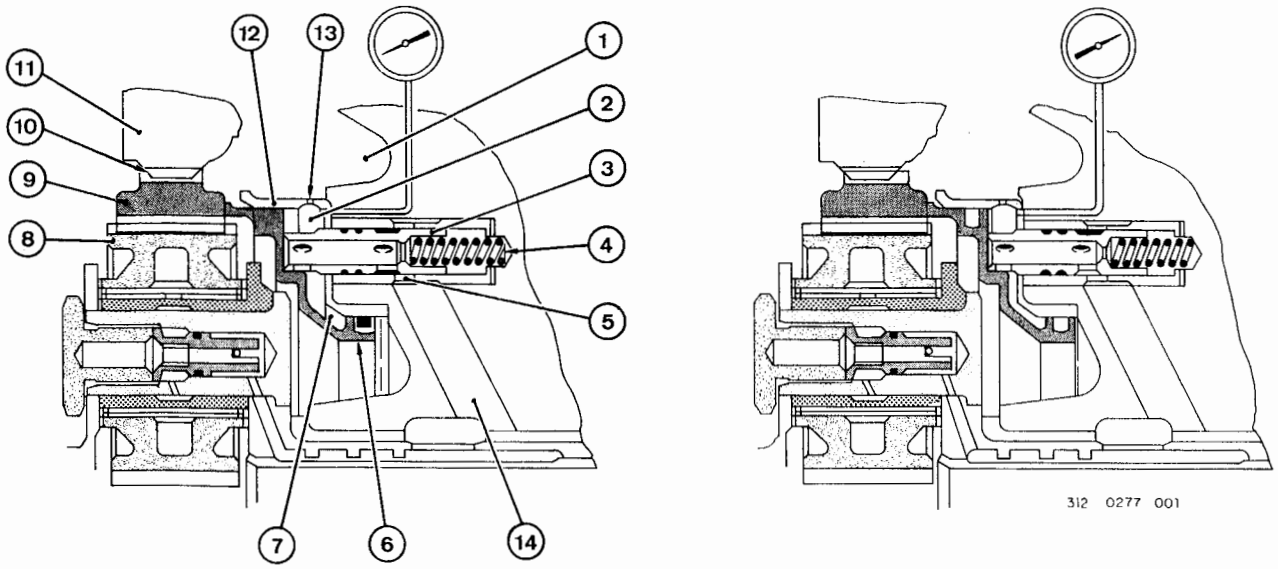


EM312AG770001A.DGN

(50) *Figura 2-77-2A. Sistema de Indicação do Torque do Motor (Esquemático)*

POTÊNCIA CONSTANTE

POTÊNCIA AUMENTADA



1. ÓLEO SOB PRESSÃO NA CAIXA DE REDUÇÃO
2. ÓLEO SOB PRESSÃO NA CÂMARA DO TORQUÍMETRO
3. PISTÃO DA VÁLVULA
4. MOLA
5. ORIFÍCIO DOSADOR
6. PISTÃO DO TORQUÍMETRO
7. CÂMARA DO TORQUÍMETRO
8. ENGRENAGEM PLANETÁRIA DO 1º ESTÁGIO DE REDUÇÃO
9. ENGRENAGEM ANULAR DO 1º ESTÁGIO DE REDUÇÃO
10. DENTES HELICOIDAIS
11. CARCAÇA DA CAIXA DE REDUÇÃO
12. CILINDRO DO TORQUÍMETRO
13. ORIFÍCIO DE SANGRIA
14. ÓLEO SOB PRESSÃO DO SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO DO MOTOR

Figura 2-77-3. Torquímetro (Esquemático)

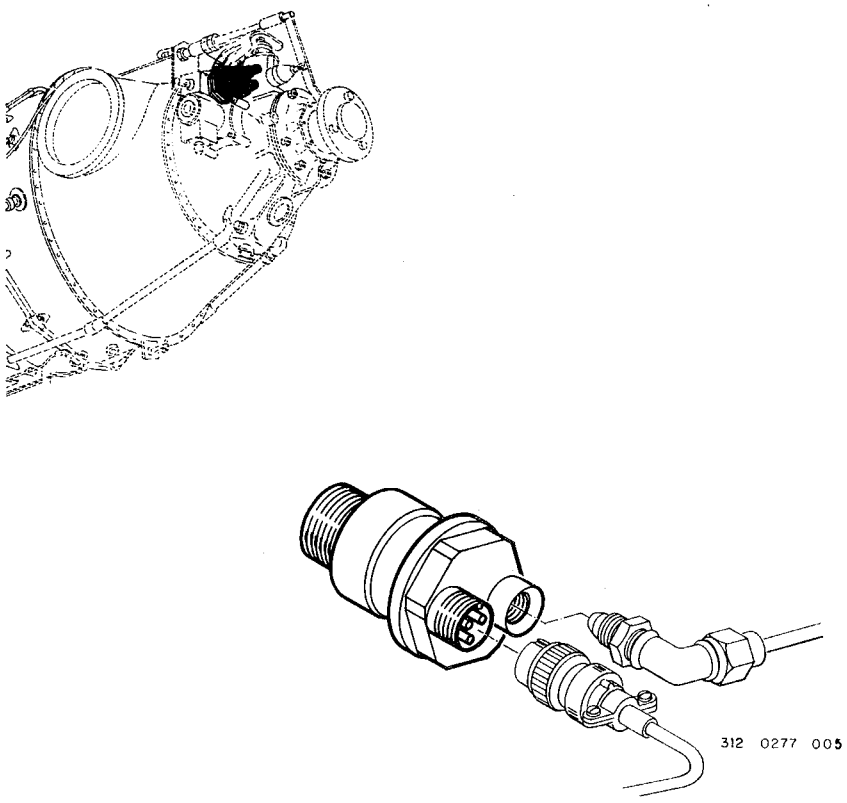


Figura 2-77-4. Transmissor de Torque

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO DE ROTAÇÃO DO MOTOR (N_g e N_h) (77 - 12 - 00)

2-77-8. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de indicação de rotação é constituído de dois subsistemas independentes, cada qual provendo a indicação da velocidade de rotação dos conjuntos rotativos do motor, ou seja, compressor/turbina do compressor e turbina de potência/hélice.

O princípio de funcionamento de ambos os subsistemas é semelhante, apenas variando a localização dos respectivos componentes.

A velocidade de rotação dos conjuntos compressor/turbina do compressor e turbina de potência/hélice é fornecida, em ambos os postos de pilotagem, pelos indicadores de N_g e N_h, respectivamente. Os indicadores recebem a informação de RPM por meio do tacogerador de N_g acionado no sentido anti-horário pela caixa de acessórios, e do tacogerador de N_h, acionado no sentido horário pela caixa de redução do motor (veja a figura 2-77-5). Os indicadores são providos de uma escala principal (dezenas) e de uma escala secundária (unidades), graduadas em percentual de RPM, sobre as quais se deslocam ponteiros distintos.

O mostrador do indicador de N_h apresenta as seguintes características:

1. Extensão da escala: 0 a 110%
2. Menor divisão da escala: 1%
3. Marcas de utilização:

a. Arco Verde, de 81 a 100%, indicando a faixa normal de operação.

b. Radial Vermelha, a 102%, indicando a máxima rotação permissível para a hélice.

O mostrador do indicador de N_g apresenta as seguintes características:

1. Extensão da escala: 0 a 110%
2. Menor divisão da escala: 1%
3. Marcas de utilização:

a. Arco Verde, de 50 a 101,5%, indicando a faixa normal de operação.

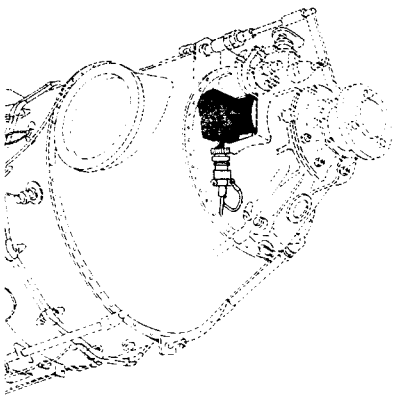
b. Radial Vermelha, a 101,5%, indicando a máxima rotação permissível para o gerador de gases do motor.

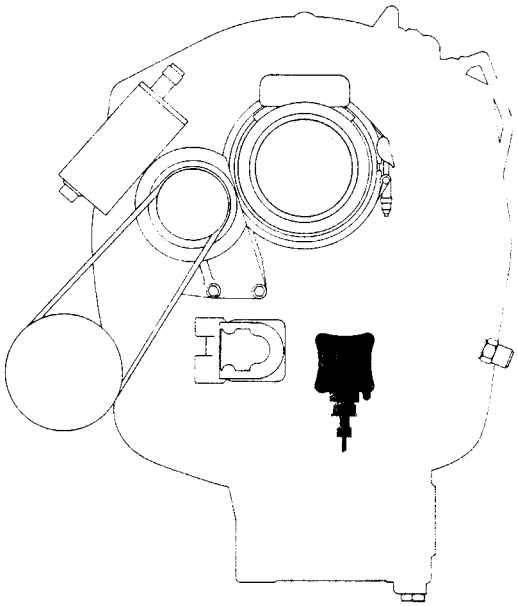
2-77-9. OPERAÇÃO DO SISTEMA (figura 2-77-6)

O tacogerador constitui-se, essencialmente, de um gerador elétrico que produz uma corrente trifásica, cuja freqüência é proporcional à rotação com que é acionado, não necessitando, portanto, de alimentação elétrica externa. Um pequeno motor síncrono, incorporado ao indicador, cuja velocidade angular é controlada diretamente pela freqüência do sinal transmitido pelo tacogerador, provoca o deslocamento de um ímã permanente, situado dentro de um tambor solidário ao ponteiro principal do indicador, acionando-o, por efeito de corrente parasita.

O ponteiro secundário é, por sua vez, acionado pelo ponteiro principal, através de um sistema de engrenagens.

TACOGERADOR DE N_h





TACOGERADOR DE N_g

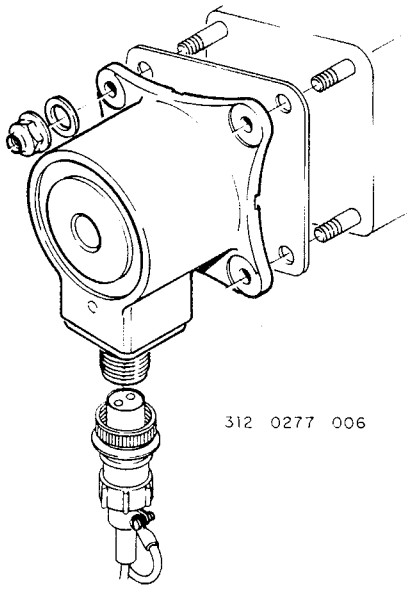


Figura 2-77-5. Tacogeradores do Sistema de Indicação de Rotação do Motor (N_g e N_h)

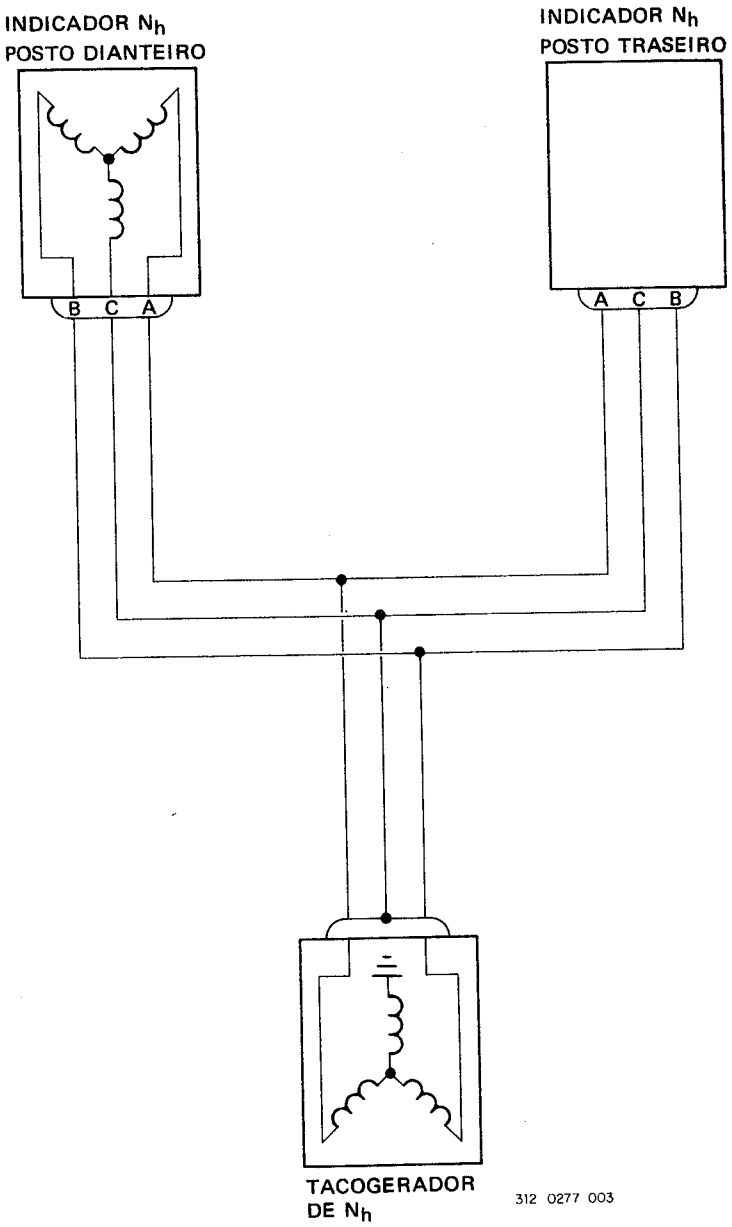


Figura 2-77-6. Sistema de Indicação de Rotação do Motor - N_h (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO DE TEMPERATURA INTERTURBINAS (T_5) DO MOTOR (77 - 20 - 00)

2-77-10. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-77-7 e 2-77-8)

O sistema de indicação de temperatura interturbinas (T_5) provê ao operador a indicação precisa, em °C, da temperatura de operação do motor, medida na região entre as turbinas do compressor e de potência.
O sistema possui oito sensores (termopares) de cromel (cromo-níquel)/alumel (alumínio-níquel), ligados em paralelo a duas barras de interligação, captando a média das temperaturas desenvolvidas na região.
As barras de interligação são dois anéis, um de CROMEL e outro de ALUMEL, aos quais são conectados os correspondentes terminais dos sensores. Uma cablagem interna ao motor ("HARNESS") conecta as barras a um bloco-terminal comum, situado na carcaça do gerador de gases, na posição de duas horas. Um termopar de compensação, situado no lado direito do motor, junto à tela da entrada de ar do compressor, e conectado em paralelo com o circuito de sensores, tem por finalidade compensar variações de resistência existentes no circuito, quando da instalação do sistema no motor.
Uma cablagem externa de CROMEL/ALUMEL conecta o bloco de terminais do motor aos indicadores de T_5, situados em ambos os postos da cabine de pilotagem, transmitindo-lhes os sinais dos sensores.
Para o seu perfeito funcionamento, o sistema exige uma resistência total do circuito (sensores e cablagens), definida e com estreita margem de tolerância. Para tanto, o circuito inclui dois conjuntos de resistores variáveis nas linhas de ALUMEL, que são ajustados quando da instalação do sistema no avião, possibilitando a calibração da resistência ôhmica do circuito para o acoplamento perfeito com os indicadores do sistema.
Os indicadores são essencialmente galvanômetros, providos de escalas graduadas em °C, sobre as quais se deslocam ponteiros, cuja deflexão é proporcional à tensão gerada pelos termopares. O sistema, portanto, não necessita de alimentação elétrica externa.
O mostrador dos indicadores de T_5 apresenta as seguintes características:

1. Extensão da escala: 100 a 1200°C
2. Escala expandida: 600 a 850°C
3. Menor divisão da escala expandida: 10°C
4. Marcas de utilização:

a. Arco Verde, de 400 a 740°C, indicando a faixa normal de operação.

b. Arco Amarelo, de 740 a 770°C, indicando a faixa de operação com precaução.

c. Radial Vermelha, a 790°C, indicando o valor de T_5 máximo permitido.

2-77-11. PARTICULARIDADES SOBRE A MANUTENÇÃO DO SISTEMA

As conexões das fiações de CROMEL e ALUMEL, ao longo do circuito, dos sensores aos indicadores, são providas de terminais com diâmetros diferentes, de modo a evitar ligações errôneas.
O termopar de compensação é selecionado quanto à sua resistência ôhmica, para cada motor em particular, podendo variar de um motor para outro. O termopar, portanto, deve ser substituído sempre por outro de mesmo P/N e classe, ou seja, de mesma resistência ôhmica, quando for necessária sua remoção do motor.
A calibração original do sistema não deve ser alterada sem a prévia execução de todos os testes do sistema, complementados por uma inspeção acurada do circuito quanto a componentes e conexões danificados, mau contacto, corrosão, "curtos" e outras anormalidades, sob risco de ser induzido erro de indicação no sistema.
A calibração é executada através dos dois conjuntos de resistores variáveis do sistema, um para cada indicador, com auxílio da equação $R_i = 8 - 2R_C$, onde R_C é a resistência da parte do circuito comum aos dois indicadores e R_i a resistência da parte individual do circuito para cada indicador, na qual se encontra incluído o respectivo resistor variável.
Cada conjunto de resistores é composto de dois resistores,

sob a forma de bobinas de fio de cobre, um deles inserido no circuito e outro permanecendo como reserva do primeiro. O valor de resistência ôhmica desejado é obtido pela variação do comprimento do resistor, encurtando-se o comprimento do resistor inserido no circuito ou, em caso de necessidade de aumento de seu comprimento, substituindo-o pelo resistor-reserva e, depois, encurtando-o até obter-se o valor desejado.

Os vários testes de manutenção que possibilitam a verificação do sistema de T_5, acham-se relacionados a seguir:

- Teste do termopar de compensação (77GT)
- Teste da seção sensora do motor (77GT)
- Teste do sistema de indicação de T_5 (77GT)
- Teste do indicador de T_5 (em bancada)
- Teste individual dos sensores, das barras de interligação e da cablagem ("HARNESS") do motor (M.M.PW – Cap. 77); para a execução deste teste, é necessária a prévia remoção da seção de potência do motor.

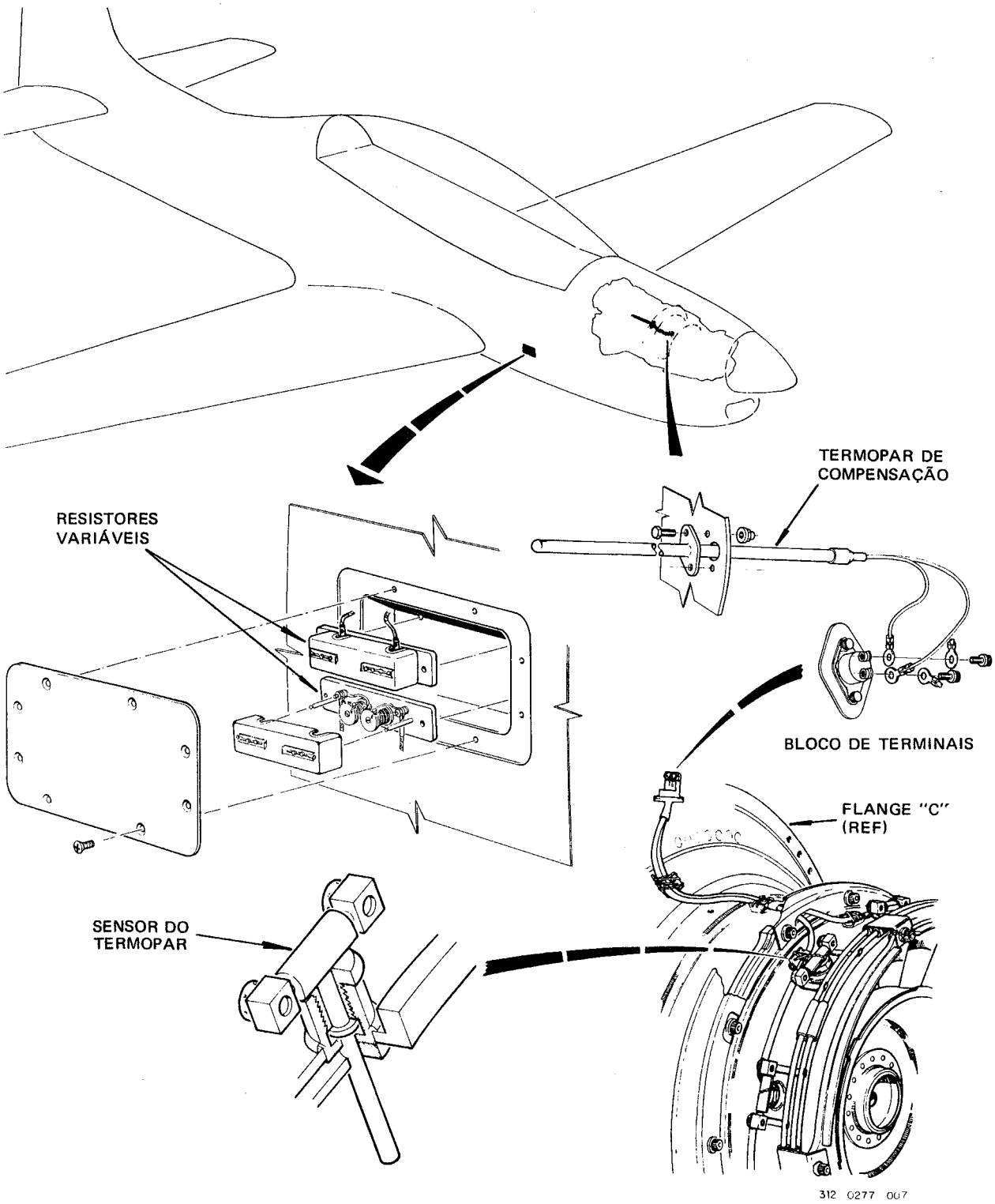


Figura 2-77-7. Componentes do Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas (T_5) do Motor

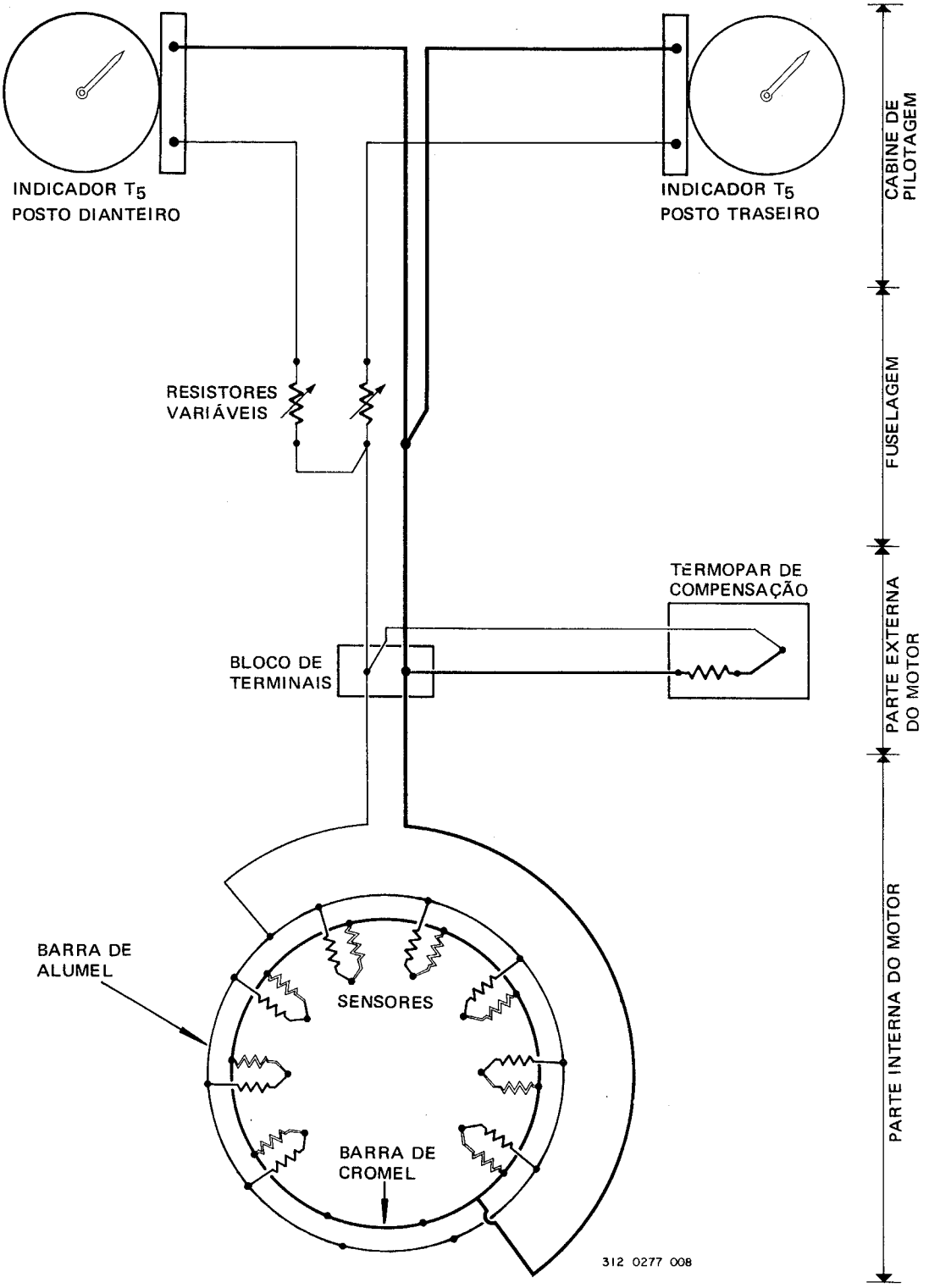


Figura 2-77-8. Sistema de Indicação de Temperatura Interturbinas (T_5) do Motor (Esquemático)

SEÇÃO II
DUCTOS DE ESCAPAMENTO (78-10-00)

2-78-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-78-1)

Os gases resultantes da queima da mistura ar/combustível e provenientes da câmara de combustão, após terem passado pela turbina do compressor e pela turbina de potência, são coletados em uma câmara anular que envolve o eixo de potência do motor e são dirigidos para a atmosfera, através de duas saídas flangeadas, situadas diametralmente opostas, nas posições de 3 e 9 horas, às quais são fixados dois ductos de escapamento.

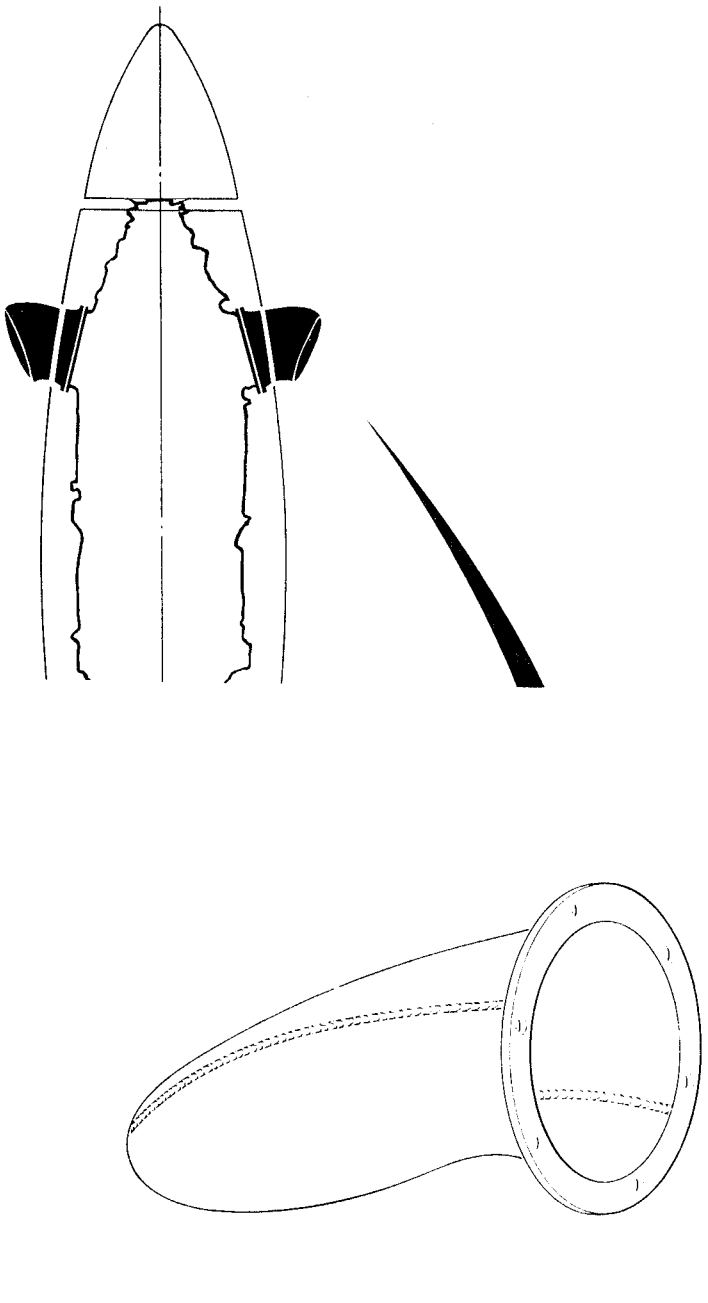
Os ductos de escapamento, confeccionados em aço inoxidável, são fixados ao motor por meio de porcas e parafusos, resistentes a altas temperaturas. Os ductos não são intercambiáveis, sendo seus flanges de fixação providos de furações dispostas em posições distintas, de acordo com o lado do motor em que se encontram instalados.

2-78-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de escapamento do motor, relacionados sob a forma de tabelas.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação dos ductos de escapamento.

Tabela 2-78-1. Equipamento de Apoio



312 278 001

Figura 2-78-1. Ducto de Escapamento

SEÇÃO II
ÓLEO DO MOTOR (79 - 00 - 00)

2-79-1. DESCRIÇÃO GERAL (figuras 2-79-1 e 2--79-3)

O motor incorpora um sistema integral de lubrificação, que provê um constante fornecimento de óleo isento de impurezas aos rolamentos do motor, engrenagens de redução e torquímetro, ao servomecanismo da hélice e a todas as engrenagens dos comandos de acessórios, durante as atitudes de vôo normal e vôo acrobático (desde que sejam observadas as limitações de tempo estabelecidas para cada atitude de acrobacia).

Além do tanque principal de óleo, que é parte integral da carcaça de admissão do compressor, o sistema possui, sob a caixa de acessórios do motor, um tanque auxiliar de óleo. O tanque auxiliar contém uma quantidade adicional de óleo para suprir o tanque principal, durante operações de vôo acrobático, visto que nestas condições o retorno do óleo enviado aos rolamentos é insuficiente.

A função básica do óleo no sistema de lubrificação é refrigerar e lubrificar os rolamentos, transportando toda e qualquer matéria estranha até o filtro principal, onde fica retida e impedida de uma nova circulação. Orifícios calibrados, tipo bicos injetores, localizados acima dos rolamentos, são utilizados para proporcionar uma lubrificação adequada a estes, em qualquer condição de atitude de operação do motor.

Uma iminente falha de componente é detectada por meio de um detector de limalhas, que atua também como bujão de drenagem da caixa de redução. Este detector está localizado na posição de seis horas, na carcaça da caixa de redução e consiste de um par de ímãs, que têm a função de coletar as eventuais limalhas provenientes das engrenagens redutoras e prover sinal elétrico a luz de alarme localizada no painel múltiplo de alarmes de ambos os postos de pilotagem.

O abastecimento do sistema de lubrificação se faz através de um bocal de abastecimento localizado no tanque principal, cuja tampa possui um indicador de quantidade do tipo haste graduada.

O sistema de lubrificação é subdividido em sistema de pressão, sistema de retorno e sistema de respiro.

2-79-2. TANQUE DE ÓLEO (figura 2-79-1)

O tanque principal de óleo do sistema de lubrificação do motor é parte integrante da carcaça de admissão do compressor e está localizado entre este e a carcaça da caixa de acessórios. O tanque auxiliar está localizado sob o tanque principal e é conectado internamente ao mesmo através de tubos de transferência. O tanque auxiliar de óleo fornece uma quantidade adicional de óleo ao sistema de lubrificação do motor, em condições de vôo acrobático. O tanque principal de óleo é provido de um bocal de abastecimento, cujo bujão incorpora uma haste medidora graduada em quartos de galão (US), localizado na posição de onze horas na carcaça da caixa de acessórios (figura 2-79-6). A marcação da haste MAX HOT indica o nível correto, quando o óleo se encontra quente e a marcação MAX COLD indica o nível correto, quando o óleo se encontra frio. Um dispositivo de antitransbordamento do óleo e respiro, localizado no ponto mais alto do tanque, evita a inundação da caixa de acessórios, no caso de enchimento excessivo do tanque.

A drenagem de ambos os tanques é efetuada por um dreno localizado na parte inferior do tanque auxiliar de óleo (figura 2-79-6).

2-79-3. SISTEMA DE PRESSÃO DE ÓLEO (figuras 2-79-1 a 2-79-4)

A sucção de óleo do tanque pela bomba se faz através de uma válvula operada por gravidade, denominada válvula de duas vias, que possibilita a alimentação adequada de óleo para a bomba, tanto em condições de vôo normal quanto em condições de vôo invertido. A linha de sucção entre a bomba e a válvula é provida de um filtro não removível. A bomba de óleo do tipo engrenagem localiza-se na parte inferior do tanque principal; a bomba envia o óleo sob pressão para a seção de acessórios e, através de um tubo de transferência externo, para a seção do gerador de gases e a caixa de redução. Uma válvula de alívio composta por um pistão, uma mola e arruelas-calço, que ajustam a pressão da mola, regula a pressão de óleo do sistema. Esta válvula tem a função de, derivando parte do óleo sob pressão gerada pela bomba para o interior do próprio tanque, manter controlada a pressão do sistema. Este tipo de controle torna-se necessário para que, em regimes de rotação do motor acima de 72% (N_g), a pressão de óleo se mantenha nos valores normais de operação (75 a 95 psi).

O conjunto do filtro principal de óleo encontra-se localizado na posição de três horas no cárter de admissão do compressor e é composto por um elemento de filtragem (removível), uma válvula unidirecional (de retenção) e uma válvula de derivação (by-pass). A válvula unidirecional tem a função de evitar o escoamento por gravidade de óleo para o motor, quando o motor se encontra inoperante, e possibilita a troca do elemento do filtro de óleo sem que, para tal, seja necessária a drenagem prévia do tanque de óleo. A válvula de derivação, normalmente fechada, abre assim que o elemento filtrante se obstruir. A abertura da válvula é ocasionada por um aumento de pressão de óleo acima de um valor preestabelecido, que age contra a pressão da mola da válvula, e permite um fluxo livre de óleo não filtrado, como fluxo alternativo para o sistema de lubrificação do motor, passando por um filtro cônico de tela localizado na parte central do elemento filtrante, evitando assim a falta de lubrificação dos componentes do motor.

Um controlador de torque, instalado na posição de três horas do flange da caixa de redução do motor, tem a função de, sempre que houver um aumento da pressão de óleo do torquímetro que ultrapasse o valor de ajustagem de sua mola de controle, reduzir a aceleração do motor, drenando P_y do FCU. Esta redução será efetiva somente até o valor onde a mola do controlador vença a pressão de óleo do torquímetro, fechando, então, o orifício de sangria de P_y (veja o Capítulo 73 deste Manual).

Adicionalmente, o óleo sob pressão, após passar por uma válvula de pressurização mínima, é também utilizado para promover o aquecimento do combustível fornecido ao motor. Este aquecimento é efetuado através da troca de calor entre o óleo e o combustível no interior de uma unidade trocadora de calor, denominada aquecedor de combustível (veja o Capítulo 73 deste Manual). O fluxo de combustível através do aquecedor é livre e não controlado, enquanto que o fluxo de óleo é limitado por intermédio do elemento sensor de temperatura (VERNATHERM), exposto à temperatura do combustível e que atua sobre a válvula de derivação.

A válvula de pressurização mínima permite a passagem de óleo para o aquecedor de combustível, somente quando a pressão do sistema estiver acima de 40 psi.

2-79-4. SISTEMA DE RETORNO DE ÓLEO
(figuras 2-79-1 e 2-79-2)

O sistema de retorno de óleo possui duas bombas duplas de engrenagens que, quando em máxima rotação, fornecem até 30 psi. As bombas são comandadas através do eixo de acionamento da caixa de acessórios, sendo uma delas instalada no interior da caixa de acessórios e a outra montada exteriormente na tampa posterior da caixa de acessórios. O sistema é constituído por tubulações, radiadores de óleo e válvula termostática.

O óleo da seção do rolamento nº 1 flui por gravidade para a caixa de acessórios.

O óleo do rolamento nº 2 é drenado através de tubos internos para um alojamento localizado na carcaça do gerador de gases e daí para a carcaça de entrada do compressor, de onde é succionado pelo elemento dianteiro da bomba de retorno interna para a caixa de acessórios. O elemento posterior desta mesma bomba succiona o óleo da caixa de acessórios através de um filtro e o envia para os radiadores.

Dos rolamentos nº 3 e nº 4, o óleo escoa para a parte interior do alojamento do eixo da turbina, de cuja parte frontal flui para a caixa de redução. Quando o avião se encontra em atitude de subida, o óleo dos rolamentos nº 3 e nº 4 escoa para a parte posterior do alojamento do eixo da turbina, de onde é succionado por intermédio do elemento dianteiro da bomba de retorno externa.

O óleo do governador de hélice, do rolamento nº 6, das engrenagens de acionamento da caixa de redução e do torquímetro também escoa para a caixa de redução. O óleo coletado na caixa de redução é succionado pelo elemento posterior da bomba externa de retorno.

O óleo retornado do motor é forçado, pelas bombas de retorno (com exceção da bomba do rolamento nº 2), a passar pela válvula termostática, localizada na parede de fogo e por tubulações até os dois radiadores.

Os radiadores de óleo estão instalados nas laterais inferiores de ambos os lados da nacele do motor. O arrefecimento do óleo é efetuado através de ductos bifurcados, existentes nas laterais da nacele do motor, que direcionam o ar de impacto aos radiadores.

Tubulações flexíveis à prova de fogo interligam o sistema de retorno de óleo do sistema de lubrificação ao conjunto de arrefecimento de óleo composto por uma válvula termostática e dois radiadores e, destes, ao tanque principal de óleo.

Estando a temperatura do óleo retornado ao motor a valores baixos, a válvula termostática manterá a passagem "A" aberta, de modo que o fluxo de óleo seja efetuado diretamente através da passagem "B", já que não há necessidade de arrefecê-lo através dos radiadores.

À medida que o óleo do motor se aquece e a sua refrigeração se torna necessária, o elemento térmico (1) age de modo a fechar a passagem "A". Esta ação de restringir o fluxo de óleo pela passagem "A" faz com que este seja conduzido através dos radiadores e que, após arrefecido,

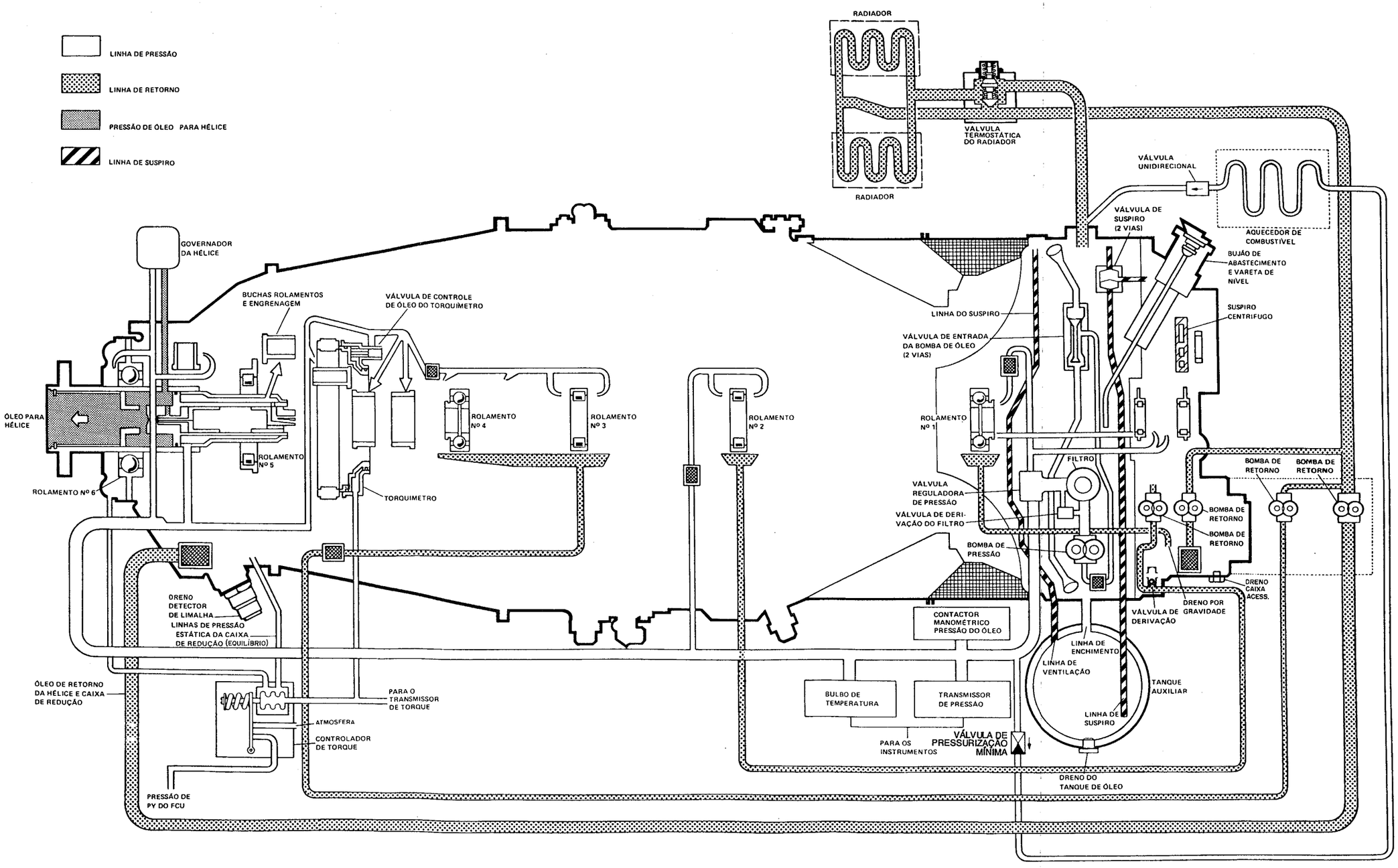


Figura 2-79-1. Circuito de Óleo do Sistema de Lubrificação (Esquemático)

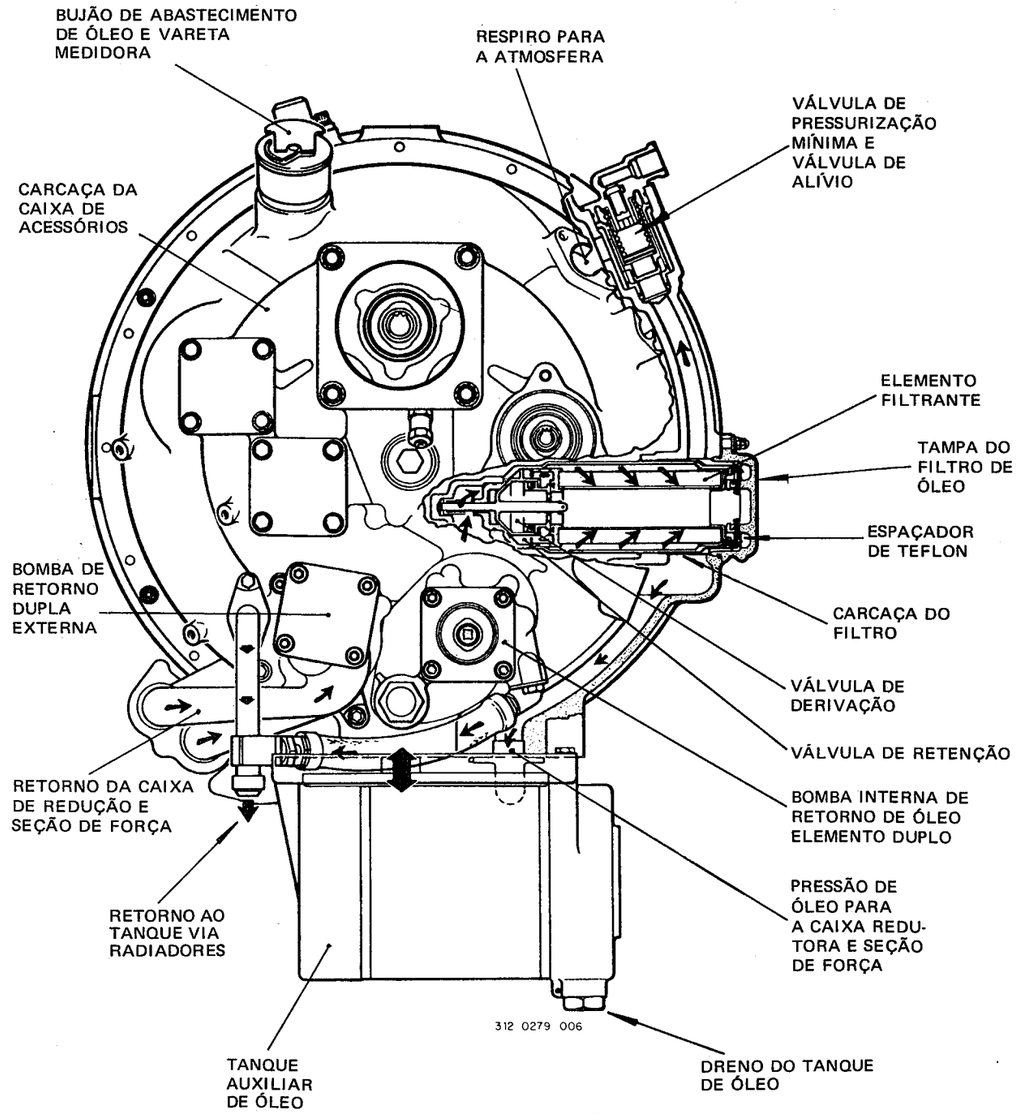
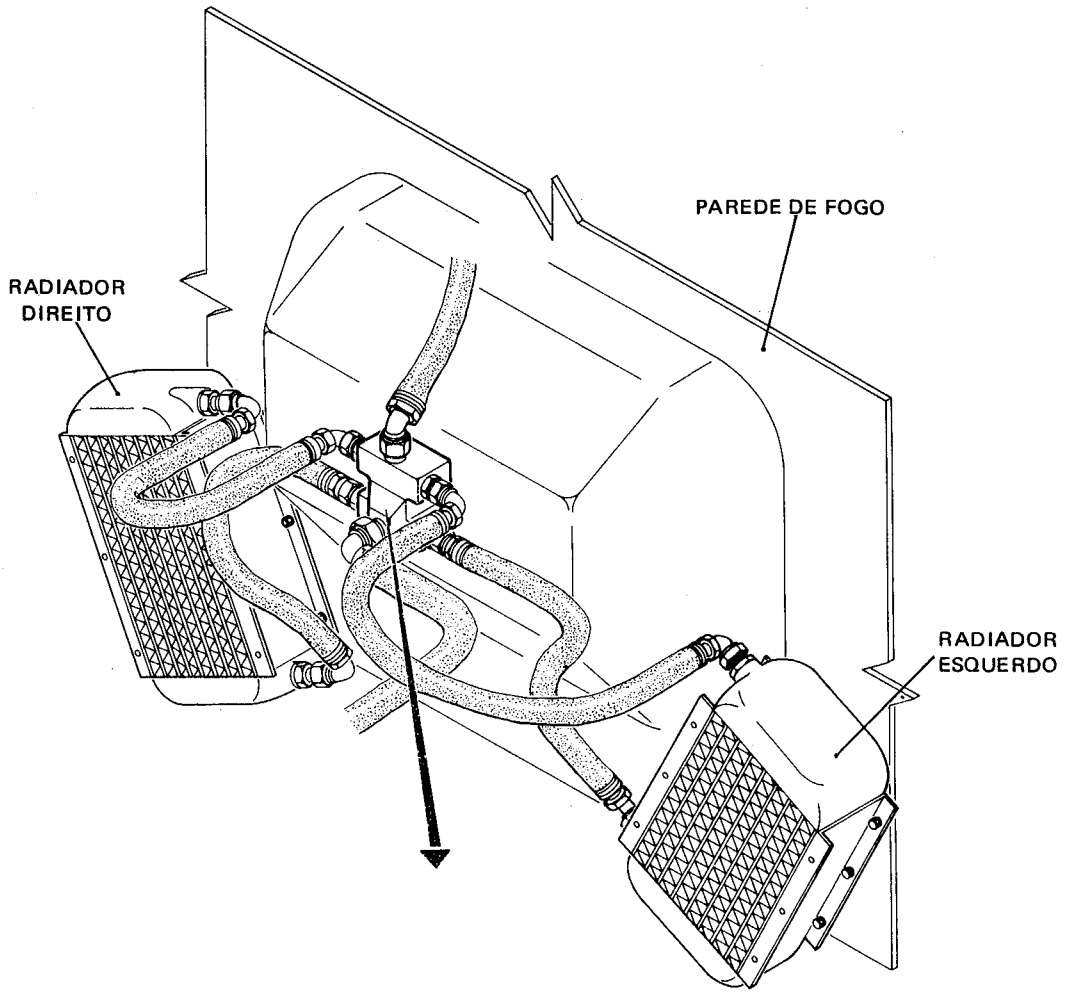
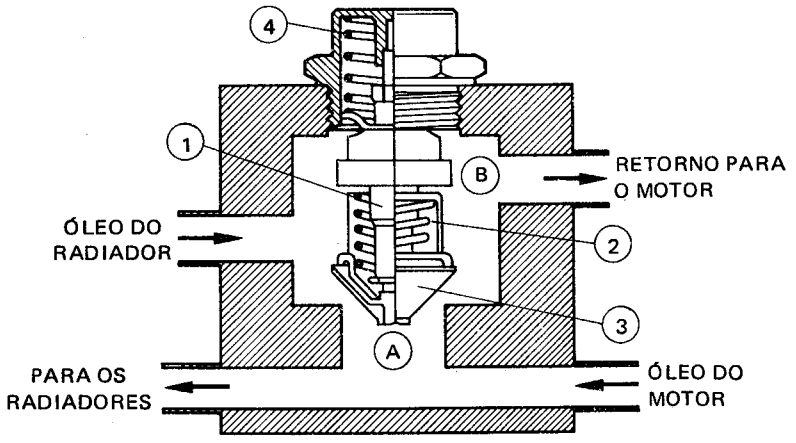


Figura 2-79-2. Sistema de Lubrificação - Caixa de Acessórios (Folha 1 de 2)





312 0279 029

TEMPERATURA DE FECHAMENTO: 60 ± 1°C

PRESSÃO DE ALÍVIO A 93°C: 45 ± 5 PSI

Figura 2-79-2. Sistema de Lubrificação - Válvula Termostática (Folha 2 de 2)

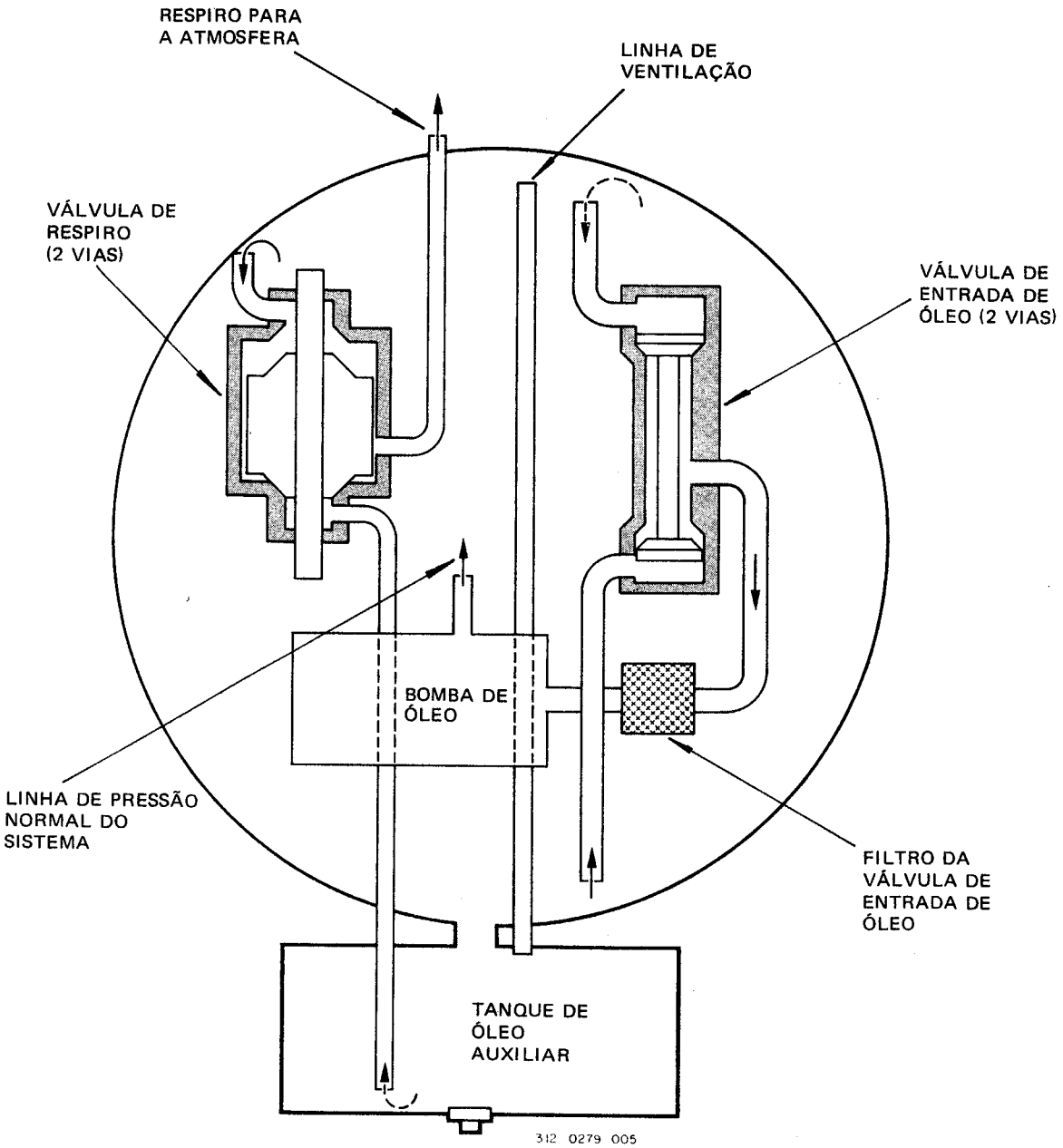


Figura 2-79-3. Sistema de Lubrificação - Válvula de Respiro e Válvula de Entrada de Óleo

será retornado pela passagem "B" para o tanque principal de óleo.

Assim que a temperatura do óleo retornar a valores adequados, a mola (2) auxilia o retorno do elemento térmico à sua posição inicial, desviando o óleo pela passagem "B".

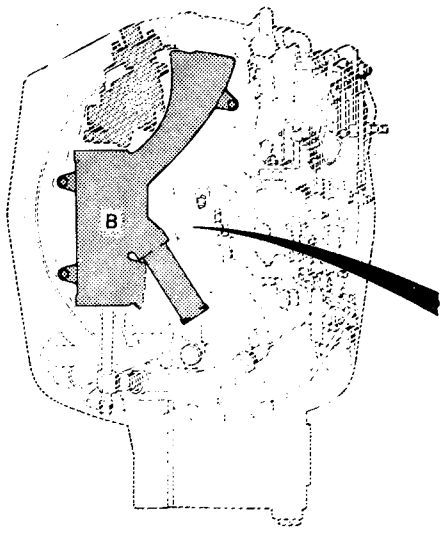
A válvula termostática tem a função de atuar também como válvula de alívio no caso de haver obstrução dos radiadores. Quando isto ocorrer, a pressão de óleo aplicada ao cone de vedação (3) aumentará, sobrepujando o valor de ajuste de pressão da mola (4). Isto fará com que todo o conjunto à frente da mesma recue, permitindo que o óleo derive pela passagem "B".

2-79-5. SISTEMA DE RESPIRO DE ÓLEO

(figuras 2-79-1, 2-79-3 e 2-79-5)

O ar de respiro dos diversos compartimentos dos rolamentos, da caixa de acessórios e da caixa de redução, os quais estão interligados por passagens e por tubulações de retorno de óleo, é expelido para a atmosfera, através de um separador centrífugo.

Uma grande quantidade do ar, encontrado no retorno do óleo dos rolamentos, provém dos selos-labirintos dos rolamentos nº 1, 2 e 3. Este ar é sangrado da seção do compressor do motor (veja o Capítulo 75 deste Manual) e



DETALHE "B"
VÁLVULA DE ENTRADA
DA BOMBA DE ÓLEO

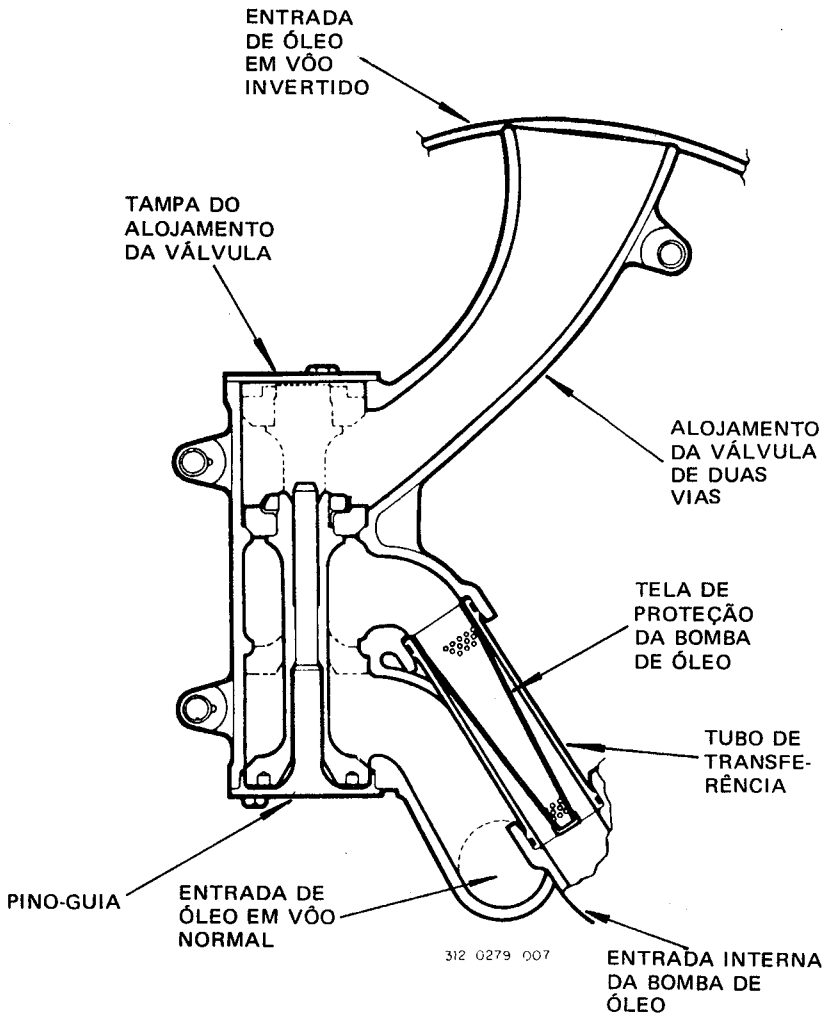


Figura 2-79-4. Válvula de Entrada do Sistema de Pressão de Óleo

é utilizado para isolar o óleo de lubrificação das seções de ar do motor e manter as linhas de retorno de óleo pressurizadas, auxiliando o retorno do óleo.

O ar de respiro do compartimento do rolamento nº 1 escoa dirigido para trás, através do alojamento posterior do rolamento e do tubo central do tanque de óleo, para o interior da caixa de acessórios.

No compartimento do rolamento nº 2, o ar é escoado através do tubo de retorno de óleo. Uma válvula unidirecional ("BY-PASS"), localizada antes do elemento frontal da bomba de retorno interna, escoa o excesso de pressão de óleo e ar para o interior da caixa de acessórios quando o motor estiver operando em regimes de alta potência.

Nos rolamentos nº 3 e 4 e áreas correspondentes à caixa de redução, o ar de respiro é transportado para a caixa de acessórios e o tanque de óleo, respectivamente, através de seus respectivos tubos de retorno de óleo.

A equalização da pressão de ar, entre o tanque de óleo e a caixa de acessórios, é obtida através de um tubo de respiro e uma válvula de duas vias, operada por gravidade. Este arranjo evita também a transferência de óleo do tanque para a caixa de acessórios durante as diversas mudanças de atitude do motor em vôo.

O separador centrífugo está acoplado à extremidade posterior do eixo de comando do arranque-gerador e a sua função é aspirar o vapor de óleo da caixa de acessórios, separando o ar das partículas de óleo em suspensão. O ar de respiro flui radialmente para o centro do separador centrífugo, de onde é conduzido, através de um tubo de transferência, para o exterior, enquanto que o óleo, sendo mais denso, é projetado radialmente, caindo no fundo da caixa de acessórios.

2-79-6. SISTEMA DE INDICAÇÃO E ALARME DO SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO

O sistema de indicação e alarme do sistema de lubrificação consiste de um sistema de indicação duplo para pres-

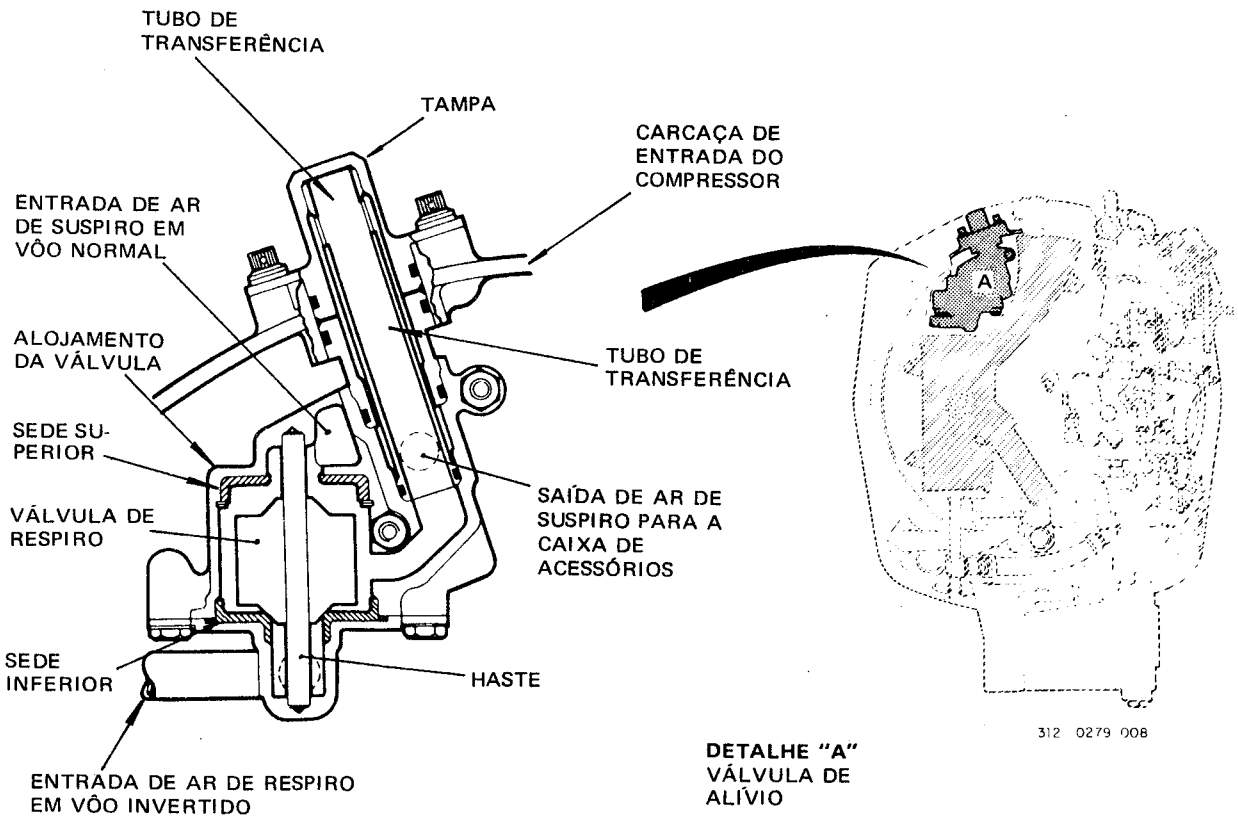


Figura 2-79-5. Válvula do Sistema de Respiro

são e temperatura de óleo e de dois alarmes luminosos para baixa pressão de óleo e indicação de limalha no sistema de lubrificação. Os indicadores do sistema são do tipo visual e estão situados nos painéis de instrumento dianteiro e traseiro, ligados aos seus respectivos transmissores e sensores localizados no motor, através de cablagens elétricas.
A função do sistema de indicação e alarme é permitir ao piloto o monitoramento das condições de funcionamento do sistema de lubrificação do motor.

2-79-7. PARTICULARIDADES SOBRE A MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO

O óleo a ser utilizado no sistema de lubrificação do motor PT6A-25C deve ser o especificado pelo Boletim de Serviço 1001, última revisão da Pratt & Whitney. Quando do abastecimento total do sistema, o óleo novo não deve ser misturado com o já utilizado, se este, mesmo que obedeça à mesma especificação, for de um fabricante diferente, bem como deve ser evitado ao máximo o contato direto do óleo com o ar externo, para que não haja contaminação de poeira ou outras impurezas. A contaminação absorvida pelo óleo pode causar sérios danos ao sistema de lubrificação.
O motor possui três pontos de drenagem de óleo: na caixa redutora, na caixa de acessórios e no tanque auxiliar de óleo (figura 2-79-6).
Para proceder à lavagem do elemento do filtro de óleo, é necessário equipamento especial de lavagem por eletrossom. Este manual não inclui os procedimentos envolvidos na lavagem do filtro por esse processo. O operador que possuir o equipamento para proceder à lavagem do elemento do filtro de óleo deve referir-se aos procedimentos delineados no "Maintenance Manual" da Pratt & Whitney, para o motor PT6A-25C.
Na regulagem da pressão de óleo, de zero a quatro espaçadores são utilizados em motores novos ou revisados, para estabilizar a pressão de óleo a níveis adequados. A pressão de óleo não requer normalmente ajustes de pista; porém, caso seja necessário efetuar alguma regulagem, a cada espaçador acrescentado, a pressão de óleo será aumentada em, aproximadamente, 3 a 5 psi. Caso o motor não atinja a pressão adequada com o número recomendado de espaçadores, consulte a pesquisa de panes do MM P&W, Capítulo 72.
A verificação do nível de abastecimento, abastecimento, reabastecimento e drenagem do tanque/sistema de óleo é apresentada no Capítulo GT 12.

ADVERTÊNCIA

Caso se verifique a contaminação do sistema de lubrificação por partículas metálicas, o grupo turbopropulsor deve ser retirado da aeronave e substituído como uma unidade, isto é, incluindo a hélice, o governador de hélice e de sobrevelocidade, o aquecedor de combustível e a válvula termostática. Estes componentes devem também ser enviados para revisão, juntamente com o motor. Os radiadores de óleo, porém, deverão ser removidos do avião e descartados. As mangueiras que ligam os radiadores ao motor deverão ser convenientemente descontaminadas. A não observância destas instruções provocará a contaminação do novo motor a ser instalado no avião.

2-79-8. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de lubrificação.

P/N	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
PWC 30556 (PW)	Extrator	–	Remoção do Elemento do Filtro de Óleo
TE-25A	Torquímetro	Equivalente	Instalação de Unidades do Sistema
312-00007-401- -W26H	Chave Especial	–	Remoção/Instalação do Adaptador da Tomada de Pressão de Óleo

Tabela 2-79-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N
Espaçador	–	3009311 (PW)
Anel de Vedação	–	AS 3209-120 (PW)
Anel de Vedação	–	AS 3209-224 (PW)
Anel de Vedação	–	AS 3209-143 (PW)
Anel de Vedação	–	AS 3209-019 (PW)
Anel de Vedação	–	AS 3209-115 (PW)
Anel de Vedação	–	AS 3209-028 (PW)
Anel de Vedação	–	MS 9388-018 (PW)
Anel de Vedação	–	MS 29512-08
Anel de Vedação	–	MS 29512-04
Anel de Vedação	–	MS 29512-12
Arruela	–	MS 35769-8
Contrapino	–	MS 9245-23 (PW)
Arame de Freno	MS 20995-20	–
Arame de Freno	MS 20995-32	–

Tabela 2-79-2. Material de Consumo

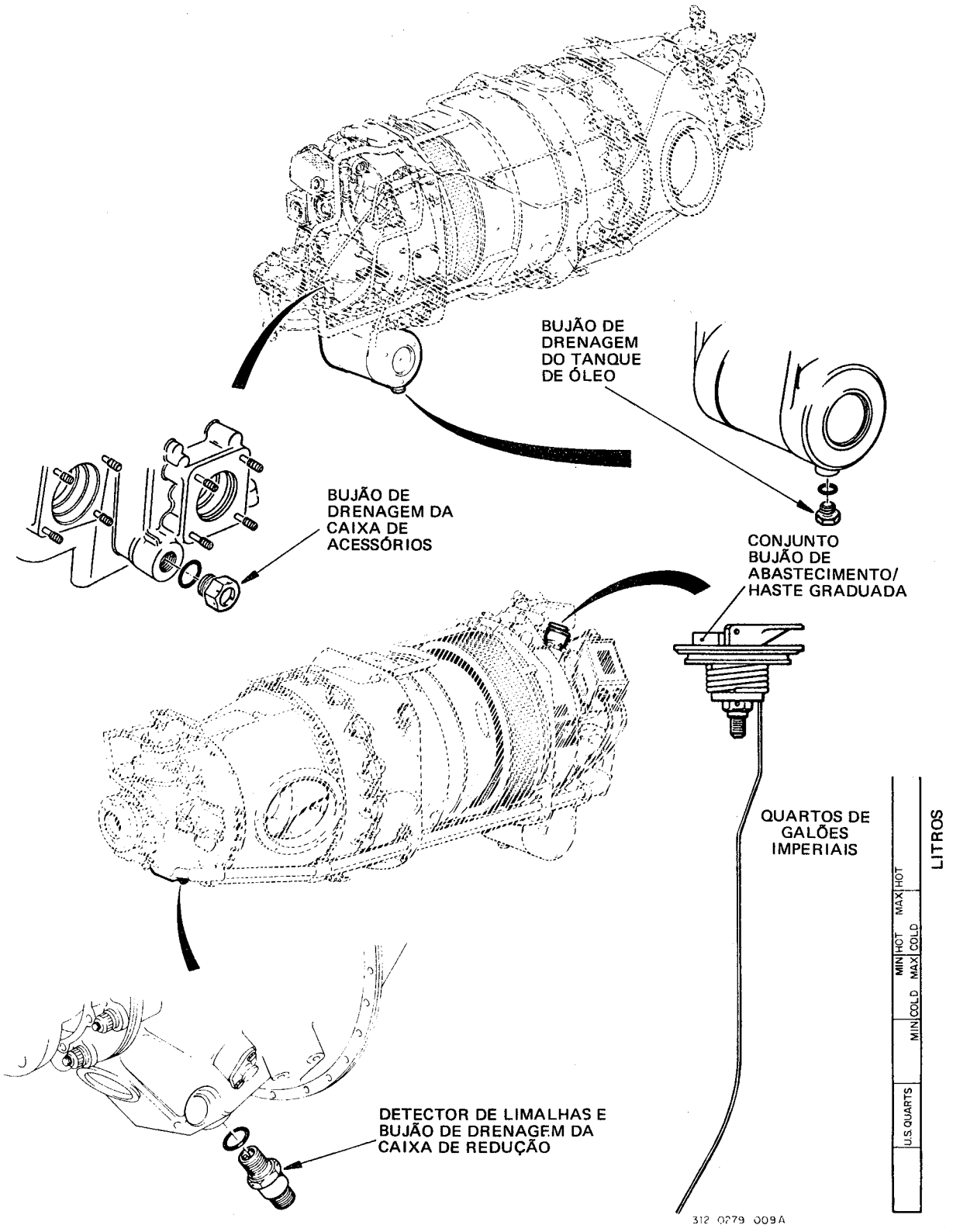


Figura 2-79-6. Conjunto do Bujão de Abastecimento e Pontos de Drenagem de Óleo

SEÇÃO II
SISTEMA DE INDICAÇÃO DE ÓLEO DO MOTOR (79 - 30 - 00)

2-79-9. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de indicação de óleo do motor fornece informações visuais em termos de pressão e temperatura de óleo, que permitem o monitoramento das condições de funcionamento do sistema de lubrificação do motor, a partir de ambos os postos de pilotagem. O indicador de tipo duplo fornece indicações de pressão e temperatura de óleo e está localizado na lateral direita do painel de instrumentos, tanto do posto dianteiro quanto do posto traseiro. Os indicadores recebem sinais provenientes dos transmissores, por meio de cablagens que são ligadas à face posterior dos mesmos.

2-79-10. SISTEMA DE INDICAÇÃO DA PRESSÃO DE ÓLEO (figuras 2-79-7 e 2-79-8)

A indicação da pressão de óleo do motor é realizada através de um transmissor, que é uma unidade selada que converte em sinais elétricos as variações de pressão absorvidas por cápsulas situadas em seu interior. Estes sinais são transmitidos, por intermédio da cablagem, aos indicadores, onde são transformados em indicação visual de pressão (em psi). O transmissor está instalado na parede de fogo na nacele, na posição de duas horas, aproximadamente, e é alimentado pela pressão de óleo tomada à saída da bomba de óleo do motor. O sistema é alimentado eletricamente com 28 V DC.

2-79-11. SISTEMA DE INDICAÇÃO DA TEMPERATURA DE ÓLEO (figuras 2-79-7 e 2-79-8)

O funcionamento do sistema de indicação da temperatura de óleo consiste basicamente de uma ponte de Wheatstone, instalada em cada indicador da cabine, sendo um dos braços da ponte formado pelo bulbo resistivo, sensível à temperatura. Este sensor está instalado na carcaça da caixa de acessórios, por baixo da tomada da pressão de óleo, na posição de quatro horas, aproximadamente. O bulbo é sensibilizado pela temperatura do óleo proveniente da bomba de pressão. A variação de temperatura desequilibra a ponte de Wheatstone, em razão da modificação da resistência do bulbo, alterando a posição angular de um galvanômetro situado no interior de cada indicador. Esta alteração do galvanômetro será interpretada visualmente através da deflexão de um ponteiro sobre uma escala graduada em °C. O sistema é alimentado eletricamente com 28 V DC.

2-79-11A. PARTICULARIDADES SOBRE A MANUTENÇÃO DO SISTEMA DE INDICAÇÃO DE ÓLEO DO MOTOR

A tabela abaixo apresenta os valores de discrepância de indicação máximos entre os indicadores de pressão/temperatura dianteiro e traseiro.

	FAIXA DE OPERAÇÃO DOS INDICADORES	DISCREPÂNCIA MÁXIMA ACEITÁVEL ENTRE OS INDICADORES
TEMPERATURA DE ÓLEO EM °C	0 a 80	20
	80 a 120	5
PRESSÃO DE ÓLEO EM PSI	40 a 95	2,5
	95 a 100	5

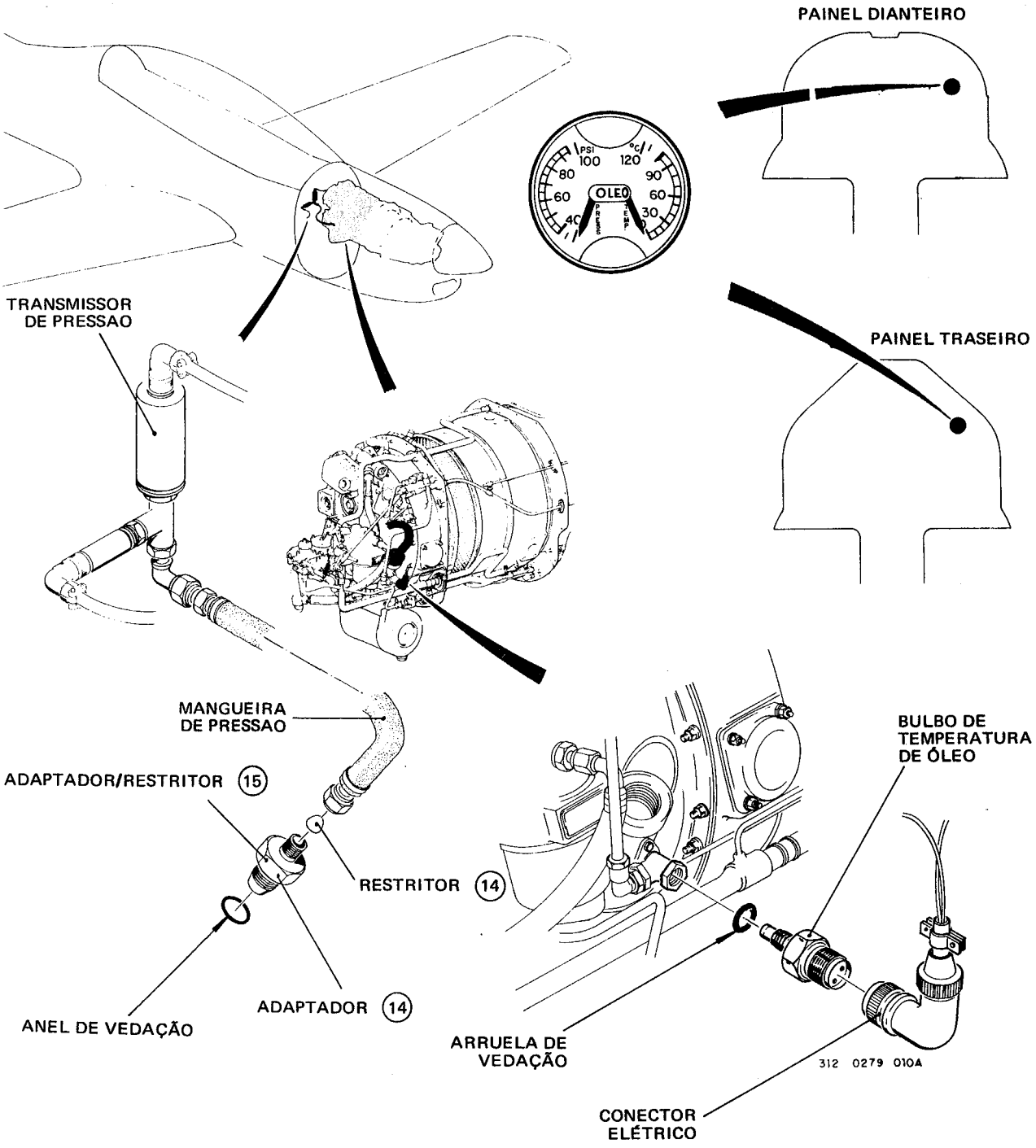


Figura 2-79-7. Componentes do Sistema de Indicação de Pressão e Temperatura de Óleo do Motor

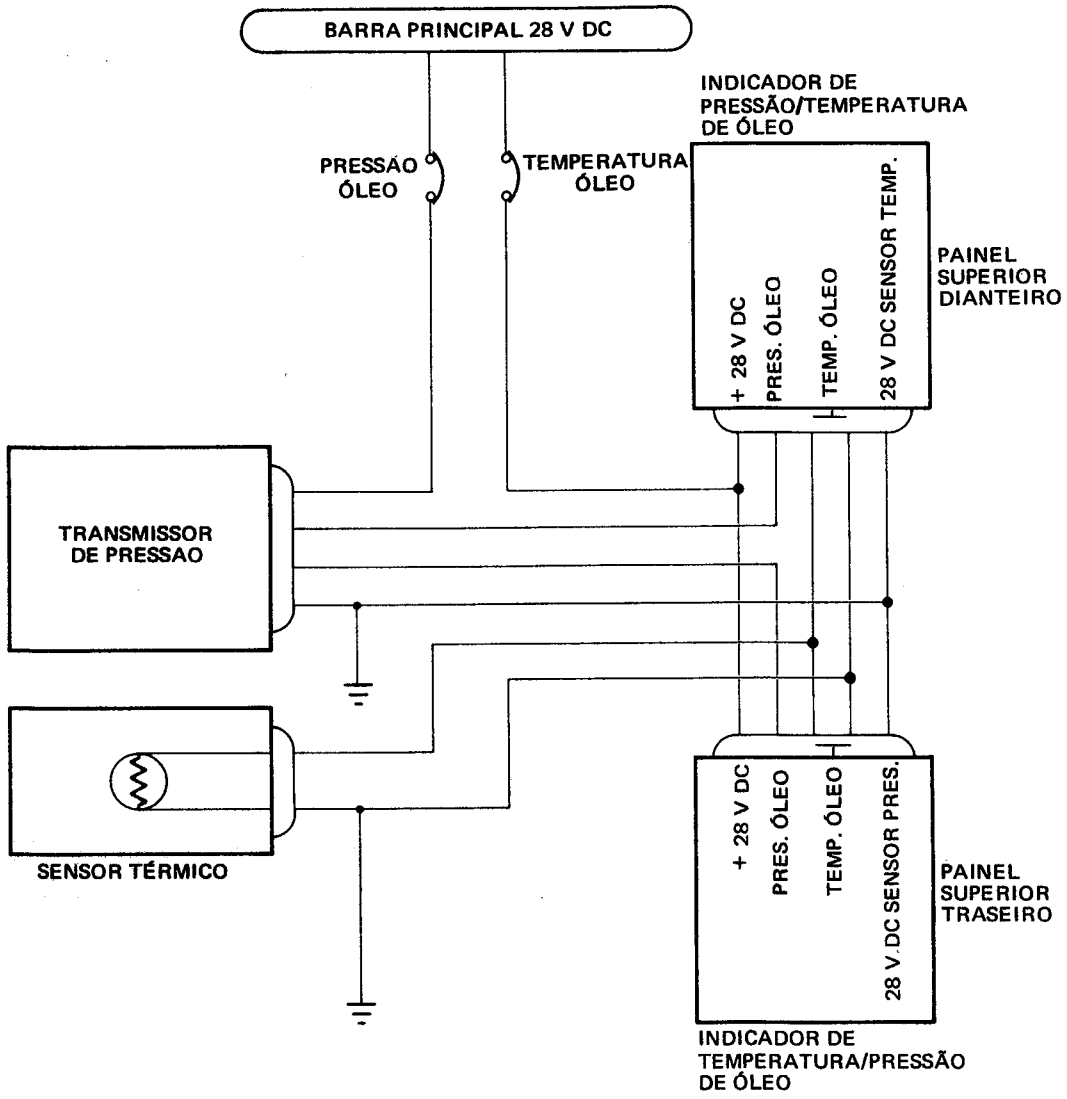


Figura 2-79-8. Diagrama de Indicação de Pressão/Temperatura do Sistema de Óleo do Motor (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE ALARMES DE ÓLEO DO MOTOR (79 - 33- 00)

2-79-12. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de alarmes do sistema de lubrificação do motor fornece alarmes visuais em termos de baixa pressão de óleo e de presença de limalhas no sistema de lubrificação, a partir de ambos os postos de pilotagem.
Os alarmes são do tipo luminoso e estão situados no painel múltiplo de alarmes. Este painel está localizado na região superior direita de cada um dos painéis de instrumentos do avião (posto dianteiro e posto traseiro).
Os sinais provenientes dos detectores dos sistemas são enviados simultaneamente aos dois painéis de alarme, que operam independentemente.

2-79-13. SISTEMA DE ALARME DE BAIXA PRESSÃO DE ÓLEO (figuras 2-79-9 e 2-79-10)

O sistema de alarme de baixa pressão de óleo é acionado através de um contactor manométrico, que se encontra instalado em paralelo ao sistema de transmissão de pressão. Este contactor fornece um sinal de alarme ao painel

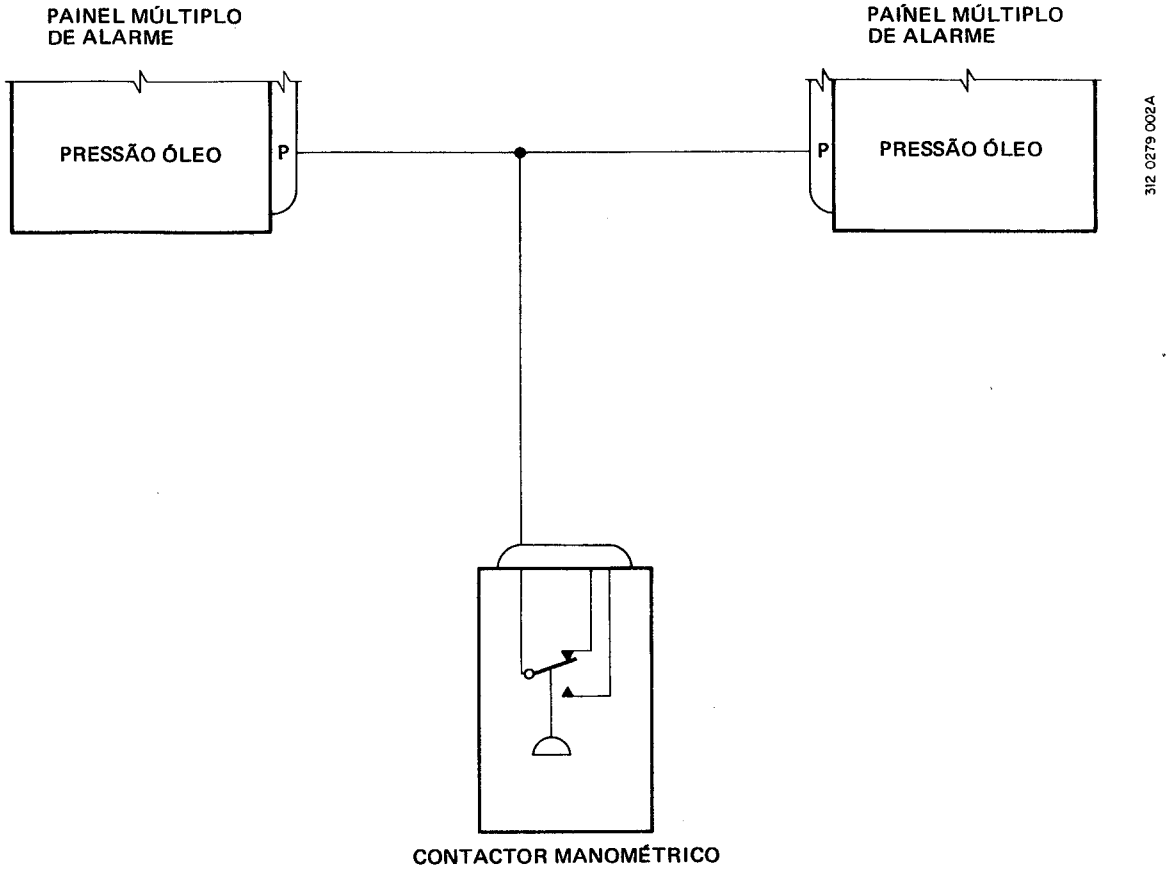


Figura 2-79-9. Sistema de Alarme de Baixa Pressão de Óleo do Motor (Esquemático)

múltiplo, sempre que a pressão de óleo cair a níveis de 40 ± 3 psi.

Nota

As pressões de óleo inferiores a 75 psi são indesejáveis e são permissíveis somente para a complementação do vôo (preferencialmente com potência reduzida) ou no decorrer de manobras acrobáticas, nas quais devem ser observados os tempos-limites (veja o Capítulo 72 deste Manual).

2-79-14. SISTEMA DE ALARME DE PRESENÇA DE LIMALHAS (figura 2-79-11)

O sistema de alarme de presença de limalhas é acionado através de um par de ímãs, localizados no bujão de dreno da caixa de redução. Assim que o acúmulo de eventuais limalhas provenientes das engrenagens redutoras unir os dois ímãs, é fechado o circuito de indicação e a luz correspondente, no painel múltiplo de alarmes de cada posto de pilotagem, acende. O circuito é alimentado eletricamente com 28 V DC.

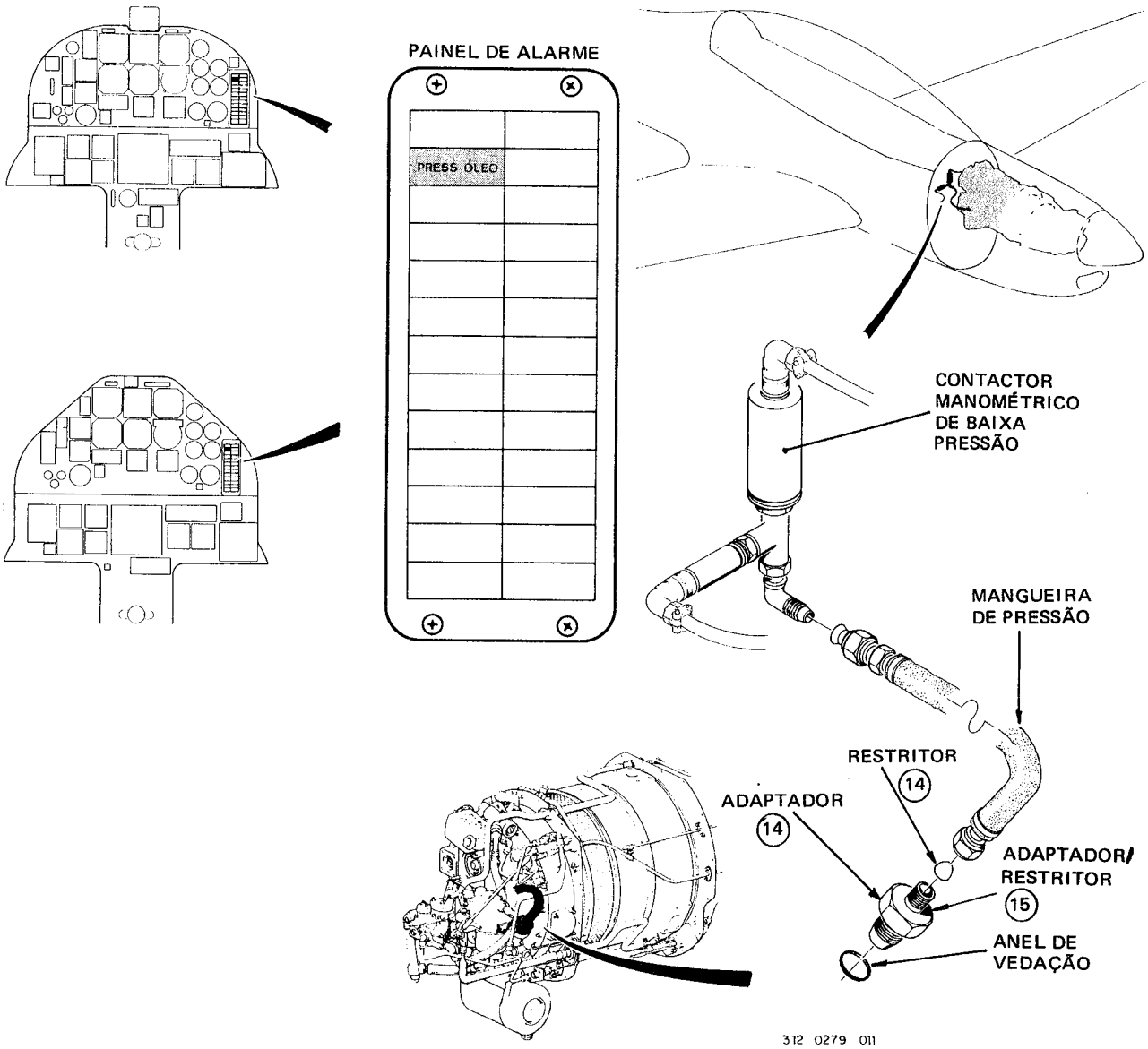


Figura 2-79-10. Componentes do Sistema de Alarme de Baixa Pressão de Óleo do Motor

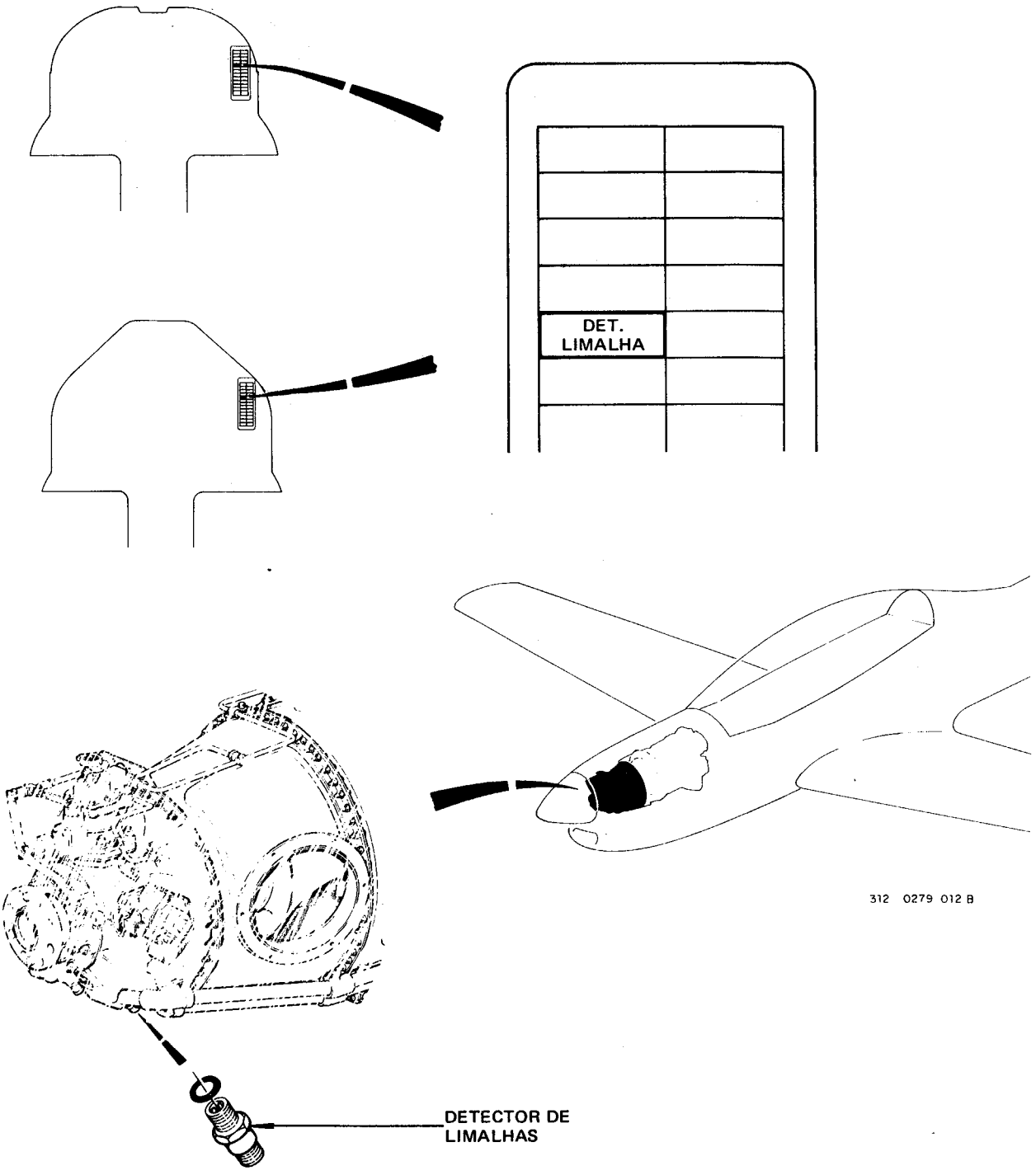


Figura 2-79-11. Componentes do Sistema de Alarme de Presença de Limalha

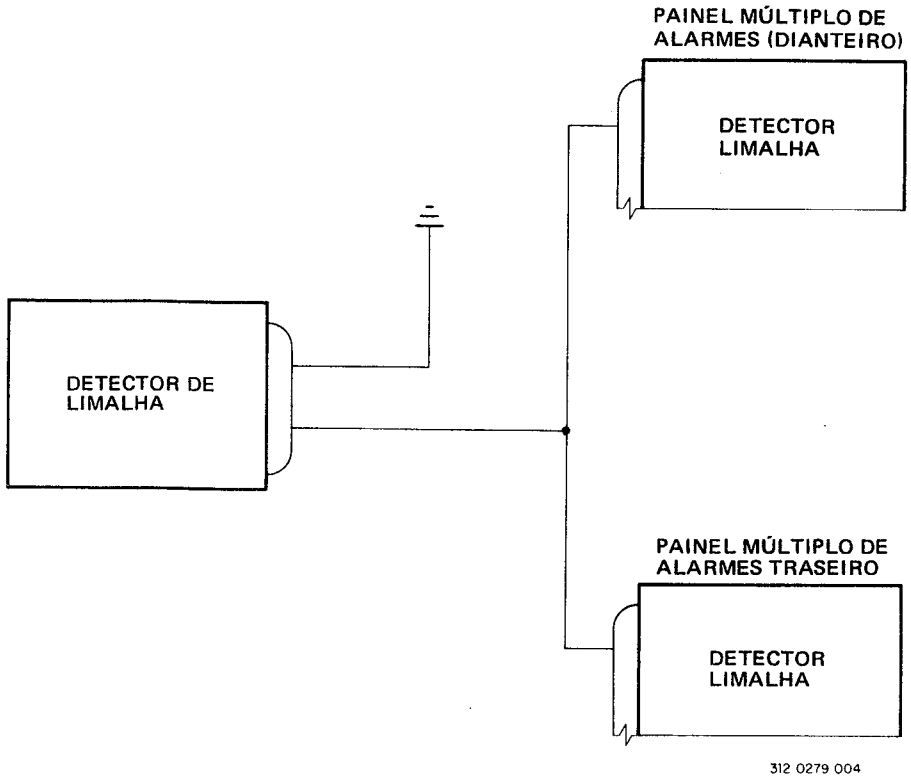


Figura 2-79-12. Diagrama do Sistema de Alarme de Presença de Limalha (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE PARTIDA (80 - 00 - 00)

2-80-1. DESCRIÇÃO GERAL (figura 2-80-1)

A aeronave é equipada com um sistema de partida semi-automático, acionado eletricamente com tensão de 28 V DC (nominal).

O sistema é constituído basicamente de um arranque-gerador de 200 A – 28 V DC, de um relé de partida, de um relé auxiliar de partida e de dois interruptores de comando, identificados como interruptores de partida, cada qual com uma posição central NORMAL e as posições momentâneas INÍCIO e INTERRUPÇÃO.

O sistema é comandado pelos interruptores de partida, localizados no console lateral esquerdo dos postos dianteiro e traseiro de pilotagem e controlado pela unidade de controle do gerador (U.C.G.), que comanda o relé auxiliar de partida e o relé de partida, localizados na caixa de relés D.C.

O arranque-gerador situa-se na parte posterior do motor, acoplado à caixa de acessórios. Na partida, atua como motor de arranque, acionando a seção do gerador de gases do motor; após encerrado o ciclo de partida, passa automaticamente a atuar como gerador, acionado pelo motor. A partida pode ser efetuada, utilizando-se energia elétrica fornecida por uma fonte externa ou pela bateria de bordo.

Nota

Para informações detalhadas sobre a unidade de controle do gerador (U.C.G.) e o arranque-gerador, consulte o Capítulo 24 "Sistema Elétrico", desta Seção.

2-80-2. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e o material de consumo necessários para os procedimentos de manutenção do sistema de partida do motor, relacionados sob a forma de tabelas.

Nº DE PEÇA	NOME	ALTERNATIVA	USO E APLICAÇÃO
JET-EX3P	Unidade auxiliar de partida	Equivalente	Prover energia elétrica para a verificação operacional do sistema.

Tabela 2-80-1. Equipamento de Apoio

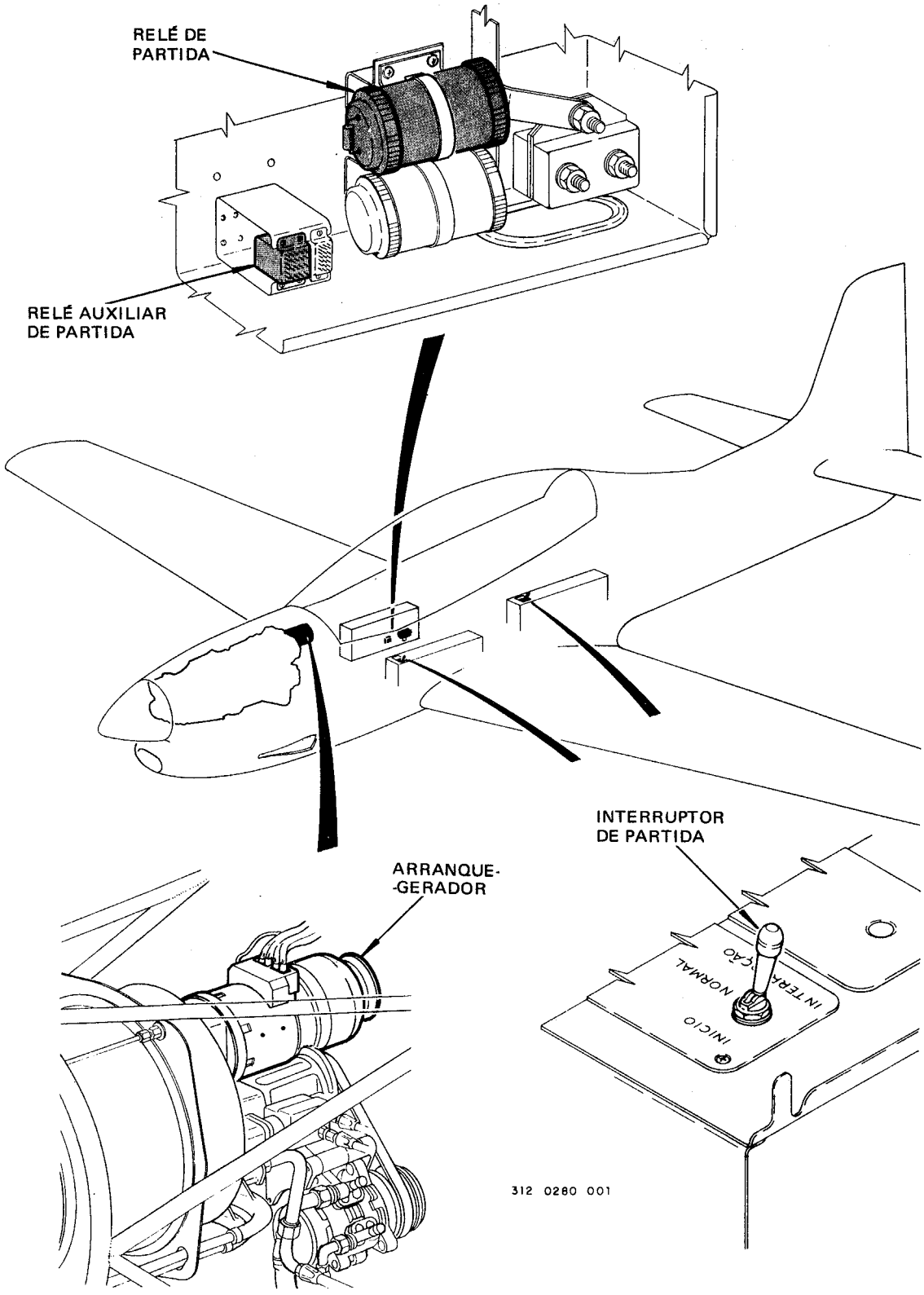


Figura 2-80-1. Componentes do Sistema de Partida

SEÇÃO II
ACIONAMENTO (80 - 10 - 00)

2-80-3. DESCRIÇÃO GERAL

A partida do motor é um processo semi-automático, denominado ciclo de partida, no qual o sistema de partida e o sistema de ignição (veja o Capítulo 74 "Ignição", desta Seção) são acionados simultaneamente.
Quando comandada a partida, o arranque-gerador aciona a seção do gerador de gases do motor, acelerando-o de modo que o mesmo atinja uma rotação suficiente para produzir o início da queima do combustível no interior da câmara de combustão. A rotação mínima requerida para tanto é de 12% de N_g, após o que, deve ser aberto o fornecimento de combustível do motor através da manete de controle do motor de qualquer dos postos de pilotagem. Sem que seja aberto o fornecimento de combustível, o arranque-gerador tem capacidade para acelerar o motor até 23% de N_g, aproximadamente, dependendo das condições da fonte de energia elétrica utilizada.
O ciclo de partida é automaticamente encerrado pelo sensor de velocidade da unidade de controle do gerador (U.C.G.), ativado por um sinal recebido do tacogerador de N_g, quando atingido o valor de 45 a 50% de N_g.
A partida pode, ainda, ser interrompida de forma manual, através dos interruptores do sistema, sendo este procedimento utilizado:

- Na eventual necessidade de abortar a partida.
- Para o encerramento do ciclo de partida em caso de falha do circuito automático.
- Em procedimentos específicos de manutenção, em que haja a necessidade de girar o motor sem ignição e/ou combustível.

2-80-4. OPERAÇÃO DO CIRCUITO DE PARTIDA (figura 2-80-2)

O acionamento da partida é feito, comandando-se momentaneamente qualquer dos interruptores de partida para a posição INÍCIO. Deste modo, a tensão é fornecida ao circuito de comando de partida da U.C.G. e esta, por sua vez, energiza o relé auxiliar de partida. Quando energizado, o relé auxiliar de partida provê:

- A auto-energização do circuito de comando de partida da U.C.G. e, conseqüentemente, do próprio relé auxiliar de partida, podendo ser liberado o interruptor de partida.
- A interrupção do circuito de proteção de linha do arranque-gerador. Isto é necessário, de modo a prevenir a atuação dos relés de proteção, em decorrência dos elevados valores de corrente, existentes na partida, o que ocasionaria o envio de sinais TERRA à U.C.G. e o conseqüente corte do ciclo de partida.
- O fornecimento de tensão para o circuito de rearmamento da U.C.G., de modo a evitar um eventual desarmamento ("TRIP") do arranque-gerador durante a partida.
- O fornecimento de tensão ao circuito de ignição do motor, ocasionando o centelhamento dos ignitores (desde que os interruptores de ignição estejam em NORMAL. Veja o Capítulo 74 "Ignição", desta Seção).
- A energização do relé de partida. Quando energizado, o relé de partida fornece tensão ao induzido do arranque-gerador (ocasionando o acionamento do motor) e à válvula de isolamento do retorno do FCU (provendo a sangria das linhas de combustível do motor – Veja o Capítulo 73 "Combustível do Motor", desta Seção).

Durante todo o ciclo de partida, a U.C.G., através do seu circuito de enfraquecimento do campo, controla a corrente de campo do arranque-gerador, reduzindo-a à medida que a rotação vai aumentando, de modo a manter constante a corrente do induzido e, portanto, o torque produzido pelo arranque-gerador.
A U.C.G. fornece ainda corrente para o campo paralelo ("SHUNT") do arranque-gerador, de modo a garantir que a intensidade do fluxo do campo não decresça além de um certo valor, evitando que o arranque-gerador dispare, caso venha a trabalhar livre, como, por exemplo, no caso de cisalhamento do seu eixo de acoplamento à caixa de acessórios do motor.
Quando a rotação do motor atingir aproximadamente 45 a 50% de N_g, a U.C.G. recebe um sinal de tensão proporcional a esta rotação, enviado pelo tacogerador de N_g,

ocasionando a interrupção do circuito de alimentação do relé auxiliar de partida e, conseqüentemente, o término do ciclo de partida.

O comando manual para a interrupção do ciclo de partida é feito, posicionando-se momentaneamente qualquer dos interruptores de partida em INTERRUPÇÃO. Nesta condição, o circuito de comando de partida para a U.C.G. é interrompido, ocasionando a desenergização do relé auxiliar de partida e, conseqüentemente, a interrupção do ciclo de partida.

Nota

Visto que os sistemas de partida e ignição são energizados e desenergizados em conjunto (desde que os interruptores de ignição estejam posicionados em NORMAL – Veja o Capítulo 74 "Ignição", desta Seção), o início e o término do ciclo de partida podem ser monitorados pelo respectivo acendimento e apagamento das luzes de aviso do sistema de ignição.

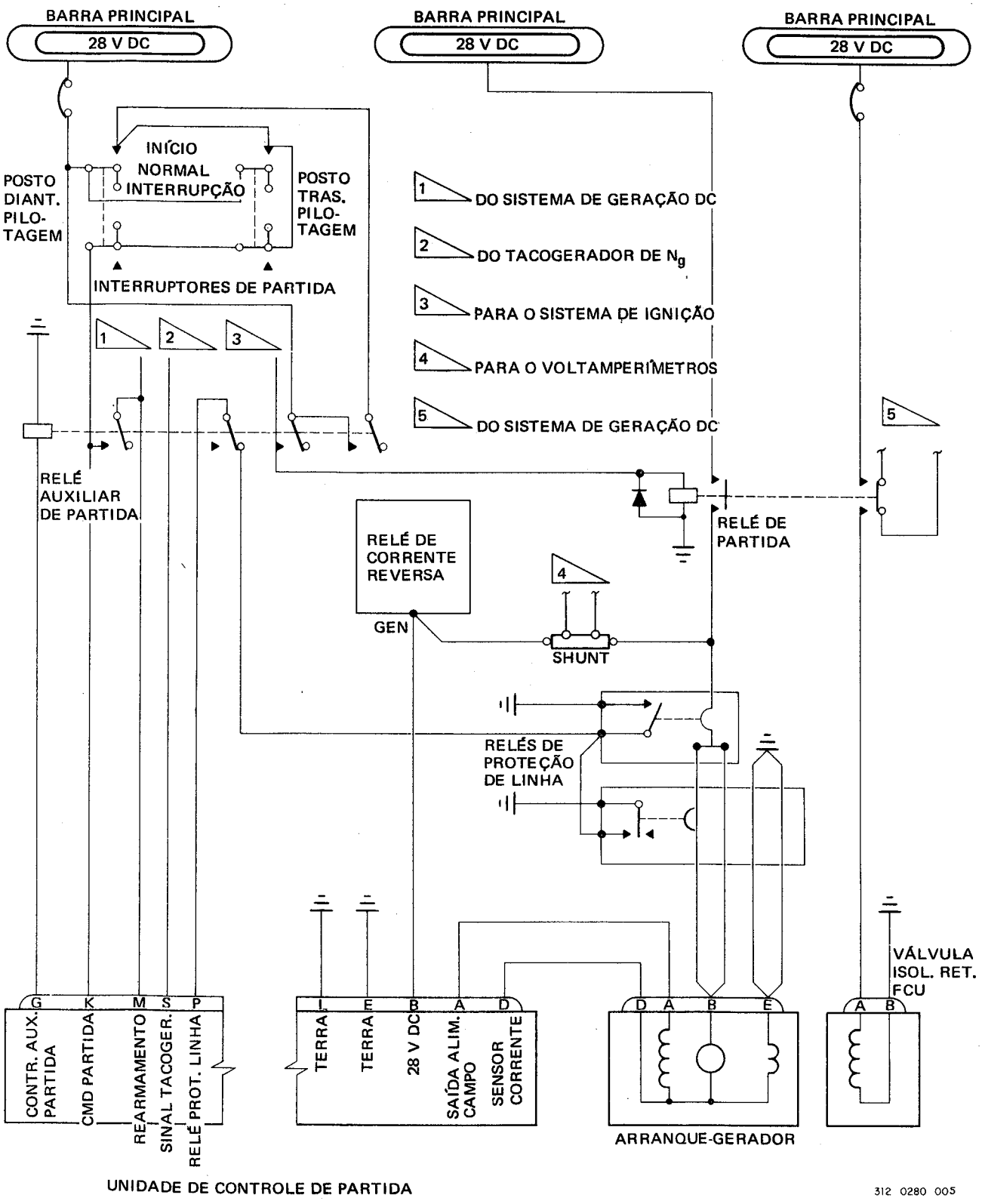


Figura 2-80-2. Sistema de Partida (Esquemático)

SEÇÃO II
SISTEMA DE ARMAMENTO (94 - 00 - 00)

2-94-1. DESCRIÇÃO GERAL

O avião pode transportar uma larga variedade de combinações de armamento. É equipado com quatro pontos reforçados sob a asa, sendo duas estações em cada plano, numeradas de 1 a 4, da esquerda para a direita (figura 2-94-1). Estes pontos de fixação permitem a instalação de casulos de metralhadoras (estações 2 e 3) e de pilones para cargas externas de vários tipos.

Os pilones usados nos pontos de fixação sob a asa, para o transporte de cargas externas, são do tipo AERMACCHI com cabides HANDLEY-BROW do tipo MA-4A, equipados com ganchos de suspensão espaçados de 14 polegadas.

Toda a alimentação elétrica é feita pelas barras principal e de emergência de 28 V DC e o controle do sistema é efetuado através do painel de controle de armamento do posto dianteiro e pela chave de corte de armamento do posto traseiro.

2-94-2. CAPACIDADE DE ARMAMENTO

O EMB-312 possui provisões para a utilização dos seguintes armamentos: casulo de metralhadora 7,62 mm, lançadores de foguetes LM70/7 (SBAT 70) ou LM37/7 (SBAT 37), bomba MK-81 (250 lb) ou bomba MK-76 (25 lb). Estes armamentos poderão ser utilizados em qualquer uma das quatro estações, exceto o casulo de metralhadora, que só poderá ser utilizado nas estações internas de armamento (estações 2 e 3).

As várias configurações de armamento estão representadas na figura 2-94-2, sendo que todos os armamentos serão carregados externamente.

2-94-3. CONTROLES DO ARMAMENTO

O engatilhamento das estações, as predisposições e a permissão de disparo são efetuados do painel de controle

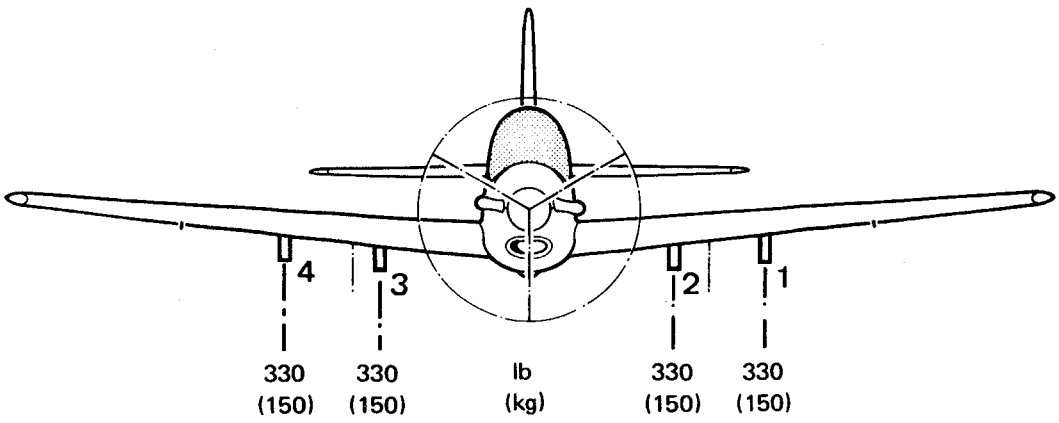


Figura 2-94-1. Pontos Reforçados de Fixação Sob a Asa

do armamento no posto dianteiro. O disparo de projéteis (metralhadoras e foguetes) é comandado pelo gatilho no manche dianteiro e a largada de cargas é controlada por um botão operado pelo polegar, também no punho do manche. O posto traseiro é provido de um interruptor de corte de armamento, para permitir ao instrutor interromper a qualquer tempo a ação de disparo. O painel repetidor no posto traseiro reproduz todas as predisposições do armamento efetuadas pelo aluno. Cada posto é equipado com um controle de alijamento de emergência de cargas externas (comando "Salvo").

2-94-4. PAINEL DE CONTROLE DO ARMAMENTO

O painel de controle do armamento está localizado no painel central de instrumentos no posto dianteiro (figura 2-94-3). Este painel possui os seguintes comandos:

CHAVE SELETORA DE ARMAMENTO: possui cinco posições dispostas da seguinte maneira:

- DESL: todo o sistema de comando, seleção e disparo permanece desenergizado.
- METR: todos os circuitos de detecção e disparo relacionados com metralhadora ficam energizados, desde que a mesma esteja instalada e engatilhada em qualquer das estações internas.
- FOG: todos os circuitos de detecção e disparo relacionados com foguetes ficam energizados, desde que os mesmos estejam instalados e armados, em qualquer um dos quatro pilones.
- BOMBA: todos os circuitos de detecção e largada de cargas relacionados com bombas ficam energizados, desde que as mesmas estejam instaladas e armadas em qualquer um dos quatro pilones.
- ALIJAR: permite o alijamento de bombas, do casulo de foguetes, do casulo de metralhadora 7.62 mm ou dos tanques subalares, desde que estejam instalados e armados em qualquer um dos quatro pilones.

CHAVES DE ENGATILHAMENTO DE ESTAÇÃO: permitem o engatilhamento da respectiva estação, desde que o armamento, localizado na referida estação, seja o mesmo indicado pela chave seletora de armamento. Nesta condição, para cada chave de engatilhamento atuada, haverá uma luz verde acesa que testemunhará a presença da carga e o engatilhamento daquela estação.

CHAVE DE AUTORIZAÇÃO DE DISPARO DE PROJÉTEIS E CÂMARA: é uma chave de três posições, dispostas da seguinte maneira:

- TRAV: nesta posição (guarda abaixada), a guarda de proteção impede o acionamento da chave de autorização de disparo de projéteis e câmaras e, conseqüentemente, o disparo da câmara, dos foguetes e da metralhadora.
- CÂM: esta posição central da chave permite somente o acionamento da câmara fotográfica, quando o gatilho do manche é pressionado. Esta operação é efetuada independentemente da posição da chave seletora ou das chaves de engatilhamento.
- PROJ. E CÂM: posição extrema superior que permite o acionamento da câmara, bem como o disparo de metralhadoras e foguetes, desde que estas estejam pré-selecionadas e engatilhadas; nestas condições, uma luz vermelha existente no painel de controle com a inscrição ARMAM LIGA será energizada.
  Tanto o acionamento da câmara como o disparo das metralhadoras ou foguetes serão realizados por meio do gatilho do manche dianteiro.
  Obs.: A câmara fotográfica é um equipamento opcional.

CHAVE DE AUTORIZAÇÃO DE LARGADA DE BOMBAS E ALIJAMENTO: esta chave, com guarda de proteção, tem a função de permitir a largada de bombas e de cargas alijáveis, desde que a chave seletora esteja pré-selecionada corretamente e que pelo menos uma estação esteja engatilhada e carregada com bomba ou carga alijável; nestas condições, uma luz vermelha, localizada no painel de controle com a inscrição ARMAM LIGA, será energizada. O desprendimento das bombas ou das cargas alijáveis é efetuado através de um botão localizado no manche do posto dianteiro. São consideradas cargas alijáveis os lançadores com foguetes, as bombas, os tanques subalares e os casulos de metralhadoras 7.62 mm.

CHAVE MODO DE DISPARO DOS FOGUETES: esta chave possibilita a escolha do modo de disparo dos foguetes. Na posição SIMPL, os foguetes são disparados um a um em cada acionamento do gatilho do manche e, na posição RAJ, basta manter pressionado o gatilho para que os foguetes sejam disparados em seqüência.
No caso de utilização dos Foguetes SBAT-37 e SBAT-70 esta chave fica inoperante.

CHAVE DE ESPOLETAS DAS BOMBAS: é uma chave de três posições. Permite que sejam acionados os solenóides de armamento das espoletas das bombas existentes nos suportes dos pilones, desde que a chave seletora esteja na posição BOMBA.
Na posição INST, tanto o solenóide que arma a espoleta dianteira da bomba como o da empenagem ficam energizados. Na posição RETAR, somente o solenóide que arma a espoleta da empenagem é energizado. Na posição

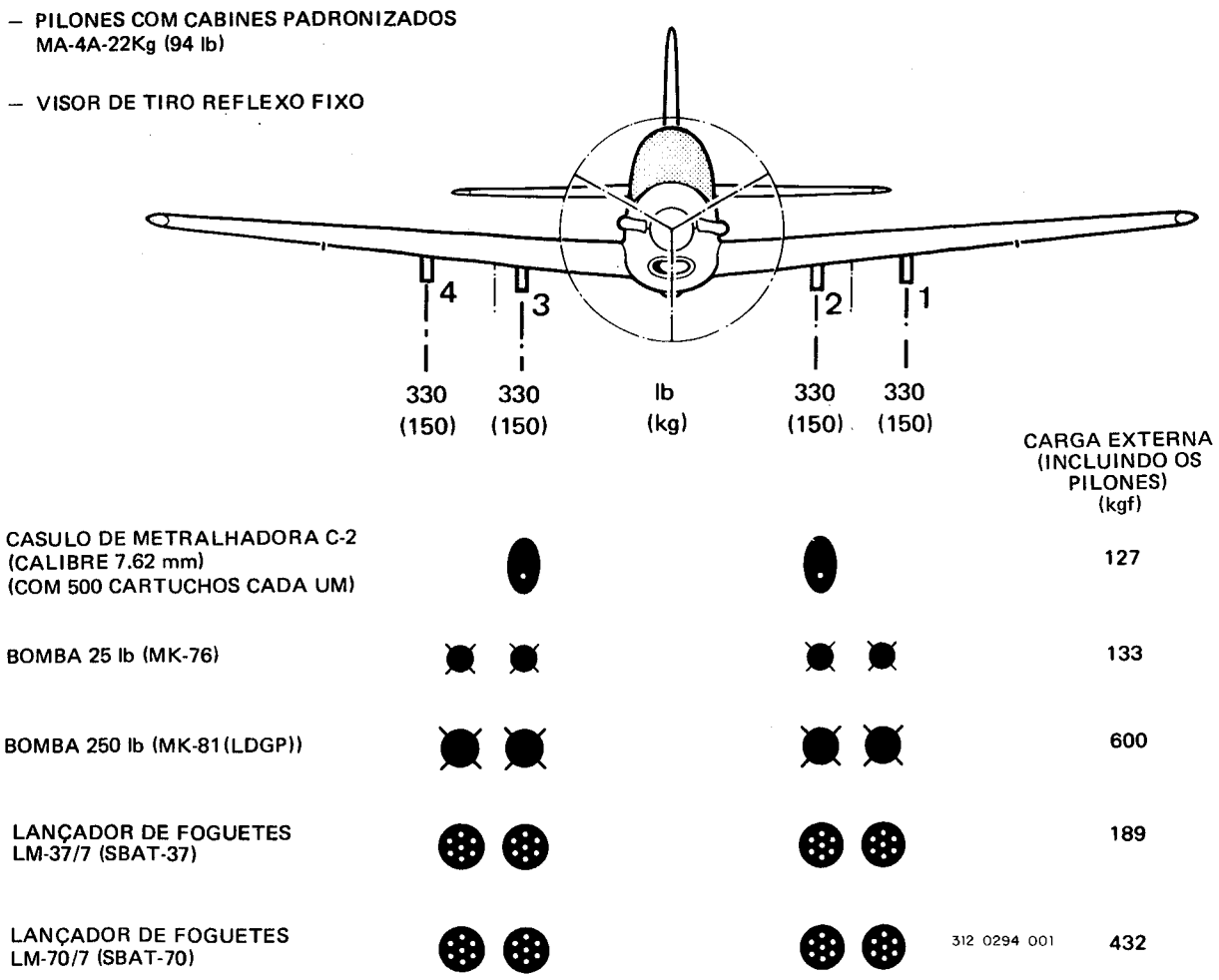


Figura 2-94-2. Capacidade de Armamento

TRAV, ambos os solenóides ficam desenergizados.

LÂMPADAS – TESTEMUNHAS DE CORTE DE ARMAMENTO: estas lâmpadas-testemunhas âmbar, localizadas em ambos os painéis (comando e repetidor), só serão energizadas quando houver corte de armamento, através da chave de corte de armamento existente no posto traseiro.

2-94-5. PAINEL REPETIDOR DE ARMAMENTO (figura 2-94-3)

O painel repetidor de armamento existente no posto traseiro possui, em lugar das chaves de comando do painel de controle, luzes azuis que testemunham a ação do piloto do posto dianteiro sobre o sistema de armamento. Assim, a cada comando efetuado no painel de controle de armamento, a luz correspondente acenderá no painel repetidor, possibilitando ao instrutor acompanhar as ações do aluno.

2-94-6. COMANDOS SALVO (figura 2-94-3)

Em cada posto de pilotagem existe um botão de comando SALVO. Os comandos são independentes do sistema de seleção e permitem o desprendimento, em segurança, de qualquer carga bélica instalada nos pilones, em quaisquer condições de vôo. O circuito deste comando é alimentado através da barra de emergência de 28 V DC.

2-94-7. CHAVE DE DISPARO/SALVO NO SOLO (figura 2-94-3)

A função desta chave, quando acionada, é fazer o "by-pass" do "microswitch" do amortecedor do trem de pouso esquerdo, permitindo que sejam feitos testes no sistema de armamento com a aeronave no solo. Esta chave possui uma guarda de proteção e está localizada na parte traseira do console lateral direito do posto de pilotagem dianteiro.

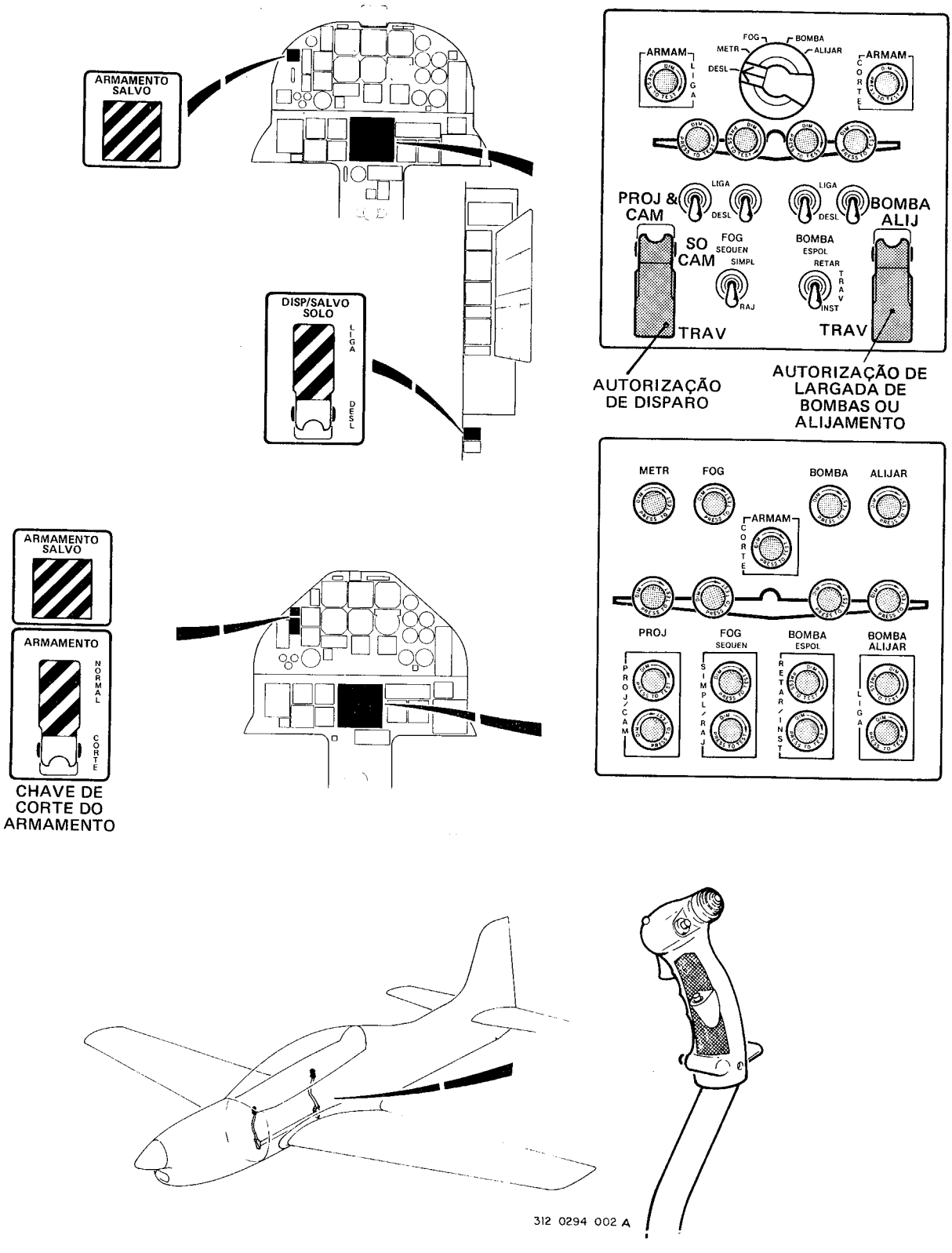


Figura 2-94-3. Painéis e Comandos do Sistema de Armamento

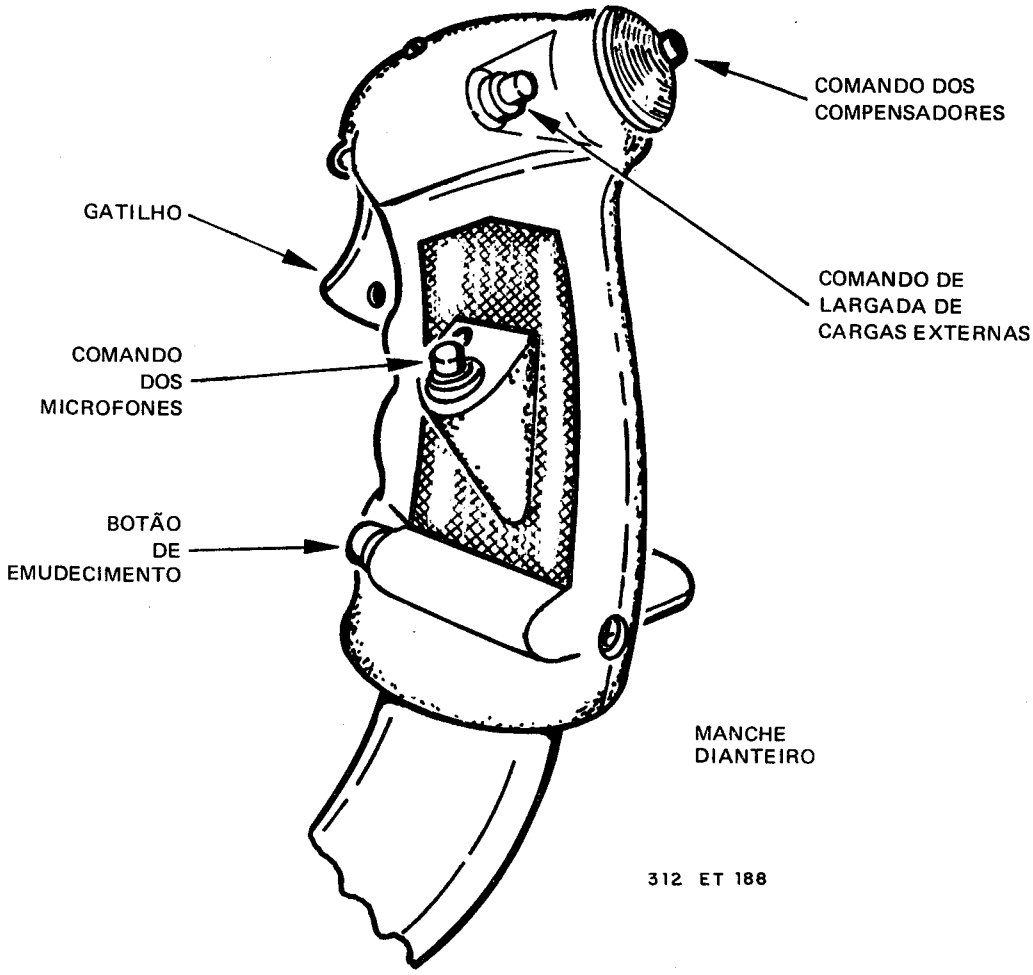


Figura 2-94-4. Comandos do Armamento

2-94-8. CHAVE DE CORTE DE ARMAMENTO (figura 2-94-3)

Localizada no painel principal do posto traseiro, a chave de corte de armamento tem a função de cortar toda a alimentação elétrica para o sistema de disparo e para a seleção de armamento. Quando a chave é acionada, todas as funções de armamento ficam inoperantes, exceto a alimentação para o visor de tiro e o comando SALVO. Nesta condição, as duas lâmpadas-testemunhas âmbar, localizadas em ambos os painéis de armamento, ficarão energizadas.

2-94-9. BOTÕES DE DISPARO (figura 2-94-4)

O manche do posto dianteiro possui, em seu punho, dois comandos de disparo do sistema de armamento. O primeiro comando compreende o gatilho frontal, acionado pela pressão do dedo indicador, que dispara as metralhadoras, os foguetes e a câmara fotográfica. Este gatilho possui dois estágios; o primeiro estágio aciona somente a câmara fotográfica, quando houver, e o segundo estágio aciona tanto a câmara fotográfica como as metralhadoras e os foguetes, dependendo da pré-seleção feita e também da posição do amortecedor do trem de pouso esquerdo (avião

em vôo). O segundo comando é feito pela pressão do dedo polegar no botão situado na lateral esquerda superior do manche e determina a largada de bombas e/ou o alijamento das cargas, dependendo do que foi pré-selecionado e também da posição do amortecedor do trem de pouso esquerdo (avião em vôo).

2-94-10. CAIXA DE RELÉS (figura 2-94-5)

Na caixa de relés do sistema de armamento do EMB-312 estão localizados todos os relés de disparo, seleção e detecção, servindo também como caixa de junção dos diversos dispositivos que constituem o sistema de armamento da aeronave.

2-94-11. VISOR DE TIRO (figura 2-94-6)

O visor de tiro utilizado no EMB-312 é do tipo fixo de reflexo e está instalado sobre a parte central da pala do painel principal do posto de pilotagem dianteiro. Este visor necessita de alimentação elétrica para energizar uma lâmpada do sistema de colimação. Esta lâmpada é alimentada através de uma chave, localizada na parte inferior do painel principal do posto de pilotagem dianteiro. O visor possui os seguintes controles:

- Controle de brilho da lâmpada de colimação, localizado na face lateral esquerda do visor.
- Controle de elevação da deflexão da linha de visada, também localizado na face lateral esquerda do visor.
- Controle de azimute da deflexão da linha de visada, localizado na face lateral direita do visor.
- Controle seletor de lâmpada, localizado na parte superior traseira da base do visor, que tem a função de alimentar uma lâmpada-reserva, em caso de falha da lâmpada principal.

2-94-12. DISJUNTORES

O sistema de armamento possui disjuntores para proteção dos circuitos elétricos, todos situados no painel de disjuntores dianteiro (figura 2-94-7).

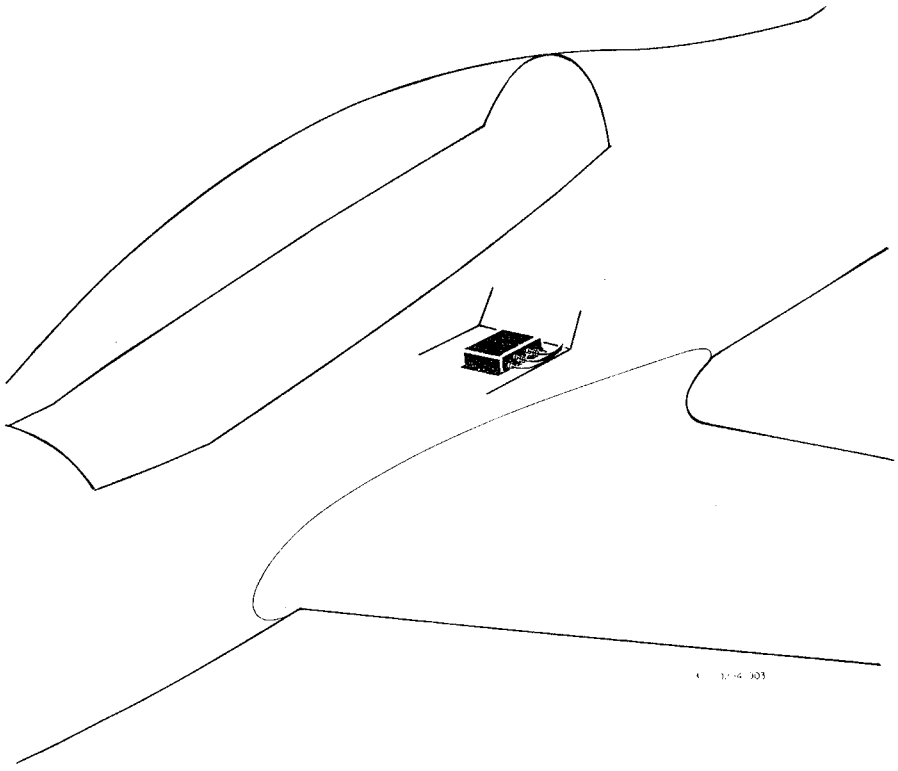
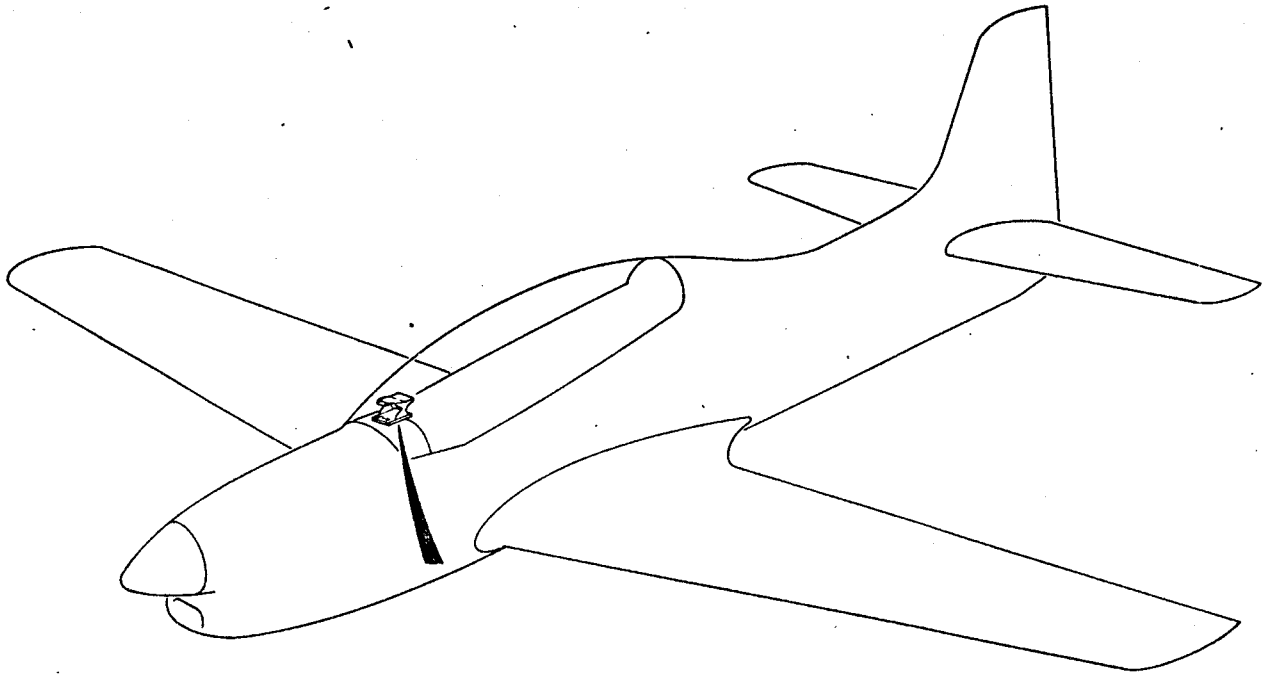
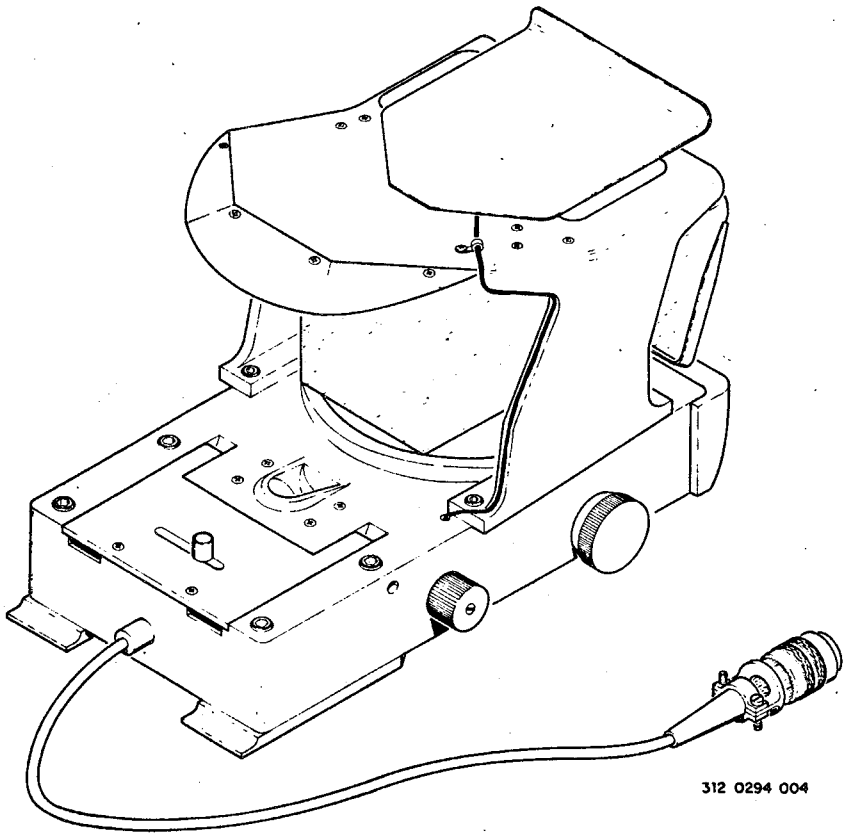


Figura 2-94-5. Localização da Caixa de Relés de Armamento





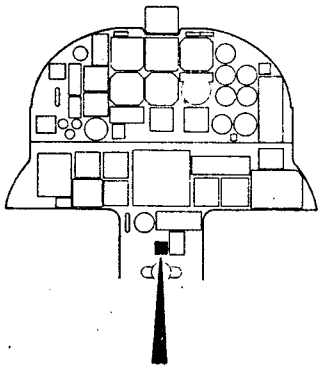




Figura 2-94-6. Visor de Tiro

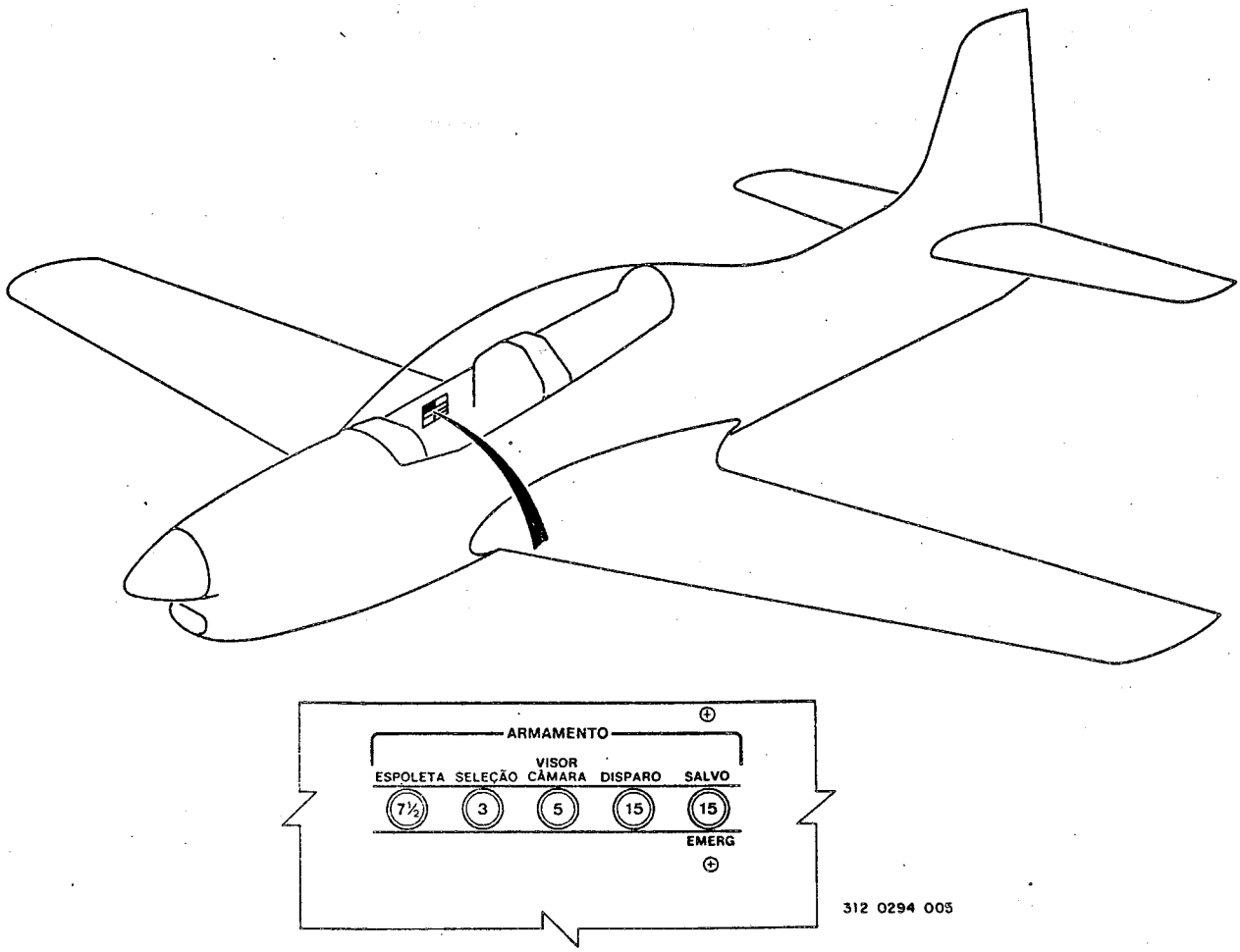


Figura 2-94-7. Disjuntores do Armamento

2-94-13. PILONES SUBALARES (figura 2-94-8)

Os pilones P/N GC900-20-11D (com os acessórios devidos), a serem fixados sob as asas, são projetados para transportar todas as combinações de armamento aplicáveis ao avião.

Estes pilones são iguais e, desta forma, intercambiáveis em qualquer um dos quatro pontos reforçados sob as asas.

Os pilones permitem instalar tanques subalares, além de todas as combinações aplicáveis ao avião.

Além de sua função de transporte, os pilones provêem a conexão elétrica das cargas ao sistema de armamento. Os pilones são fixados à asa por meio de um suporte central que se encaixa num furo da asa e por dois localizadores ajustáveis. A conexão pilone/asa é completada por carenagens fixadas ao pilone.

Os pilones possuem ainda imobilizadores, que são usados para estabilizar lateralmente as cargas montadas sob os mesmos.

Os pilones EDE-2609 (figura 2-94-8A) podem ser adaptados em qualquer um dos quatro pontos reforçados sob as asas.

A adaptação dos pilones a estes pontos reforçados é obtida por meio de carenagens removíveis.

Uma unidade de alijamento eletromecânica, montada na estrutura principal do pilone, assegura as funções de transporte e alijamento por efeito de gravidade de quaisquer cargas.

Os pilones são projetados para transportar todas as combinações de armamento aplicáveis à aeronave.

Quando os ganchos da unidade de alijamento estão carregados, as cargas externas são automaticamente travadas.

Entretanto os ganchos da unidade de alijamento podem ser travados separadamente por meio de um dispositivo de comando individual.
Os comandos de operação da unidade de alijamento são acessíveis em cada lado do pilone.
A segurança no solo é assegurada inibindo-se a operação do mecanismo da unidade de alijamento por meio de um pino de segurança ao qual é fixado uma bandeirola vermelha de Advertência.
Durante a inspeção de pré-vôo, tal pino deverá ser checado para confirmar se os ganchos estão efetivamente travados na unidade de alijamento e se ele desliza suavemente em sua localização, sem qualquer ponto de atrito, exceto o da esfera do pino de segurança.

2-94-14. SISTEMA DE METRALHADORAS

O EMB-312 comporta provisões para instalação, nas seções internas, de casulos de metralhadoras 7.62 mm.
O casulo utilizado pela metralhadora 7.62 mm é o C2, fabricado pela AEROTEC, que é adaptado aos pilones internos e possui capacidade para 500 cartuchos. A metralhadora utilizada é a MAG FN cal. 7.62 mm (figura 2-94-9).
O comando de disparo das metralhadoras é efetuado através do gatilho do manche dianteiro (2° estágio), depen-

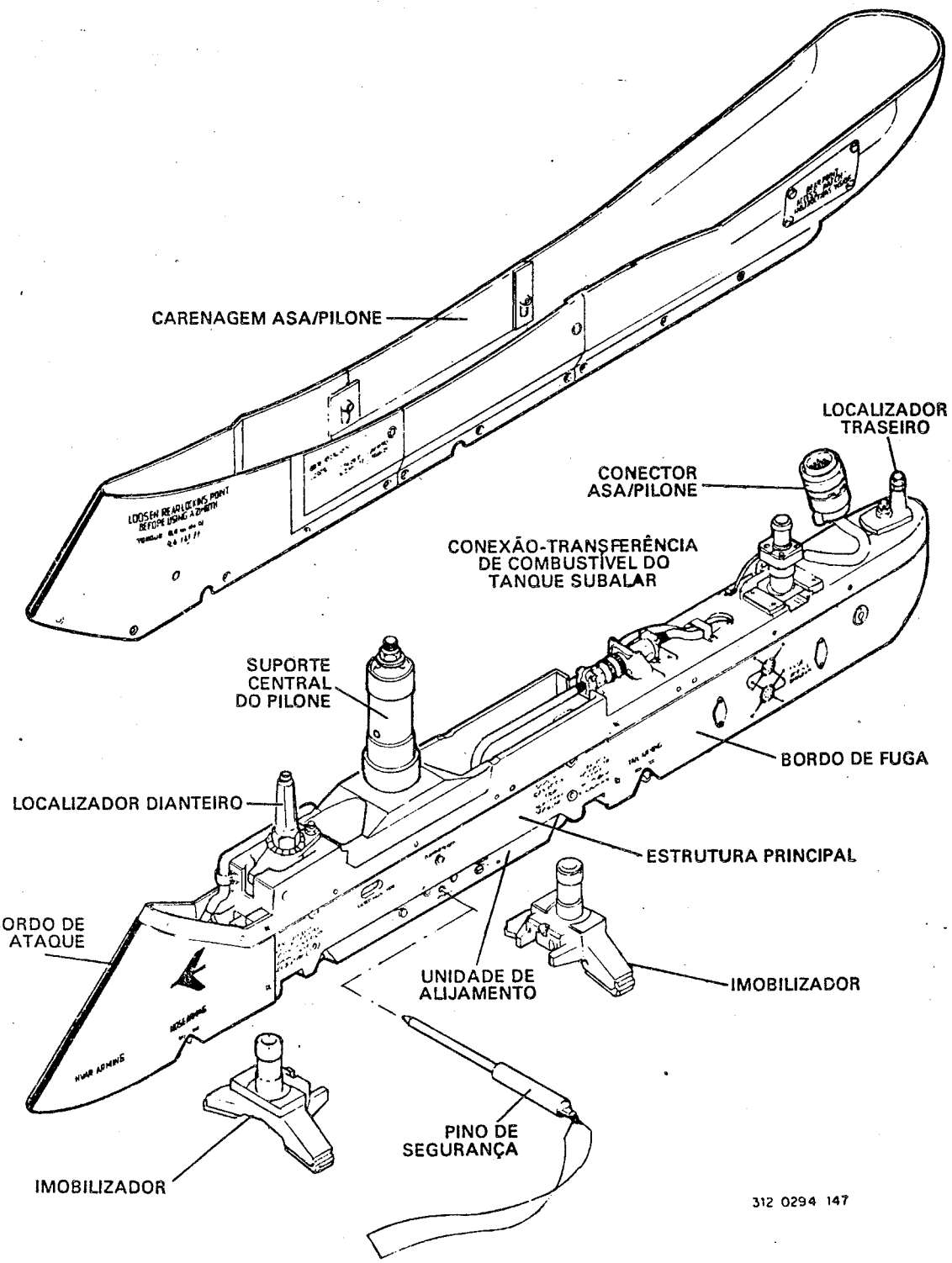


Figura 2-94-7A. Pilone Subalar EDE-2609

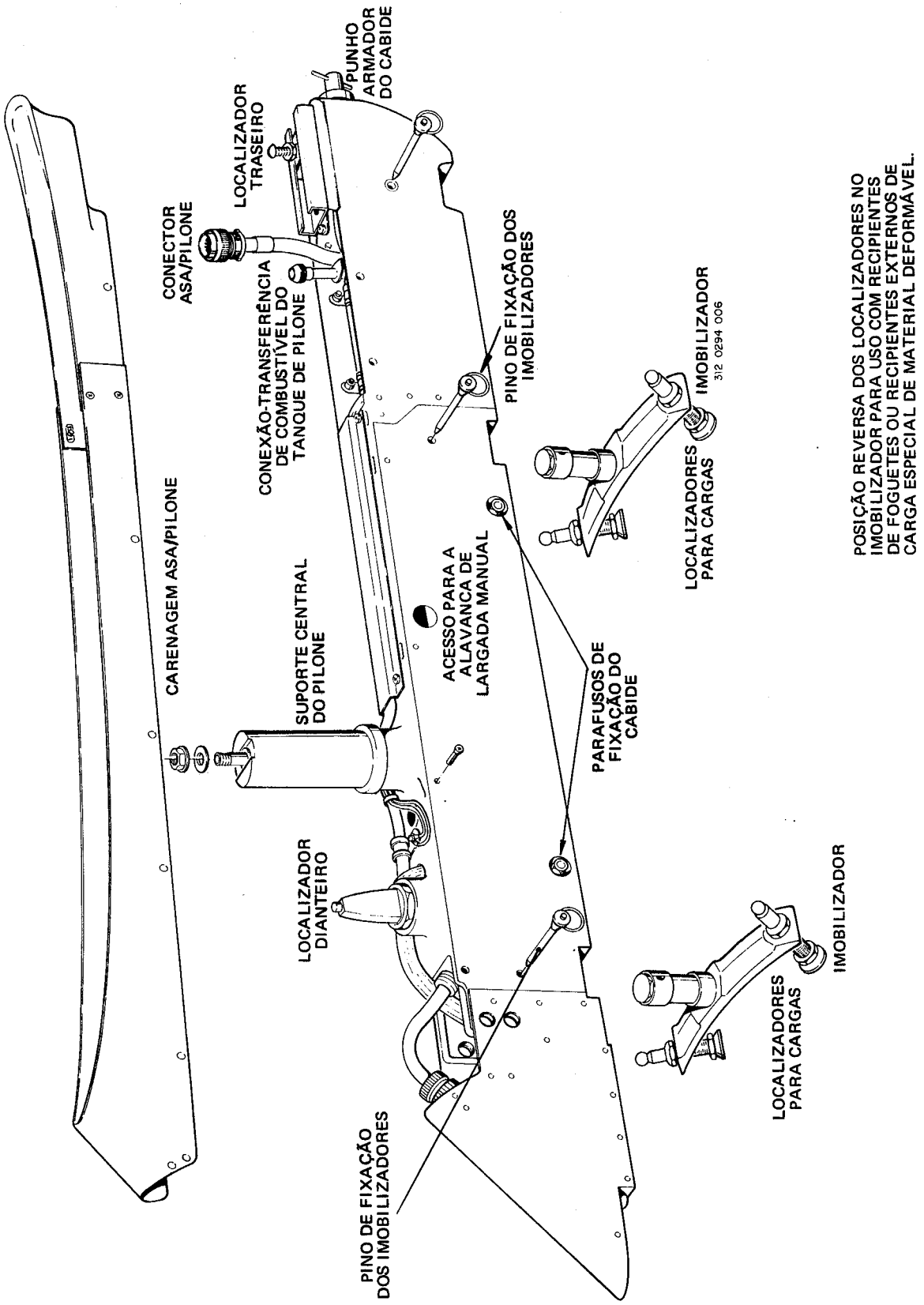


Figura 2-94-8. Pilone Subalar

dendo da pré-seleção efetuada e também da posição do amortecedor do trem de pouso esquerdo (avião em vôo).

2-94-15. SISTEMA DE BOMBAS

As bombas poderão ser instaladas em qualquer uma das quatro estações, sendo fixadas aos pilones por meio de ganchos.
Serão utilizadas, no EMB-312, bombas de 25 lb (MK-76) e/ou bombas de 250 lb (MK-81) (figura 2-94-10).
O lançamento de bombas é comandado por um interruptor de polegar, tipo "push-button", no manche dianteiro, dependendo da pré-seleção efetuada e também da posição do amortecedor do trem de pouso esquerdo (avião em vôo).
O sistema compreende ainda um interruptor localizado no painel de comando no posto dianteiro de pilotagem, para escolha do modo de disparo das espoletas das bombas. A atuação deste interruptor para INST causa a armação das espoletas do nariz e da empenagem.
A atuação desse interruptor para RETAR causa a armação da espoleta da empenagem somente.
Na posição TRAV, ambas as espoletas ficam desarmadas.

2-94-16. SISTEMA DE FOGUETES

Poderão ser instalados lançadores com sete foguetes SBAT 70 ou SBAT 37, cada um, em qualquer um dos quatro pilones fixados nas estações (figuras 2-94-11).
O disparo de foguetes será comandado também pelo gatilho do manche dianteiro (2º estágio), dependendo da pré-seleção efetuada e também da posição do amortecedor do trem de pouso esquerdo (avião em vôo).
A escolha da seqüência de disparo de foguetes é feita através de um interruptor na parte traseira dos lançadores de foguete. Na posição S um foguete é disparado a cada acionamento do gatilho. Na posição R os foguetes serão disparados em seqüência, enquanto o gatilho for mantido acionado.

COMANDOS A SEREM EXECUTADOS / PARA OPERAR	CHAVE SELETORA DE ARMAMENTO	CHAVES DE ENGATILHAMENTO DE ESTAÇÃO	CHAVE DE AUTORIZAÇÃO DE DISPARO DE PROJÉTEIS E CÂMARA	CHAVE DE AUTORIZAÇÃO DE LARGADA DE BOMBAS E ALIJAMENTO	CHAVE MODO DE DISPARO DOS FOGUETES	CHAVE DE ESPOLETAS DAS BOMBAS	MANCHE
① METRALHADORA	METR	ESTAÇÃO 2 E/OU 3 CONFORME A CONFIGURAÇÃO DA AERONAVE	PROJ & CÂM	–	–	–	2º ESTÁGIO DO GATILHO
② FOGUETE	FOG	TODAS AS ESTAÇÕES MUNIDAS COM CASULO DE FOGUETES	PROJ & CÂM	–	–	–	2º ESTÁGIO DO GATILHO
③ BOMBA	BOMBA	TODAS AS ESTAÇÕES MUNIDAS COM BOMBAS	–	BOMBA ALIJ	–	INST OU RETAR	BOTÃO SOBRE O MANCHE
④ ALIJAR	ALIJAR	TODAS AS ESTAÇÕES COM CARGAS ALIJÁVEIS	–	BOMBA ALIJ	–	–	BOTÃO SOBRE O MANCHE
⑤ CÂMARA (OPCIONAL)	DESL	–	SÓ CÂM	–	–	–	1º ESTÁGIO DO GATILHO

Tabela 2-94-1. Operação do Sistema de Armamento

NOTA:
- A câmara fotográfica (opcional) operará nas configurações ①, ② e ⑤ acima descritas.
- O modo de disparo dos foguetes SBAT-37 e SBAT-70 é selecionado diretamente nos lançadores, ficando a chave-modo de disparo dos foguetes inoperantes.

2-94-17. OPERAÇÃO DO SISTEMA DE ARMAMENTO

Para a operação do sistema de armamento do EMB-312, deve-se seguir uma seqüência de procedimentos para cada tipo de carga que se deseja operar. Esta seqüência está ilustrada na Tabela 2-94-1 e deverá ser seguida para o funcionamento do sistema.
O sistema admite ainda a possibilidade de operação no solo para testes, bastando para isto o acionamento do comando SALVO NO SOLO, seguido da seqüência contida na Tabela 2-94-1, de acordo com o armamento que se deseja operar.

2-94-18. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

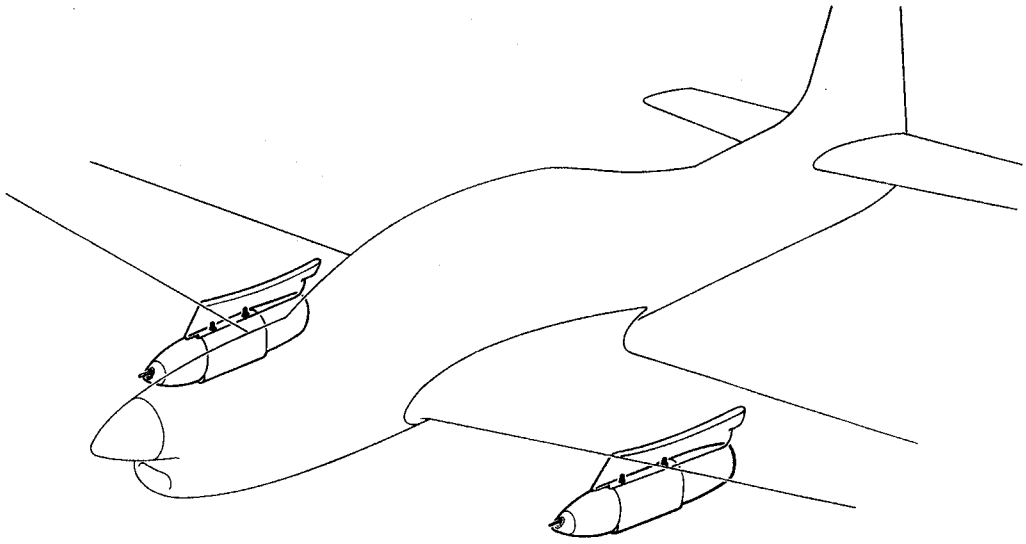
Este parágrafo contém o equipamento de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção no sistema de armamento.

P/N	NOME	ALTERNATIVA
EMB-00203-001	Caixa de testes do sistema de armamento	–
EMB-00449-001	Caixa de teste do sist. de armamento com intervalometro	–
8020B/C-90	Multímetro digital	–
	Chave "Allen" de 1,5 mm	–
	Torquímetro (0-200 lb.pol)	–
	Nível de bolha	–
1730-0061	Empilhadeira	Equivalente
EMB-00726-002	Carro para transporte dos pilones	–
	Carro para transporte do casulo de metralhadora	Equivalente
312-00097-001-W17H	Quadro de harmonização de tiro	–
312-10698-001-W12H2	Dispositivo para nivelamento e harmonização	–
312-10698-001-W12H	Suporte da luneta de harmonização de tiro	–
SZR2-1	Conjunto de harmonização Nível de Bolha	–
2609-0229-001	Kit de ferramentas especiais	–

Tabela 2-94-2. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N	QUANTIDADE
Bicarbonato de Sódio	–	–	CR
Óleo	WD-40	–	CR

Tabela 2-94-3. Material de Consumo



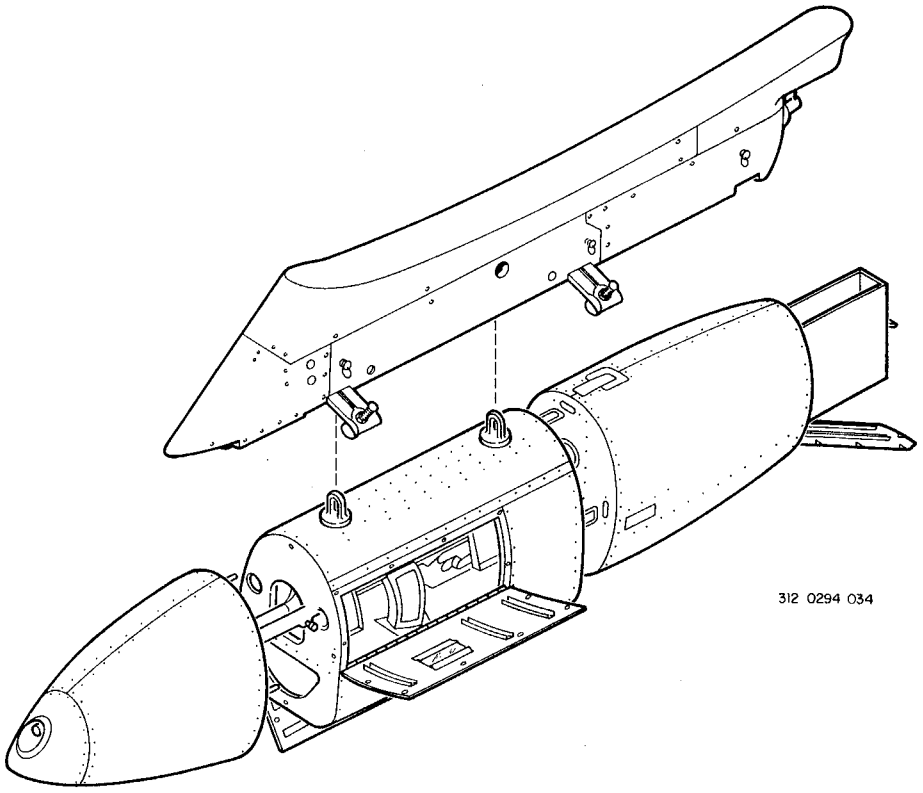


Figura 2-94-9. Sistema de Metralhadoras

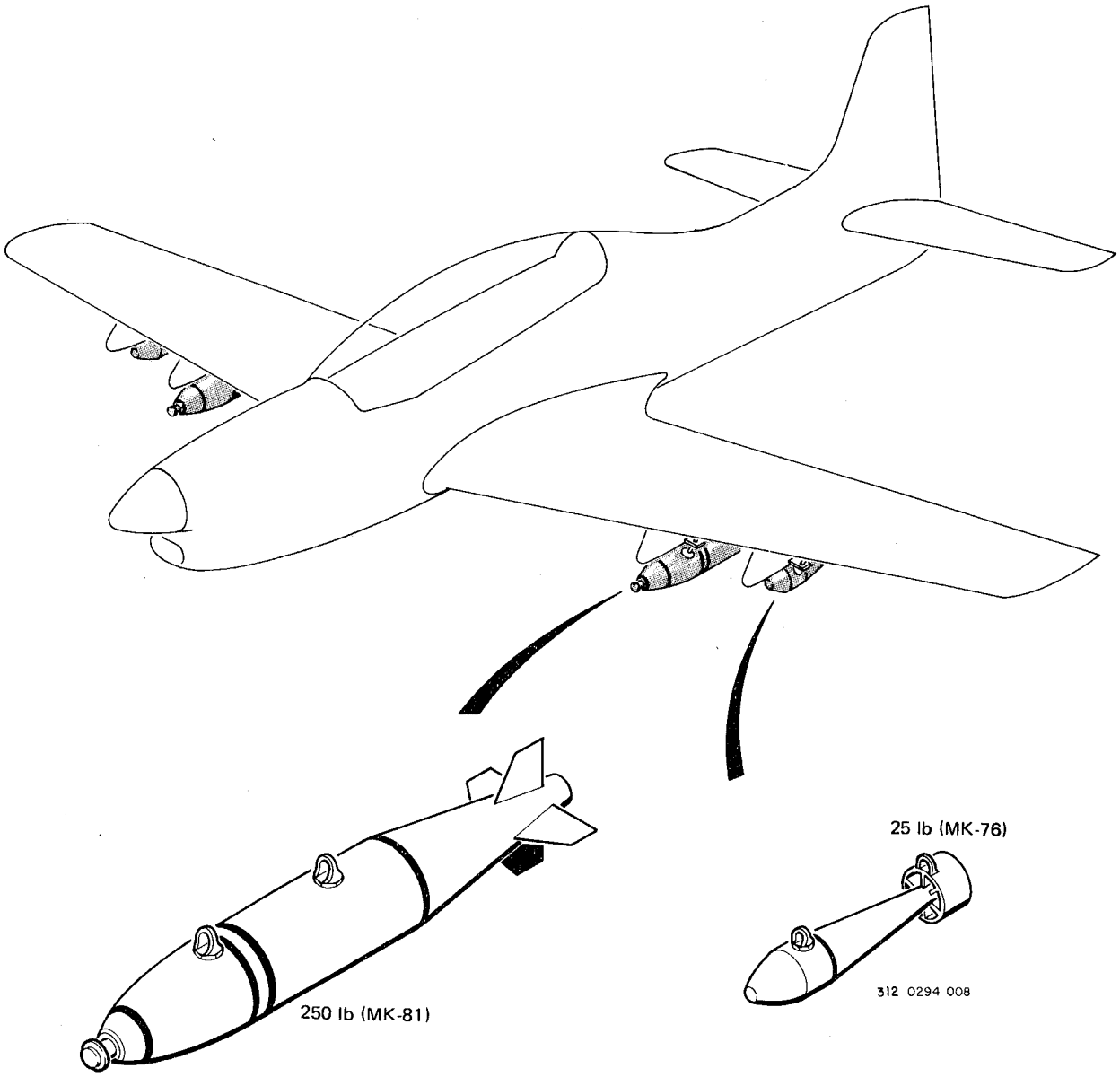


Figura 2-94-10. Sistema de Bombas

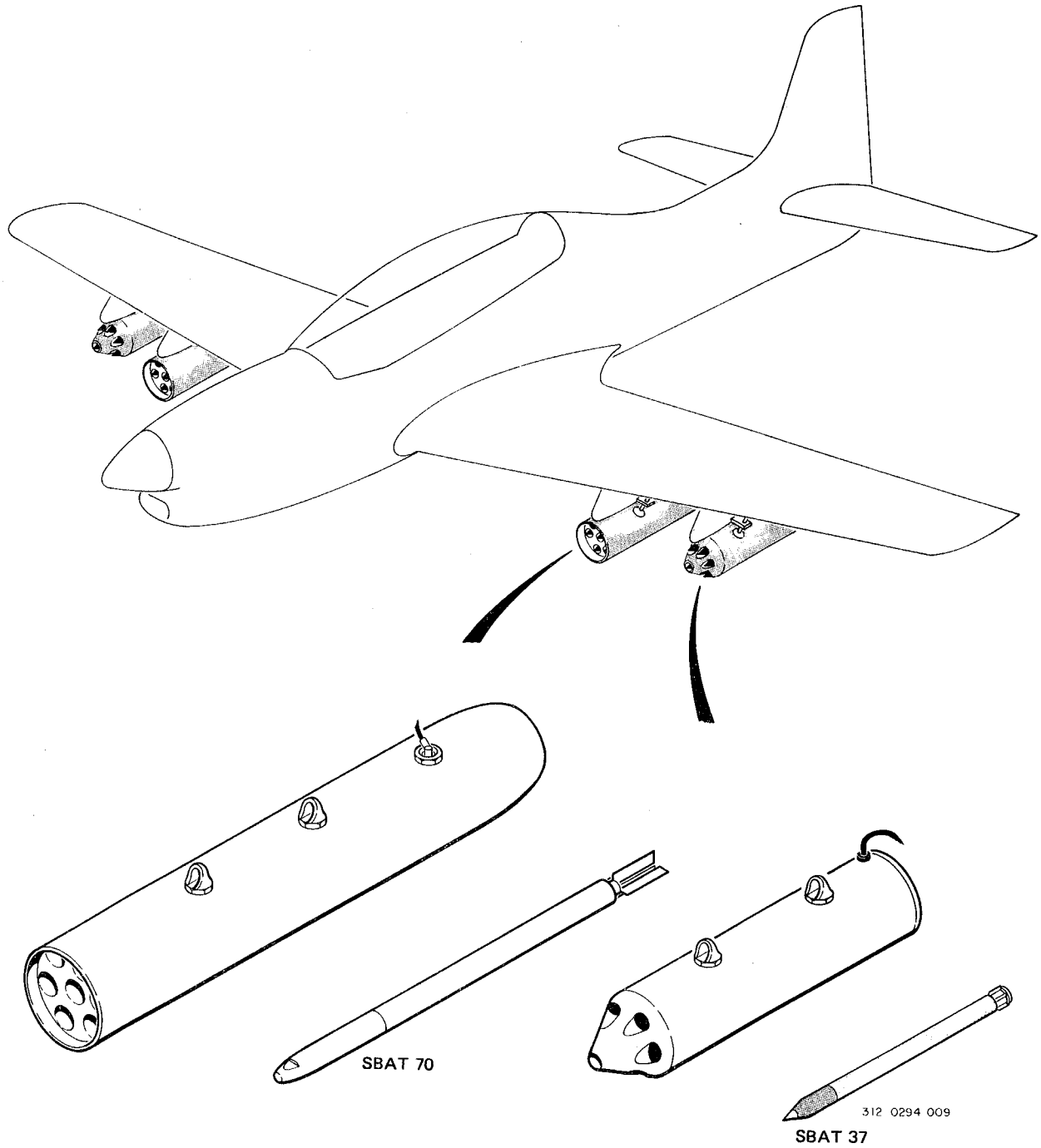


Figura 2-94-11. Sistema de Foguetes

SEÇÃO II
SISTEMA DE ABANDONO E SEGURANÇA DA TRIPULAÇÃO (95 - 00 - 00)

2-95-1. DESCRIÇÃO GERAL

O sistema de abandono e segurança da tripulação do EMB-312 é composto de assento ejetável e cordão explosivo da capota. Nesta seção, é feita uma descrição dos componentes do sistema, bem como da operação dos mesmos.

2-95-2. ASSENTO EJETÁVEL (figura 2-95-1)

O avião é equipado com dois assentos ejetáveis MARTIN-BAKER MK8L. Este tipo de assento permite a ejeção em qualquer altitude, incluindo a ejeção ao nível da pista, desde que a velocidade do avião não seja inferior a 70 nós.
O assento ejetável é constituído pelas seguintes partes principais: estrutura, sistema de amarração, sistema de disparo, sistema de controle e atuação, sistema de oxigênio de emergência, sistema de reposicionamento vertical do assento e KIT de sobrevivência.

2-95-3. ESTRUTURA DO ASSENTO (figura 2-95-2)

A estrutura do assento consiste em duas colunas principais verticais e em três vigas horizontais. A viga superior é moldada para encaixar com a ponta do canhão de ejeção e suporta o empuxo do canhão durante a ejeção e ainda incorpora o pistão que liga o pára-quedas estabilizador-extrator ao assento. Na viga horizontal central, está localizada a unidade de retração dos suspensórios. A viga inferior tem finalidade apenas estrutural.

2-95-4. SISTEMA DE AMARRAÇÃO (figura 2-95-3)

O sistema de amarração é constituído de um conjunto de suspensórios, fitas de amarração do piloto ao assento, fivela e fitas de retração das pernas.
O conjunto de suspensórios está fixo a uma carretilha instalada acima do encosto do assento. Esta carretilha possui uma alavanca de comando localizada na lateral esquerda do assento. Quando na posição destravada, o tripulante tem movimentos livres, desde que a aceleração não seja maior que 3,5 g. Caso isso ocorra, a carretilha é bloqueada, impedindo que o tripulante seja lançado para a frente.
As fitas de retração das pernas têm por finalidade recolher as pernas do tripulante durante a ejeção, protegendo-as contra impactos na aeronave. As fitas encontram-se fixadas, em uma das extremidades, nas laterais do assento, passam através de catracas orientadoras e, na outra extremidade, fixadas ao piso por um pino cisalhante. O comando para desengate das fitas encontra-se na lateral esquerda do assento e age no sentido de liberar as extremidades fixadas nas laterais do assento.

2-95-5. SISTEMA DE DISPARO (figura 2-95-4)

O sistema de disparo consiste em um punho de comando, uma carga explosiva detonável por percussão, um canhão telescópico de três estágios e uma unidade de retração dos suspensórios.
O canhão de ejeção consiste em três tubos cilíndricos telescópicos. O tubo externo é fixado à estrutura do avião e incorpora os trilhos-guia, nos quais o conjunto do assento corre, na ejeção. O tubo interno possui, em sua extremidade, uma trava que o prende à viga horizontal superior do assento. O cilindro intermediário tem a função de aumentar o curso do canhão de ejeção. O canhão contém três cartuchos, sendo que o primário e sua unidade de disparo estão encaixados em uma culatra na extremidade superior do tubo interno.
Os outros dois cartuchos auxiliares estão armazenados em câmaras, uma superior e outra inferior, que fazem parte do tubo externo.
A unidade de retração dos suspensórios encontra-se instalada na carretilha e tem por finalidade forçar o piloto a assumir a posição correta de ejeção.

2-95-6. SISTEMA DE CONTROLE E ATUAÇÃO

O sistema de controle e atuação consiste nos seguintes componentes: uma unidade "drogue", uma unidade barostática, um conjunto de pára-quedas e um dispositivo de atuação em emergência.

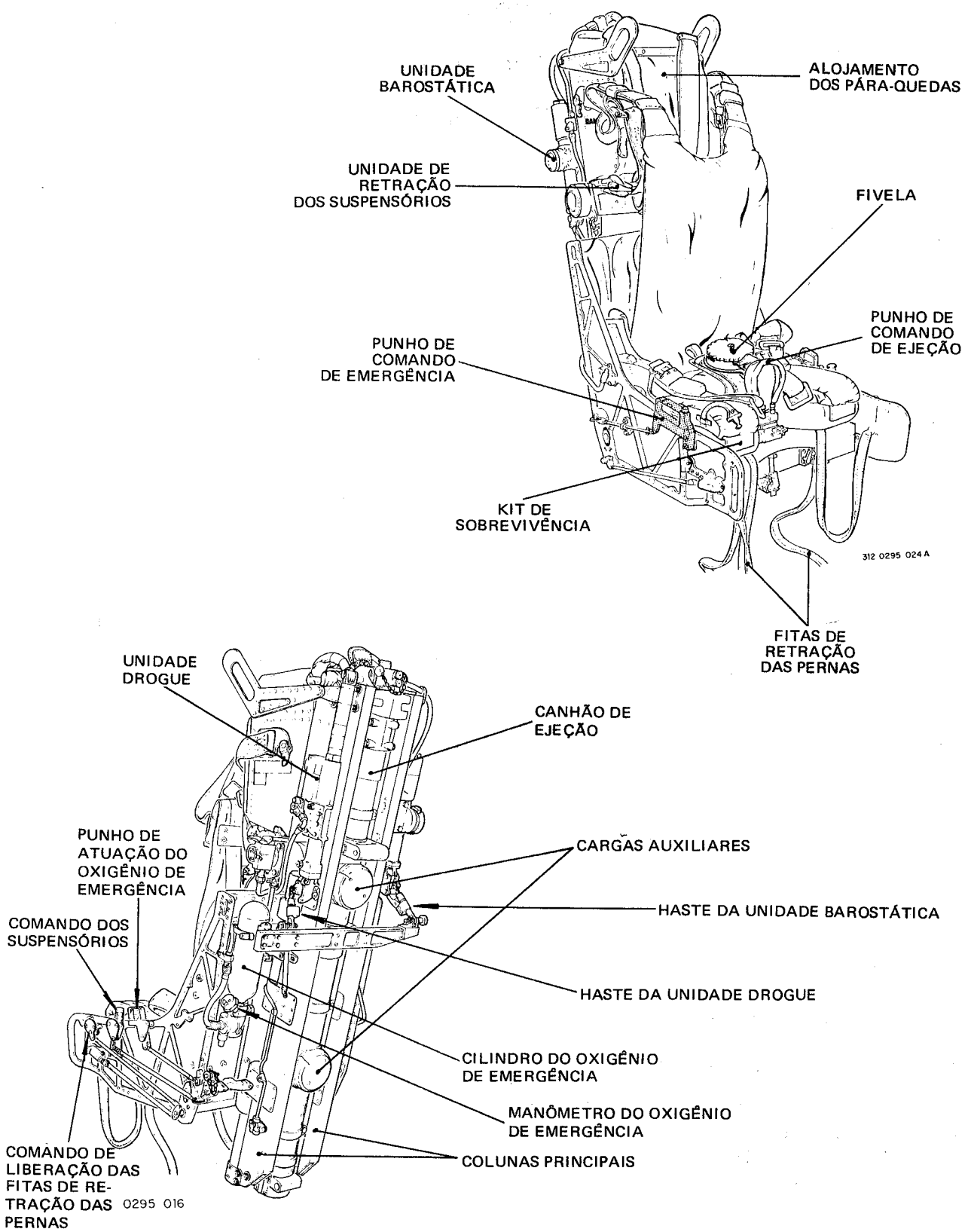


Figura 2-95-1. Assento Ejetável MK-8L

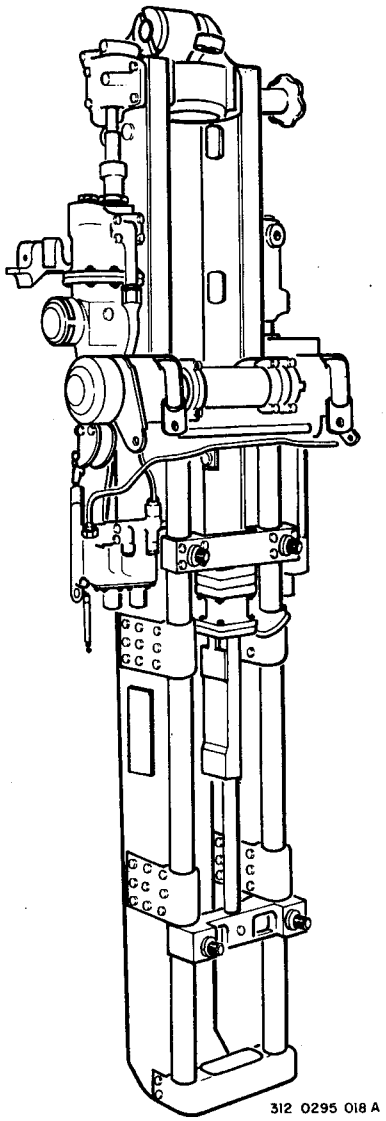


Figura 2-95-2. Estrutura do Assento

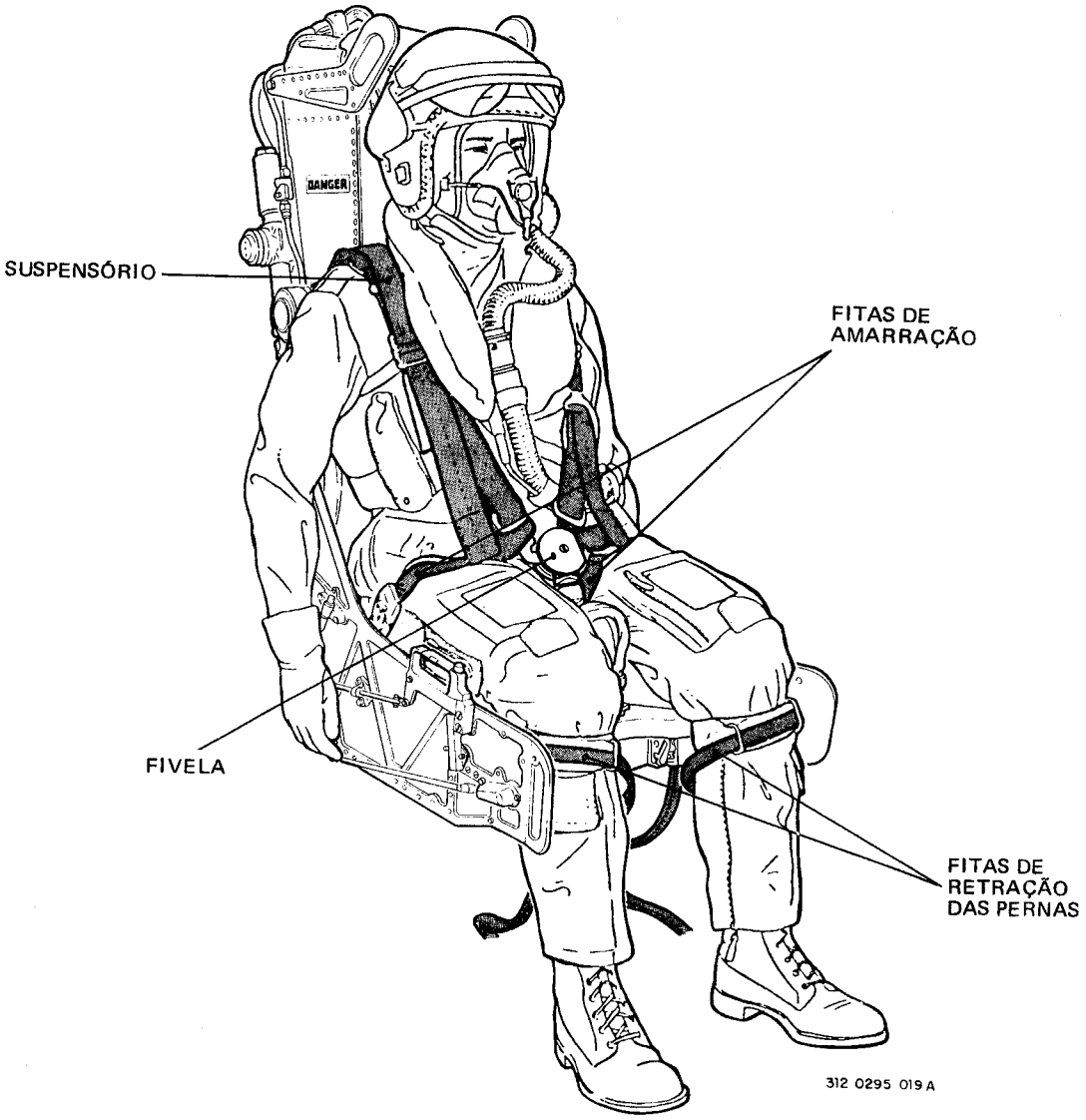


Figura 2-95-3. Sistema de Amarração

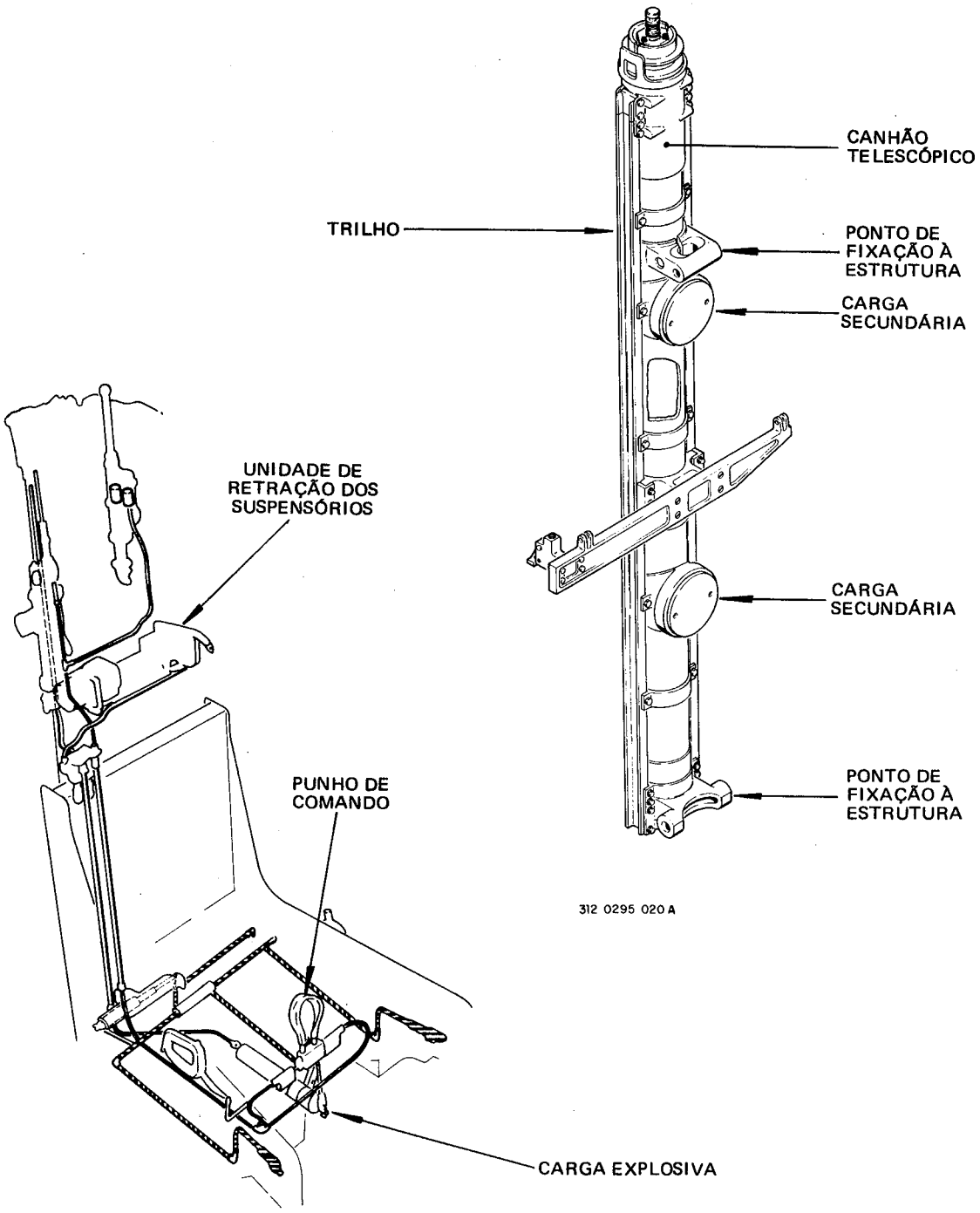


Figura 2-95-4. Sistema de Disparo

2-95-7. UNIDADE "DROGUE" (figura 2-95-5)

A unidade "drogue" está localizada na lateral esquerda traseira do assento e tem por finalidade determinar o momento de abertura do pára-quedas estabilizador-extrator.

Consiste em um mecanismo de tempo, duas cargas explosivas (carga primária e carga secundária), um percussor e uma massa dinâmica. O mecanismo de tempo é travado por uma haste que tem sua extremidade oposta presa a uma viga transversal que, por sua vez, está presa ao tubo externo do canhão que permanece na aeronave durante a ejeção.

Assim, durante a ejeção, o mecanismo de tempo é acionado e, 0,5 segundo depois, impulsiona o percussor de encontro à carga explosiva primária, detonando-a.

A pressão dos gases força a expulsão da massa dinâmica. Esta massa tem sua extremidade superior fixada ao cordel do pára-quedas estabilizador-extrator, de modo que, quando a massa é lançada fora do cano da unidade "drogue", ela o puxa para fora de seu alojamento.

A carga secundária tem a mesma finalidade da primária, porém é detonada por pressão e temperatura, geradas na unidade barostática, após o funcionamento desta ou, em caso de falha, tanto da unidade "drogue" como da barostática, utilizando-se o dispositivo de atuação em emergência.

2-95-8. UNIDADE BAROSTÁTICA (figura 2-95-6)

A unidade barostática está localizada na lateral direita traseira do assento e tem por finalidade determinar o momento da separação do conjunto assento/tripulante e a abertura do pára-quedas principal.

Internamente, esta unidade consiste em um mecanismo de tempo, em uma carga explosiva, em um percussor, em uma cápsula barostática e em um pistão atuador.

O mecanismo de tempo é travado por uma haste que tem sua extremidade oposta presa à mesma viga transversal usada pela unidade "drogue".

Assim, durante a ejeção, em alturas inferiores a 5000 m, o mecanismo de tempo é acionado e, aproximadamente 1,5 segundo depois, ele impulsiona o percussor de encontro à carga explosiva, detonando-a. A pressão do gás gerado no disparo ativará os dispositivos responsáveis pela separação assento/tripulante, a liberação do pára-quedas estabilizador-extrator, com conseqüente abertura do pára-quedas principal, bem como detonando o cartucho secundário da unidade "drogue".

Em alturas superiores a 5000 m, a cápsula barostática impede o funcionamento do mecanismo de tempo. Isto se faz necessário para assegurar que o tripulante seja trazido, rapidamente e com segurança, de uma altura com condições ambientais adversas (rarefação do ar e baixa temperatura) para outra, preestabelecida, que seja segura.

2-95-9. CONJUNTO DE PÁRA-QUEDAS

O conjunto de pára-quedas é constituído de um pára-quedas estabilizador-extrator e de um pára-quedas principal GQ aerocônico.

O alojamento está localizado na parte superior frontal das colunas verticais da estrutura do assento, sendo fechado por intermédio de quatro coberturas de tecido, presas por um único pino que, por sua vez, está preso ao cordel de remoção do pára-quedas estabilizador-extrator, (figura 2-95-7)

A face frontal do compartimento dos pára-quedas é moldada para acomodar o capacete do tripulante e posicioná-lo corretamente durante a ejeção.

2-95-10. DISPOSITIVO DE ATUAÇÃO EM EMERGÊNCIA (figura 2-95-8)

O dispositivo de atuação em emergência tem por finalidade possibilitar a abertura dos pára-quedas, bem como a separação do conjunto assento/tripulante, em caso de falha da unidade "drogue" e/ou da unidade barostática.

Consiste em um punho de comando manual e em uma carga explosiva, localizados na lateral direita do assento.

Quando este dispositivo é acionado, a pressão dos gases em expansão detona a carga secundária da unidade "drogue" e, ao mesmo tempo, desviando-se da unidade barostática, possibilita a abertura do pára-quedas principal e a separação do conjunto assento/piloto.

Para evitar o acionamento inadvertido do dispositivo de atuação em emergência, uma interligação mecânica é instalada entre o punho de comando do sistema de disparo e o comando de atuação em emergência, de modo que a atuação em emergência só é possível após o acionamento do punho de comando do sistema de disparo.

2-95-11. SISTEMA DE OXIGÊNIO DE EMERGÊNCIA (figura 2-95-9)

O sistema de oxigênio de emergência tem por finalidade fornecer oxigênio aos tripulantes, em caso de ejeção em grandes altitudes ou em caso de pane do sistema principal.

Assim, cada assento possui uma garrafa de oxigênio, um regulador de pressão, uma válvula de liberação de fluxo, uma tubulação própria para o sistema, um dispositivo de atuação automático, um comando manual e um manômetro.

O sistema é do tipo fluxo contínuo, sem diluição, com

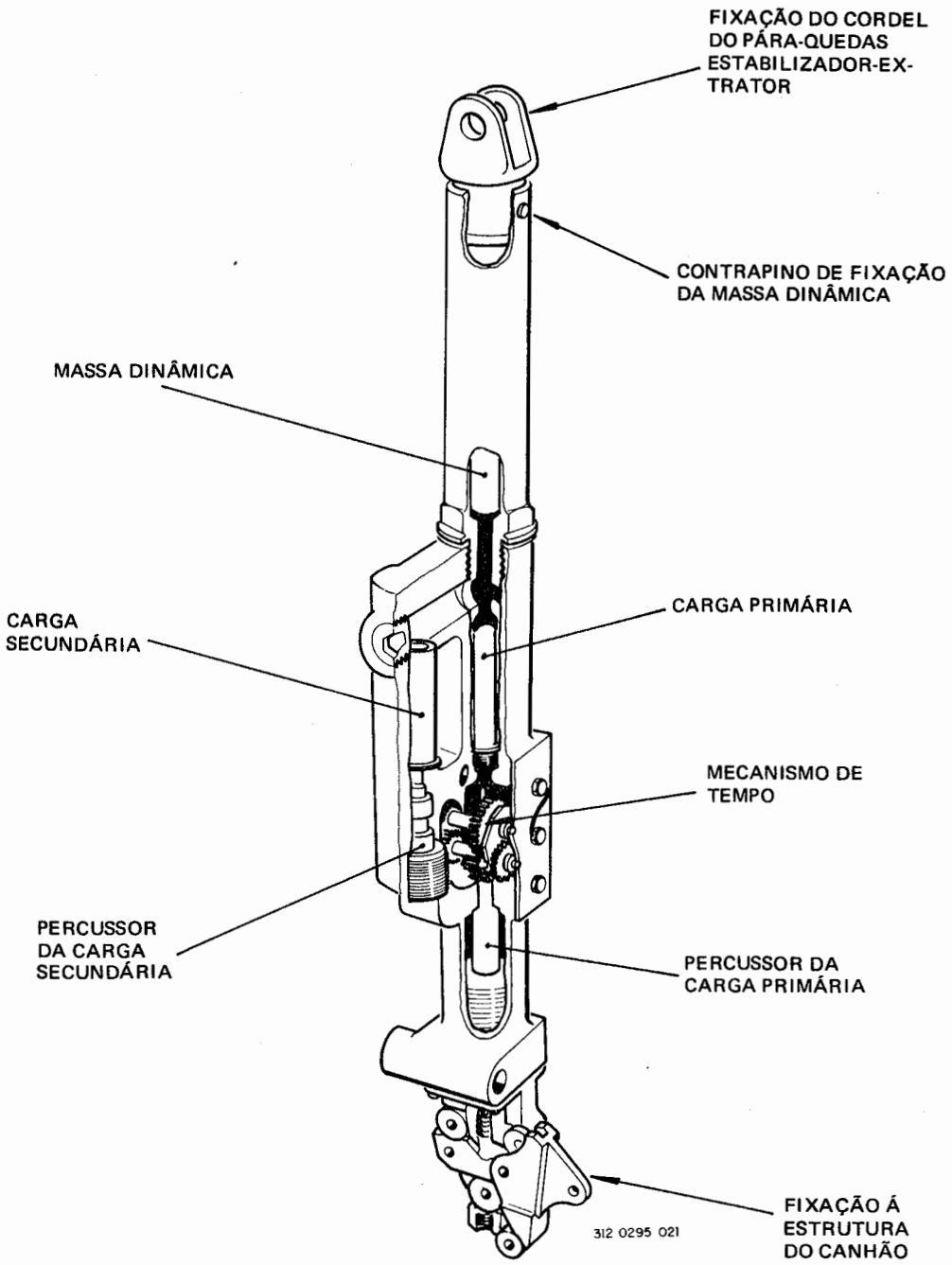


Figura 2-95-5. Unidade Drogue

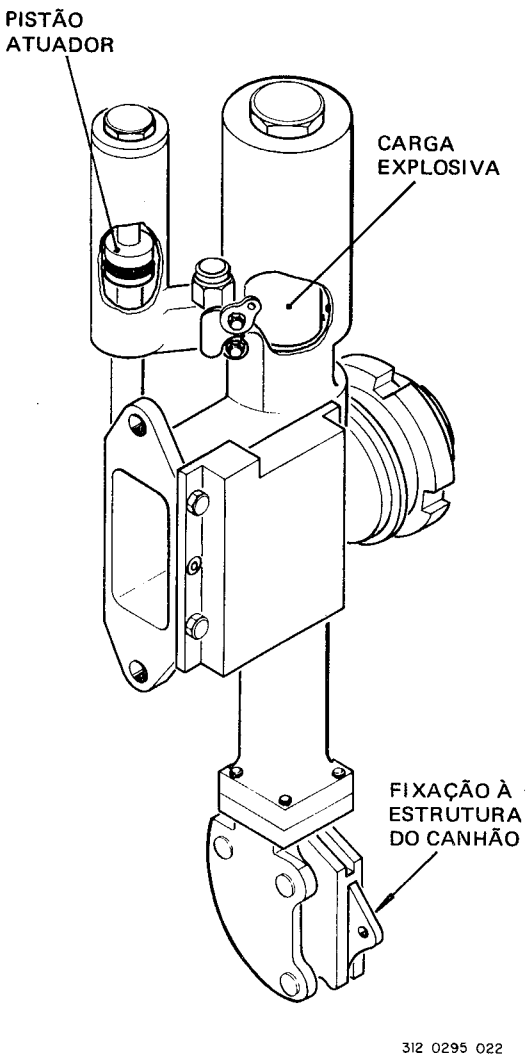


Figura 2-95-6. Unidade Barostática

capacidade para, aproximadamente, 10 minutos.
A garrafa que está fixada à parte traseira esquerda do assento tem capacidade de 55 litros à pressão de 1800 psi.
A válvula de liberação de fluxo está montada, juntamente com o regulador de pressão, na parte mais alta da garrafa e é comandada por um dispositivo especial.
Este dispositivo de comando pode ser acionado tanto por um comando manual existente na lateral esquerda do assento, bem como, automaticamente, pelo próprio deslocamento do assento durante uma ejeção.
A tubulação especial do sistema de oxigênio, conectada ao regulador de pressão através de passagens internas, é levada à lateral direita do assento, onde um adaptador possibilita o encaixe de uma mangueira flexível que, por sua vez, encarrega-se de conectar o sistema de emergência ao conector CRU-60/P.

2-95-12. SISTEMA DE POSICIONAMENTO VERTICAL DO ASSENTO (figura 2-95-10)

O assento ejetável está provido de um dispositivo elétrico de ajustagem, que permite um deslocamento vertical do assento, em ambos os sentidos, visando um melhor posicionamento do ocupante dentro da cabine.
O interruptor de comando está localizado no console lateral esquerdo, em cada posto de pilotagem.

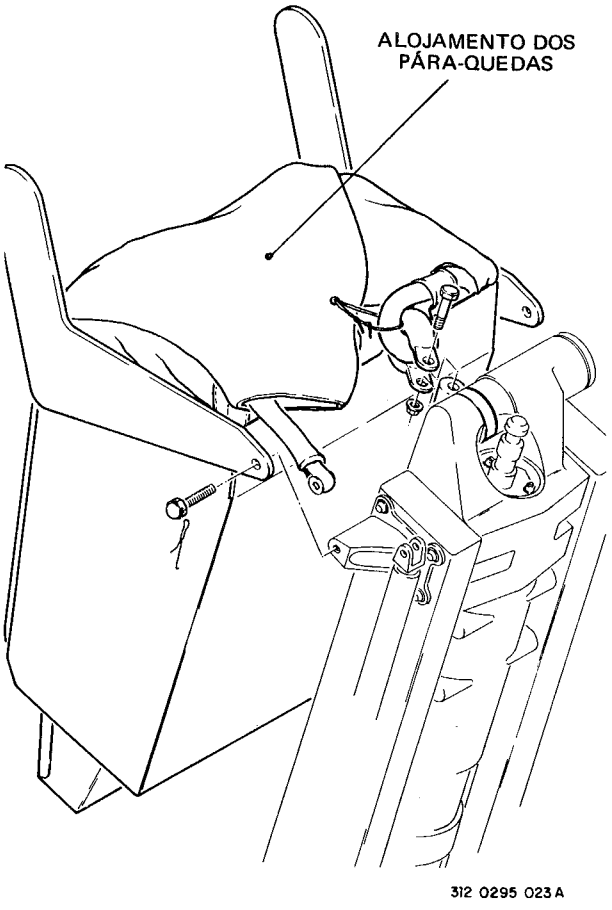


Figura 2-95-7. Alojamento dos Pára-Quedas

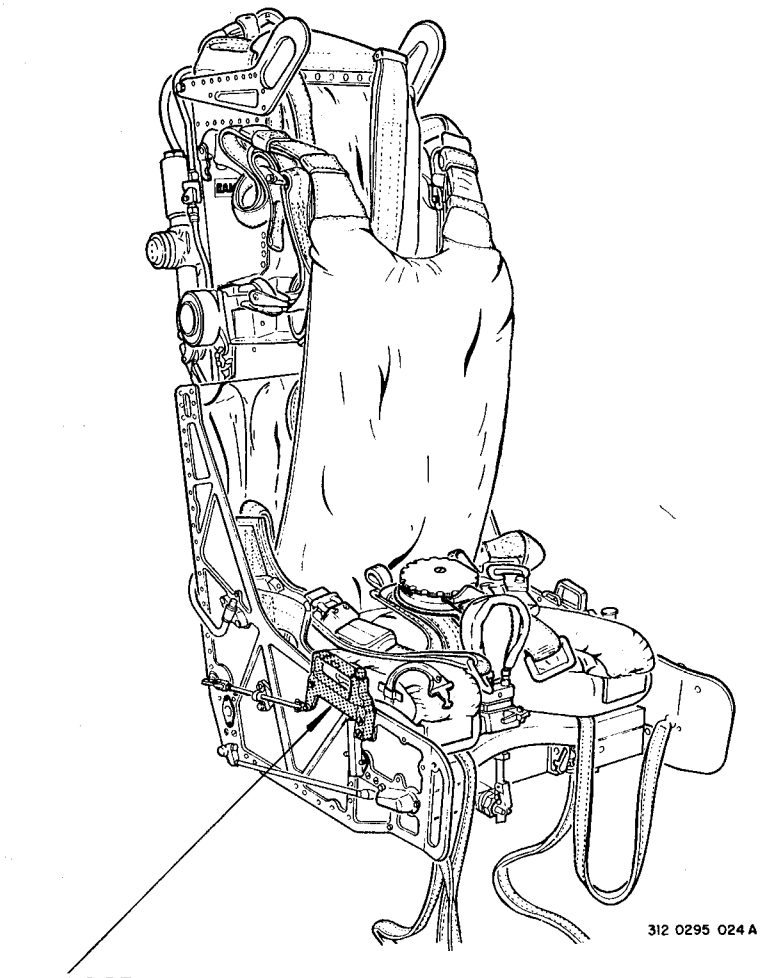


Figura 2-95-8. Dispositivo de Atuação em Emergência

2-95-13. "KIT" DE SOBREVIVÊNCIA (figura 2-95-11)

O "kit" de sobrevivência está localizado sobre o assento, de tal modo que o tripulante fica sentado sobre ele. Existem dois tipos de "kits" de sobrevivência, sendo um para mar e outro para selva, porém só existem condições de instalação para um tipo de "kit".

2-95-14. CORDÃO EXPLOSIVO DA CAPOTA (figura 2-95-12)

O sistema de alijamento da capota é constituído por um fino cordão explosivo instalado em toda a extensão da moldura, em contacto direto com o acrílico.
Os comandos instalados na aeronave são passivos, isto é, não possuem carga explosiva alguma, sendo interligados por cabos de aço a um acionador de espoleta ativo, onde

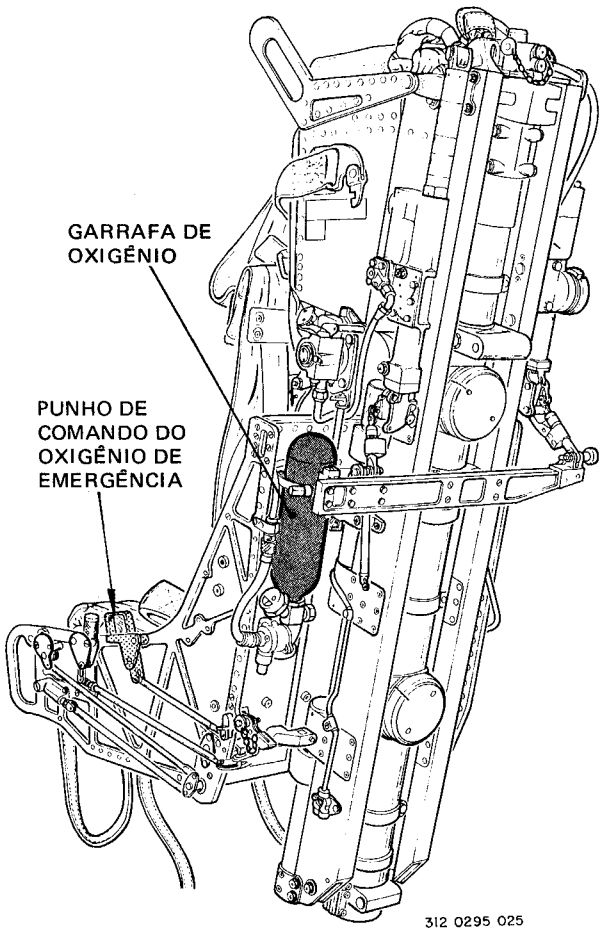


Figura 2-95-9. Sistema de Oxigênio de Emergência

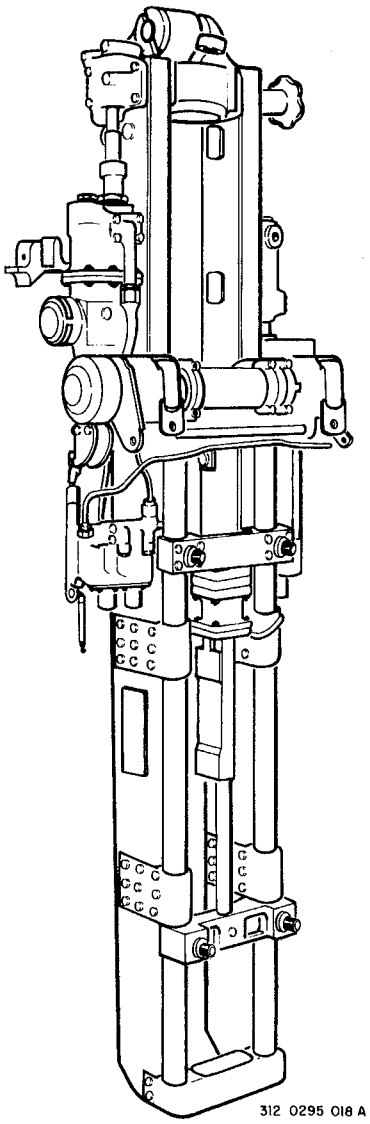


Figura 2-95-10. Sistema de Posicionamento Vertical do Assento

inicia-se a explosão, quando qualquer um dos dois comandos internos ou qualquer um dos comandos externos for acionado. A forma física e os materiais que constituem o acionador da espoleta confinam e dirigem a explosão para o cordão iniciador que, por sua vez, comunica-se, através de outra explosão, também confinada e dirigida, a um bloco iniciador passivo, quando, então, e sob a influência dessa explosão, detona-se todo o cordão ao longo da capota. As ondas de choque geradas por este processo cisalham o acrílico no ponto de contacto e o separam da moldura metálica da capota, sem gerar estilhaços, tal é o

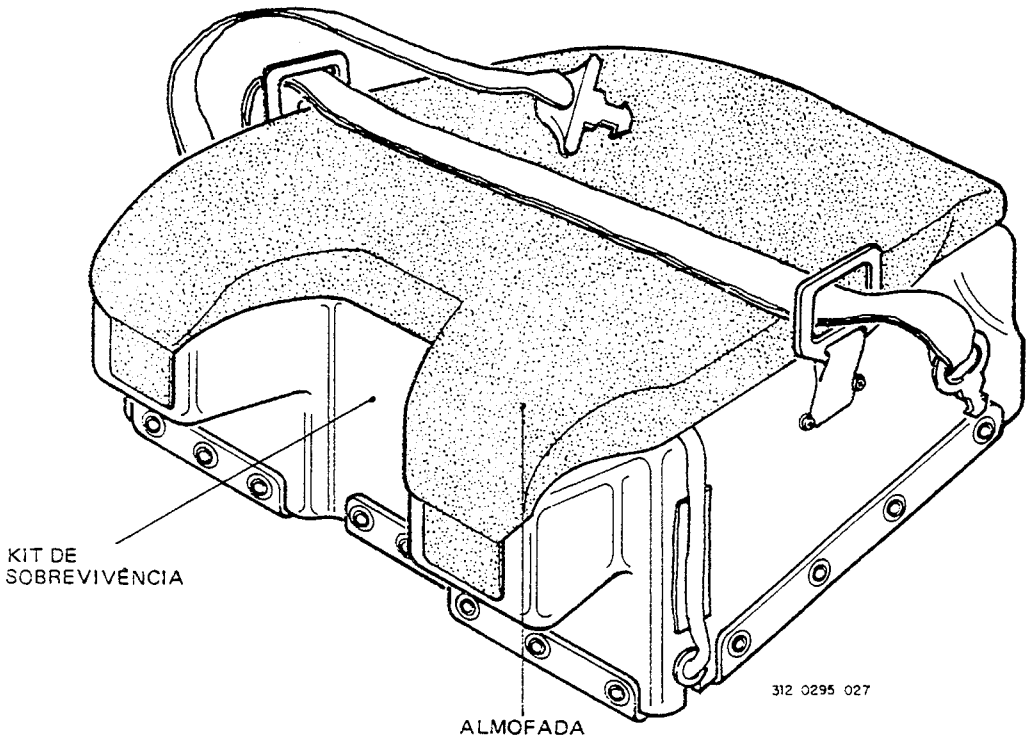


Figura 2-95-11. Kit de Sobrevivência

poder desta explosão.
Os pilotos são protegidos dos efeitos da explosão por uma moldura de fibra de vidro e por um retentor de borracha, instalados ao longo do cordão, que amortecem completamente as ondas de choque, no lado interno da cabine.
O sistema dispõe de dois punhos de comando interno (um para cada tripulante), localizados na lateral direita da capota, e de dois punhos de comando externo, localizados um em cada lado na parte traseira da capota, em uma caixa com trava, compreendendo, além do punho, 5 m de cabo para o acionamento à distância.

Nota

O sistema de alijamento da capota deve ser utilizado apenas para operações de emergência no solo. Em vôo, a ejeção do tripulante deve ser efetuada através da capota.

2-95-15. OPERAÇÃO DO ASSENTO EJETÁVEL MB MK8L

A ejeção do assento é comandada pelo punho de disparo, localizado na parte dianteira central do assento.
A atuação do punho comanda um percussor que, por ação de mola, detona uma carga localizada na parte inferior dianteira do assento.
A pressão dos gases irá, então, acionar, ao mesmo tempo, o percussor da carga principal do canhão de ejeção e o da carga da unidade de retração dos suspensórios, acarretando um disparo imediato das referidas cargas. No canhão, a pressão dos gases decorrente da carga principal, força o tubo interno a subir juntamente com o tubo intermediário.
O tubo interno, estando conectado a viga superior do assento, levanta com ele o assento e seu ocupante.

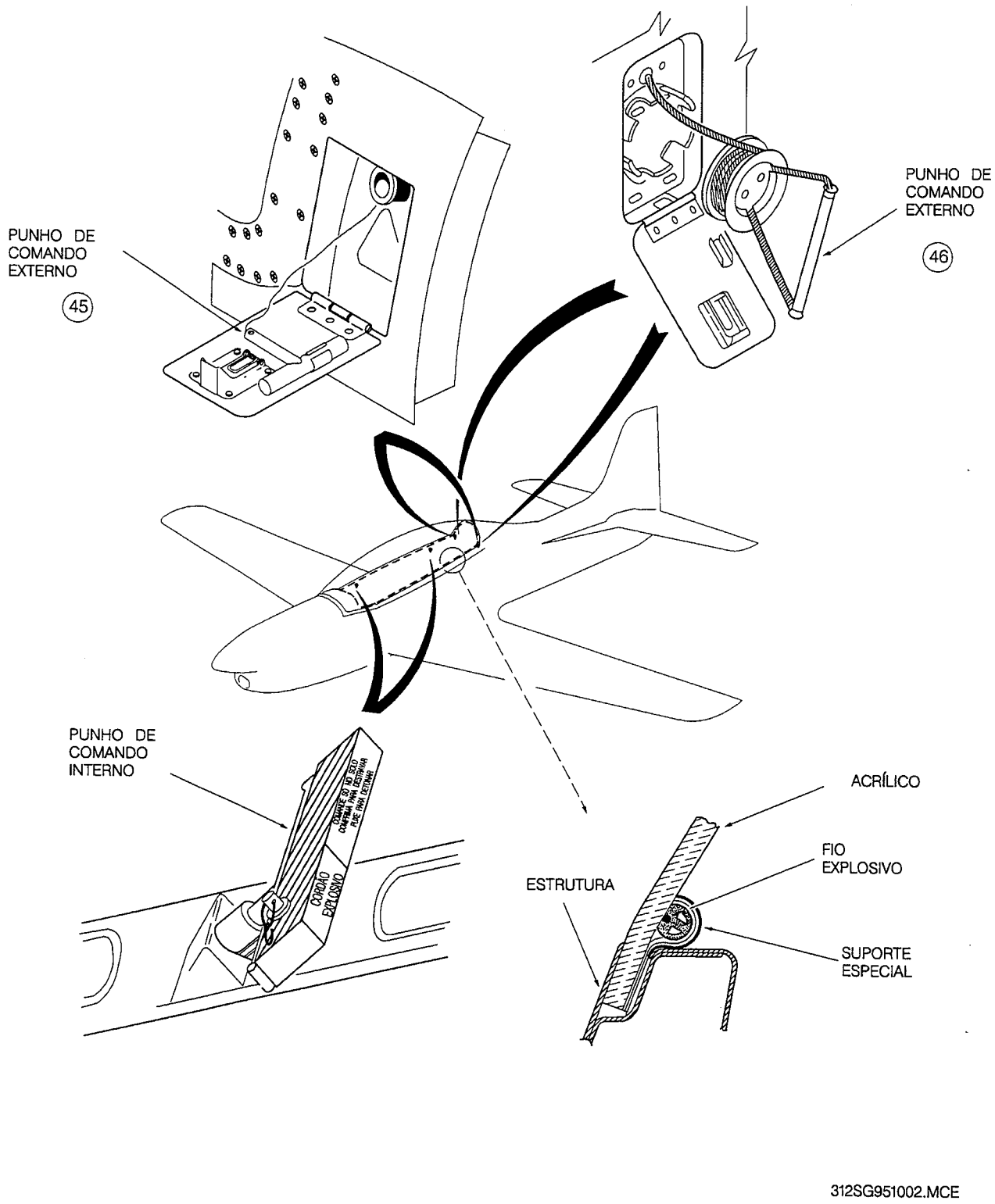


Figura 2-95-12. Cordão Explosivo da Capota

Ao mesmo tempo, a pressão dos gases atuará a unidade de retração dos suspensórios, posicionando corretamente o tripulante para a ejeção.
O assento, em seu curso para cima, rompe a capota da aeronave, por meio de penetradores, instalados na sua parte superior.
O movimento ascendente dos pistões interno e intermediário descobre um orifício que possibilita, por pressão e calor da carga primária, que a carga auxiliar inferior inflame. Continuando seu movimento, o orifício para a carga auxiliar superior é também descoberto e a carga é, da mesma maneira, inflamada.
Os dois tubos continuam seu deslocamento para cima, até que o tubo intermediário é parado por um flange na parte superior do tubo externo. O choque é amortecido por anéis de vedação. O tubo interno, entretanto, continua a subir, até que, finalmente, deixa o tubo intermediário.
As hastes ligadas à viga transversal do canhão, na primeira parte do deslocamento do assento, causam a retirada do gatilho de disparo da unidade "drogue" e a extração do pino da unidade barostática. O movimento ascendente do assento aciona, ainda, o sistema de oxigênio de emergência.
O disparo da carga principal da unidade "drogue" ocorre 0,5 segundo após a ejeção do assento, sendo esta demora determinada por um mecanismo de tempo, a fim de permitir a abertura do pára-quedas estabilizador-extrator, somente quando o assento estiver fora da cabine. A massa de metal liberada ocasiona, por meio de uma linha de conexão, a abertura do pára-quedas estabilizador-extrator.
O mecanismo de tempo da unidade barostática opera 1,5 segundo após a ejeção, caso esta ocorra abaixo de 5000 m (16400 pés). Este mecanismo, quando operado, libera os arreios que prendem o piloto ao assento, libera o pára-quedas estabilizador-extrator do assento e, ainda, aciona a carga secundária da unidade "drogue".
A partir deste ponto, o piloto e o assento são separados e a extração do pára-quedas principal do seu invólucro é efetuada por uma linha conectada ao pára-quedas estabilizador-extrator.
Em ejeções acima de 5000 m (16400 pés), a cápsula barostática impede o funcionamento do mecanismo de tempo da unidade barostática, até que o tripulante atinja uma altura na qual todo o mecanismo anteriormente descrito é ativado.
Em caso de falha da unidade "drogue" e/ou da unidade barostática, o assento é dotado de um punho de acionamento de emergência que, quando acionado, ativará a carga secundária da unidade "drogue", bem como todo o mecanismo de separação assento/tripulante e a abertura do pára-quedas principal.

2-95-16. EQUIPAMENTO DE APOIO E MATERIAL DE CONSUMO

Este parágrafo contém o equipamento de apoio e os materiais de consumo necessários para os procedimentos de manutenção no sistema de abandono e segurança da tripulação.

P/N	NOME	ALTERNATIVA
6269-B	Fonte Externa Estabilizada	Equivalente
MBEU 57036	"Kit" de Ferramentas para Assento Ejetável	–
EMB-00725-002	Carro para transporte do Assento Ejetável	Equivalente
EMB-01534-002	Carro-guincho para Assento Ejetável	Equivalente
312-00016-015-W26H	Chave Especial	Equivalente
312-00016-015-W26H2	Chave Especial	Equivalente
EMB-01536-001	Linga	Equivalente

Tabela 2-95-1. Equipamento de Apoio

NOME	ESPECIFICAÇÃO	P/N	QUANTIDADE
Anel de Vedação	–	MBEU 61518	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61522	CR
Graxa de Emprego Geral Tipo F	MIL-G-81322	–	CR
Arame de Freno Nº 24 SWG	DTD 189A	–	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61511	CR
Junta de Vedação Hidráulica	–	MBEU 70334	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61523	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61519	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61521	CR
Cordão Nº 8 de Pára-quedas – Tensão de Ruptura – 40 lb	BSF54 Nº 1/WHITE/PCPL	–	CR
Graxa Anticongelante Tipo A	MIL-G-23827A	–	CR
Graxa Anticongelante Tipo E	MIL-G-21164C	–	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61513	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 61514	CR
Anel de Vedação Hidráulica	–	MBEU 35487	CR
Anel de Vedação	–	MBEU 15869	CR
Selante	–	RTV 102/GE	CR
Selante	–	PR 340B2/PRC	CR
Selante	–	PR 1201HT	CR
Adesivo Scotch Weld	–	2216 B/A	CR

Tabela 2-95-2. Material de Consumo