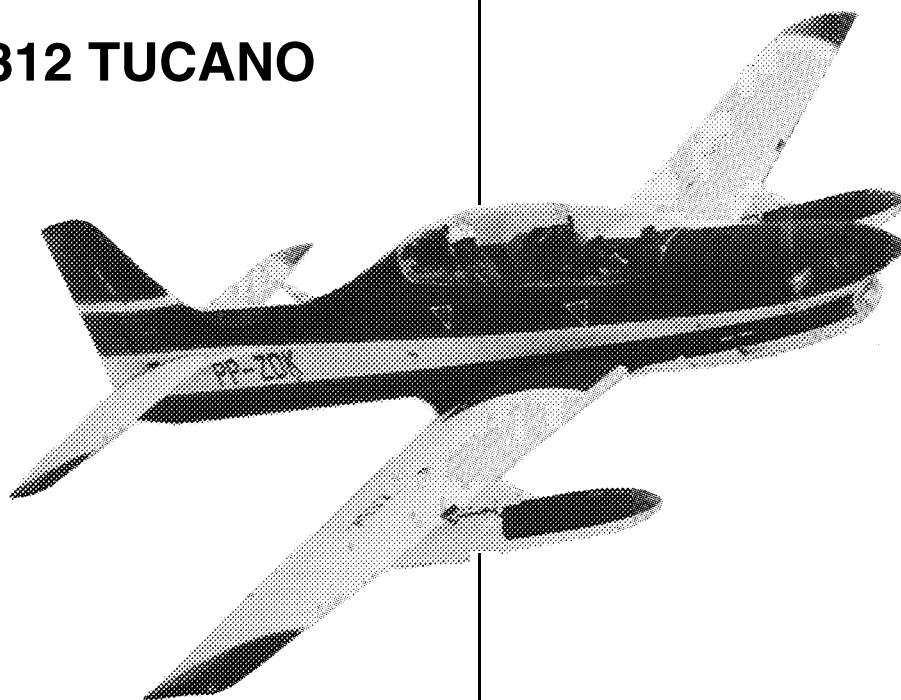


MANUAL DE VOO

AVIÃO

T-27

EMB-312 TUCANO



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.

**ESTA PUBLICAÇÃO CANCELA E SUBSTITUI A PUBLICAÇÃO
O.T. 1T27-1 DATADA DE 30 JUNHO 1983, REVISÃO 1, DATADA
DE 15 JUNHO 1984**

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.
APROVADO PELO MINISTÉRIO DA AERONÁUTICA



19 SETEMBRO 1984
REVISÃO 22 – 20 NOVEMBRO 2019

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 externas da página.

Data de edição das páginas originais e páginas atualizadas:

Original	0	19 Set 1984	Revisão	8	16 Abr 1990	Revisão.....	16	05 Mai 2005
Revisão.....	1	18 Fev 1985	Revisão	9	28 Jan 1992	Revisão.....	17	02 Jun 2005
Revisão.....	2	02 Out 1985	Revisão.....	10	07 Jul 1993	Revisão.....	18	28 Ago 2006
Revisão.....	3	16 Mai 1986	Revisão.....	11	28 Set 1993	Revisão.....	19	07 Ago 2015
Revisão.....	4	05 Ago 1987	Revisão.....	12	20 Dez 1996	Revisão.....	20	25 Ago 2017
Revisão.....	5	02 Ago 1988	Revisão.....	13	30 Jun 1997	Revisão.....	21	05 Dez 2018
Revisão.....	6	16 Jan 1989	Revisão.....	14	04 Mar 2002	Revisão.....	22	20 Nov 2019
Revisão.....	7	15 Ago 1989	Revisão.....	15	25 Ago 2004			

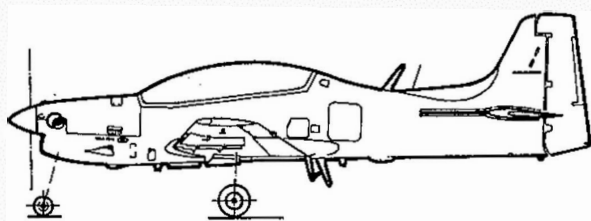
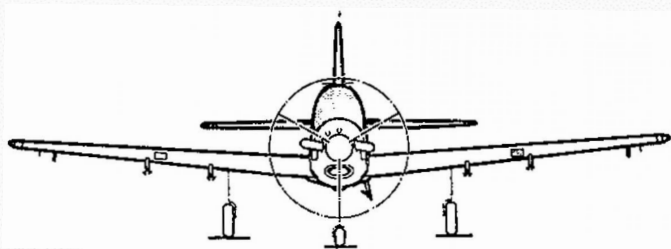
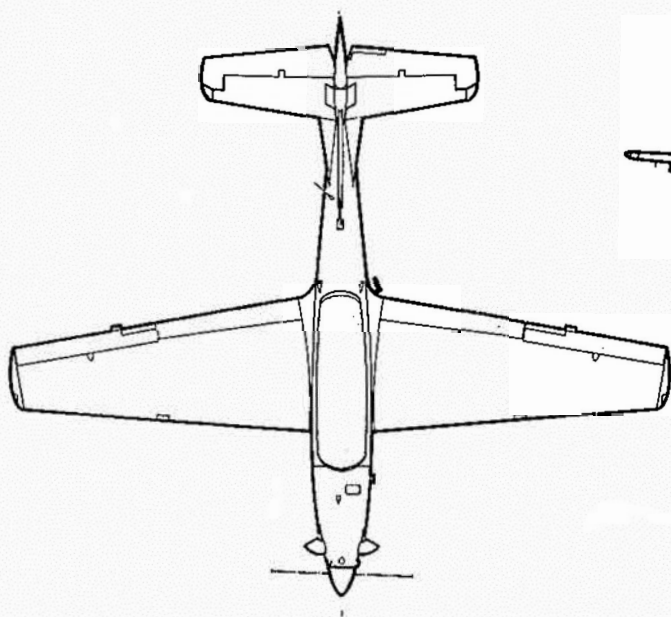
O NÚMERO TOTAL DE PÁGINAS NESTA PUBLICAÇÃO É DE 370, CONFORME RELAÇÃO ABAIXO:

Nº da página	Edição	Nº da página	Edição	Nº da página	Edição
* Título	22	6-4	7		
* A	22	6-4A	7		
i a iii.....	0	6-4B em branco.....	7		
iv em branco	0	6-5 a 6-10.....	2		
* 1-1.....	22	7-1 a 7-2.....	12		
1-2 a 1-111.....	20	7-2A	12		
1-112.....	21	7-2B em branco.....	12		
1-113.....	20	7-3 a 7-7.....	0		
1-113A a 1-113C add	21	7-8 em branco	0		
1-113D em branco add	21	A1	0		
1-114.....	21	A2 em branco.....	0		
1-115 a 1-158.....	20	A1-1 a A1-31	20		
2-1 a 2-4.....	20	A1-32 em branco	20		
2-5 a 2-6.....	21	A2-1 a A2-2	0		
2-7 a 2-11.....	20	A2-3 a A2-8	11		
2-12.....	21	A3-1 a A3-12	20		
2-13 a 2-21.....	20	A4-1	2		
2-22 em branco	20	A4-2	4		
* 3-1 a 3-29.....	22	A4-3 a A4-11	0		
3-30 em branco	20	A4-12 em branco	0		
4-1.....	0	A5-1 a A5-14	20		
4-2 em branco	0	A6-1 a A6-2	0		
5-1.....	15	A7-1 a A7-4	0		
5-2.....	20	A8-1 a A8-7	0		
5-3 a 5-4.....	12	A8-8 em branco	0		
5-4A.....	14	A9-1 a A9-12	20		
5-4B em branco	7				
5-5.....	15				
5-6 a 5-8.....	0				
5-9.....	6				
5-10.....	14				
5-10A a 5-10D.....	15				
5-11.....	3				
5-12.....	20				
5-13.....	18				
5-14 em branco	15				
6-1.....	2				
6-2.....	8				
6-3.....	9				

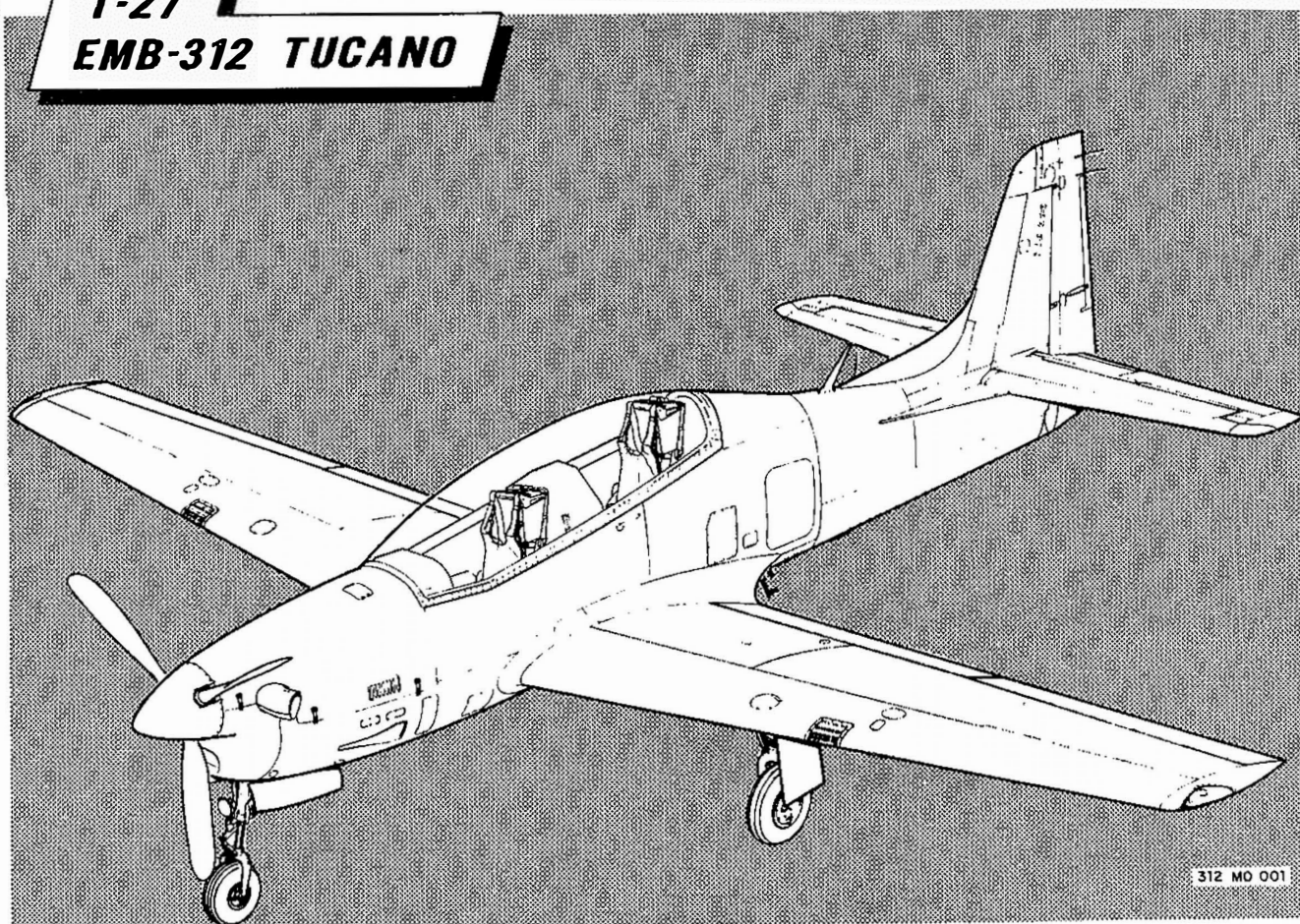
* O asterisco indica páginas alteradas, adicionadas ou canceladas pela presente revisão.

ÍNDICE

SEÇÃO I	DESCRIÇÃO E OPERAÇÃO	1-1
SEÇÃO II	PROCEDIMENTOS NORMAIS	2-1
SEÇÃO III	PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA	3-1
SEÇÃO IV	DEVERES DA TRIPULAÇÃO	4-1
SEÇÃO V	LIMITAÇÕES	5-1
SEÇÃO VI	CARACTERÍSTICAS DE VÔO	6-1
SEÇÃO VII	OPERAÇÃO EM CONDIÇÕES CLIMÁTICAS ADVERSAS	7-1
APÊNDICE I	DADOS DE DESEMPENHO	A-1



T-27
EMB-312 TUCANO



312 MO 001

CONHEÇA O SEU MANUAL DE VÔO!

OBJETIVO — Este Manual contém as informações e as instruções necessárias para a operação segura e eficiente do T-27 — EMB-312 TUCANO. São fornecidas informações gerais sobre a aeronave, suas características e os procedimentos adequados à sua operação normal e em emergências. Admitindo sua experiência como piloto, não são abordados, aqui, os princípios básicos de voo.

OPERAÇÕES PERMITIDAS — O Manual de Voo procura mostrar somente aquilo que você pode fazer. Qualquer operação ou configuração não usual é proibida, a menos que especificamente coberta nas páginas deste Manual.

PADRONIZAÇÃO E DISPOSIÇÃO — Este Manual está dividido em sete seções relativamente independentes, e um apêndice, cada qual com seu próprio índice para permitir uma consulta rápida e sua utilização como manual de referência. As três primeiras seções devem ser lidas e aprendidas inteiramente, antes de começar a voar a aeronave.

As demais seções fornecem dados importantes e informações para o cumprimento seguro e eficiente das missões de voo.

LISTA CONDENSADA DE VERIFICAÇÕES — As Listas Condensadas de Verificações contêm somente procedimentos simplificados normais e de emergência e são editadas como publicações, em separado. A ordem dos itens no Manual de Voo e na Lista Condensada de Verificações é idêntica no que diz respeito ao arranjo. Alguns procedimentos contidos no Manual de Voo são suprimidos na Lista Condensada de Verificações por terem menor importância. Em qualquer situação, as informações contidas no Manual de Voo terão prioridade sobre a Lista Condensada de Verificações.

SÍMBOLO DE REVISÃO — O símbolo de revisão, como ilustrado na margem deste parágrafo, indica os textos modificados na revisão executada. As modificações nas ilustrações poderão ser indicadas com uma “mão” em miniatura.

SUGESTÃO — Para garantia de consulta pelos pilotos, sugere-se conservar sempre a bordo, um exemplar do Manual de Voo e um exemplar da Lista Condensada de Verificações.

ATENÇÃO, ADVERTÊNCIA E NOTA

ATENÇÃO

Procedimentos de operação, técnicas, etc., que resultarão em danos físicos ou perda de vida, se não corretamente seguidos.

ADVERTÊNCIA

Procedimentos de operação, técnicas, etc., que resultarão em danos ou destruição do equipamento, se não estritamente observados.

Nota

Procedimentos de operação, etc., para os quais é necessário chamar atenção.

SEÇÃO I

DESCRIÇÃO E OPERAÇÃO

ÍNDICE

	Página		Página
A Aeronave	1-1	Estribo e Apoio	1-84
Grupo Motopropulsor	1-15	Capota	1-89
Sistema de Combustível	1-32	Assento Ejetável	1-94
Sistema Elétrico	1-43	Sistema de Ar Condicionado	1-107
Sistema Hidráulico	1-52	Equipamento de Comunicação e Navegação	1-111
Trem de Pouso	1-52	Sistema de Iluminação	1-131
Sistema de Freios	1-62	Sistema de Oxigênio	1-137
Flapes	1-62	Armamento	1-143
Alarme de Estol	1-68	Equipamento de Emergência	1-149
Comandos de Voo	1-68	Equipamentos Diversos	1-149
Sistema Anemométrico	1-73	Abastecimento	1-151
Instrumentos	1-73	Sistema Eletrônico de Monitoramento	1-156

A AERONAVE

GENERALIDADES

O EMB-312 TUCANO é uma aeronave monomotor, asa baixa, de construção inteiramente metálica, com capacidade para dois ocupantes. Destina-se, basicamente, às missões de treinamento e ataque.

Toda a estrutura da aeronave é do tipo semimono-coque, com revestimento trabalhante.

Está equipada com um motor Pratt & Whitney PT6A-25C e com hélice Hartzell HC-B3TN-3C/T10178-8R, tripá, velocidade constante.

FUSELAGEM

A fuselagem, de um só conjunto, é basicamente construída em liga de alumínio e composta, em geral, de curvas cônicas, sendo constituída de cavernas de seção U, entalhadas para acomodar reforçadores extrudados.

A parte inferior dianteira da estrutura da fuselagem estende-se até o suporte do trem de pouso de nariz e serve também como suporte inferior do motor.

ASAS

As asas são do tipo cantilever, bilongarina, compostas de um caixão central constituído de uma longarina principal a 30% da corda média aerodinâmica e de uma longarina traseira a 70% da referida corda.

Os bordos de ataque das asas são integrados ao caixão central, sendo rebitados na longarina principal.

Os bordos de fuga são também integrados ao caixão central, compostos de nervuras rebitadas à longarina traseira, cobertas por revestimento de chapa Clad.

Nos bordos de fuga são instalados os flapes e os ailerons. Os flapes são do tipo simples, monolongarina e orientados cada um por três suportes-guia de liga de aço.

Os ailerons são articulados por meio de três suportes de liga de alumínio dotados de rolamentos.

EMPENAGEM

O estabilizador é cantilever inteiriço, sendo sua estrutura composta de duas longarinas ligadas por revestimento de chapa e reforçadores extrudados.

É fixado à fuselagem por quatro pinos, dois dianteiros e dois traseiros.

Articulado na longarina traseira do estabilizador, acha-se o profundor, do tipo convencional bipartido, todo metálico, monolongarina. A articulação é feita através de cinco pontos dotados de rolamentos.

O compensador comandável acha-se instalado no lado esquerdo do profundor, articulado através de dobradiça contínua.

A deriva é cantilever, composta de duas longarinas, nervuras e revestimento reforçado por perfis de chapa dobrada. Faz parte integrante da estrutura da fuselagem.

O leme de direção é do tipo convencional, totalmente metálico, monolongarina, articulado em três pontos dotados de rolamento na longarina traseira da deriva.

DIMENSÕES DO AVIÃO

As dimensões gerais do avião são as seguintes:

Comprimento 9,86 m

Envergadura 11,14 m

Altura 3,40 m

Bitola 3,76 m

Veja a Seção II, para o diagrama de Raios Mínimos de Viragem no Solo.

PESO DA AERONAVE

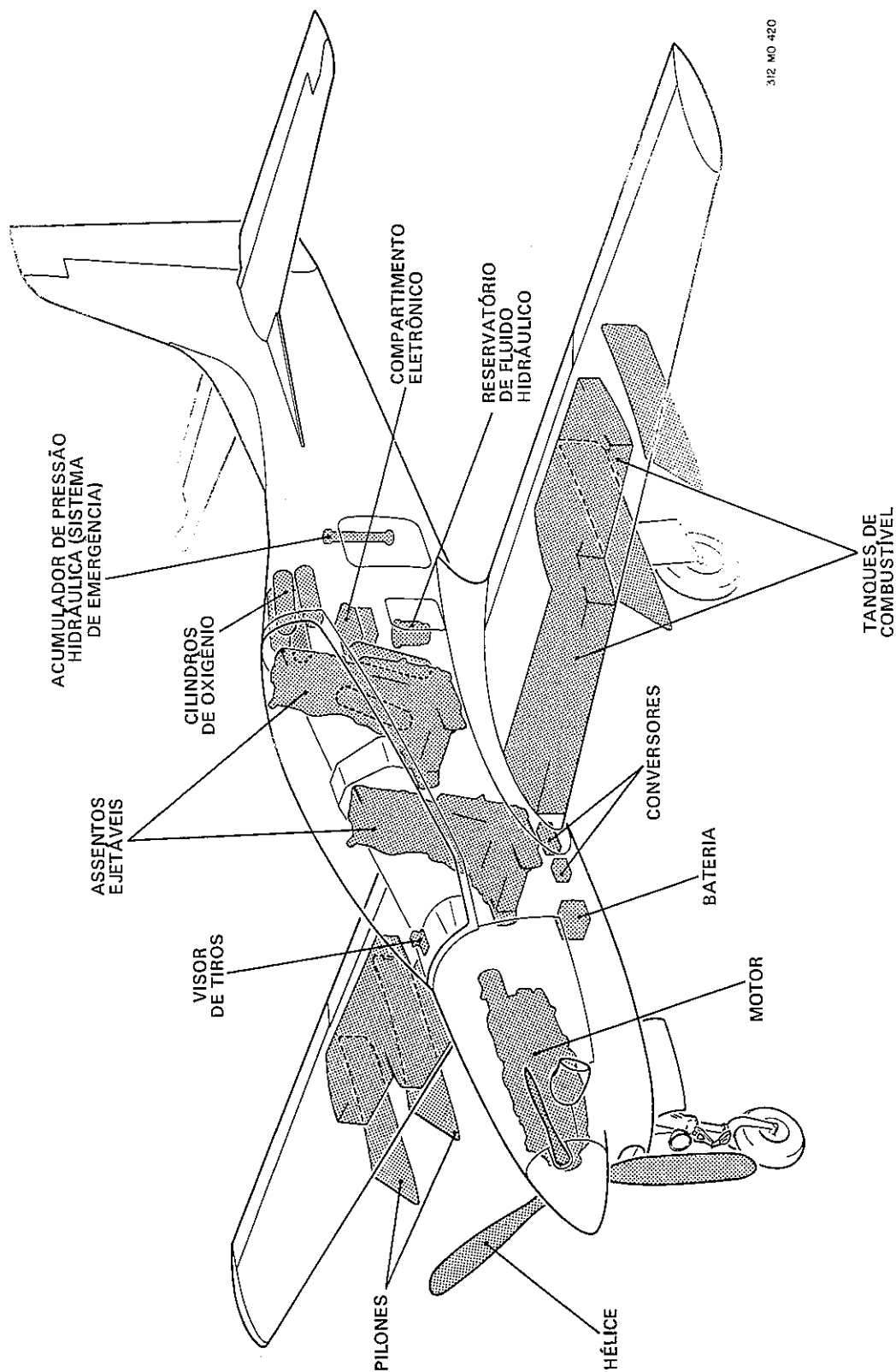
O peso médio da aeronave, incluindo dois pilotos, óleo, fluido hidráulico e tanques cheios é 2520 kg.

O peso acima não deve ser usado para planejamento de missão. Para a obtenção do peso real da aeronave, consulte a ficha de pesagem.

SISTEMA DE ALARMES E AVISOS

A aeronave está equipada com um sistema de alarmes visuais, um sistema de alarmes sonoros e um sistema de avisos, os quais monitoram os vários sistemas da aeronave.

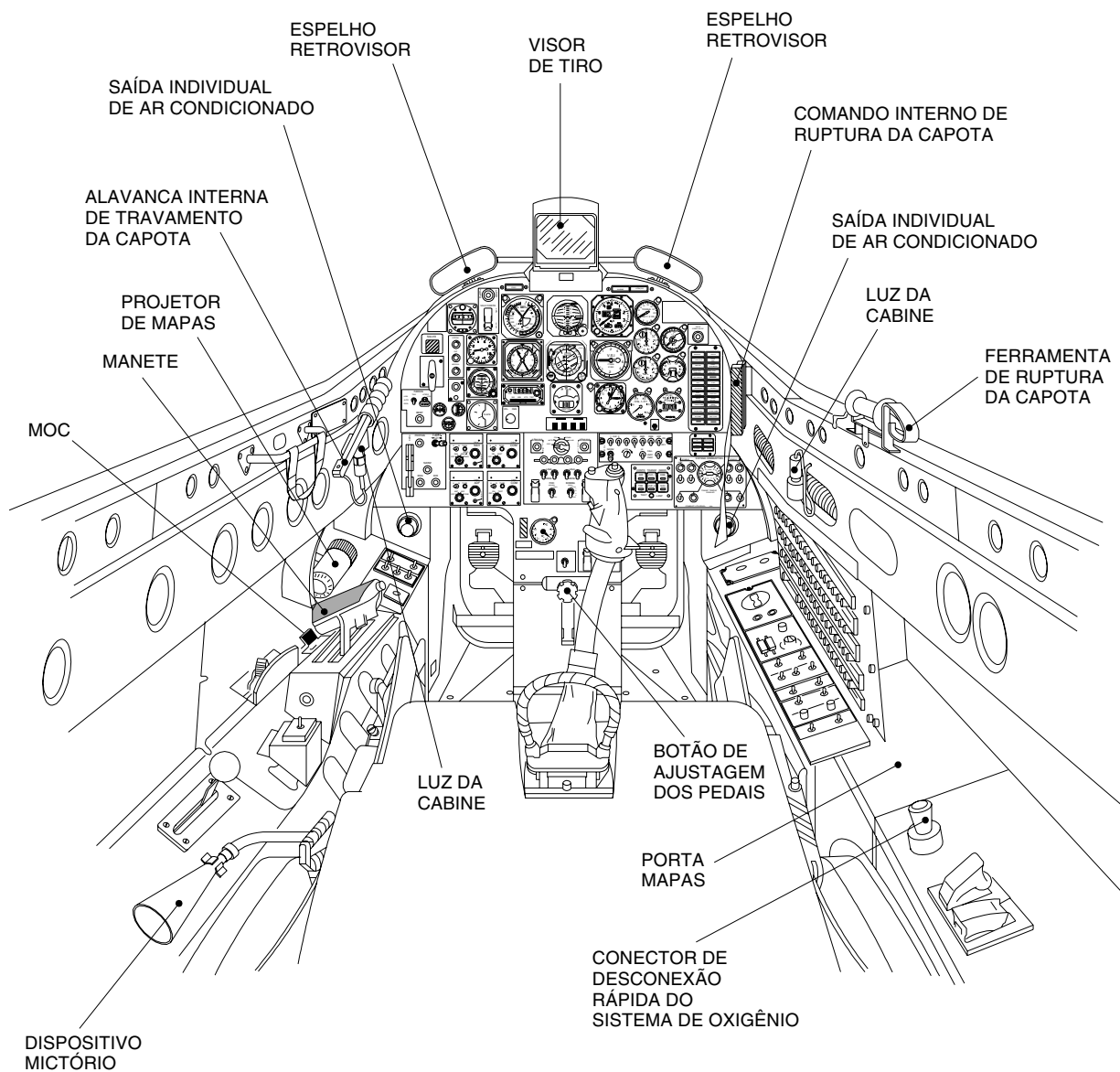
ARRANJO GERAL



3/2 MO 420

Figura 1-1

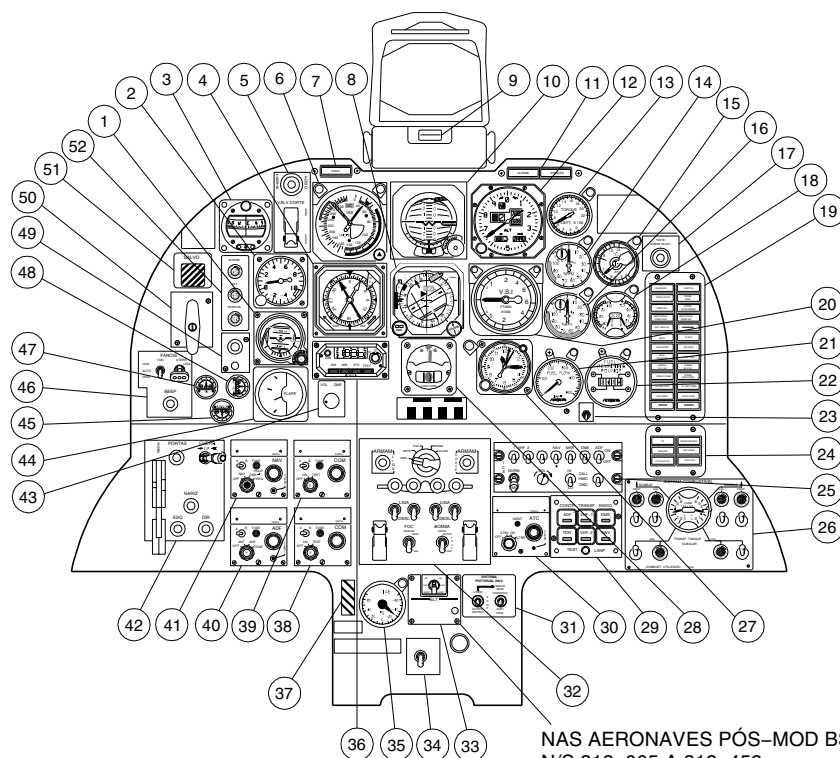
POSTO DIANTEIRO - VISTA GERAL



EM312MV010204B.DGN

Figura 1-2 (Folha 1 de 6)

POSTO DIANTEIRO - PAINEL DE INSTRUMENTOS



NAS AERONAVES PÓS-MOD BS312-25-0012 OU
N/S 312-005 A 312-453

- | | |
|---|--|
| 1. INDICADOR DE ATITUDE RESERVA | 28. INDICADOR DE CURVA E DERRAPAGEM |
| 2. ACELERÔMETRO | 29. PAINEL DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO |
| 3. BÚSSOLA MAGNÉTICA | 30. PAINEL DE CONTROLE DO TRANSPONDER |
| 4. RMI | 31. PAINEL DE CONTROLE DO SISTEMA PICTORIAL DE NAVEGAÇÃO |
| 5. BOTÃO DE TESTE DO SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO/INTERRUPTOR DE COMANDO DAS VÁLVULAS DE CORTE | 32. PAINEL DE CONTROLE DO ARMAMENTO |
| 6. VELOCÍMETRO | 33. INTERRUPTOR DE COMANDO DO TRANSMISSOR DE EMERGÊNCIA |
| 7. LUZ DE ALARME DE FOGO | 34. INTERRUPTOR DO VISOR DE TIRO |
| 8. HSI | 35. INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERNO |
| 9. INDICADOR DE ELEVAÇÃO E AZIMUTE DO VISOR DE TIRO | 36. PAINEL DE CONTROLE DE DME |
| 10. INDICADOR DE ATITUDE PRINCIPAL | 37. PUNHO DO FREIO DE ESTACIONAMENTO |
| 11. LUZES DE ALARME E ATENÇÃO | 38. PAINEL DE CONTROLE DO VHF 2 |
| 12. ALTÍMETRO | 39. PAINEL DE CONTROLE DO VHF 1 |
| 13. INDICADOR DE TORQUE | 40. PAINEL DE CONTROLE DO ADF |
| 14. TACÔMETRO DA HÉLICE (N_h) | 41. PAINEL DE CONTROLE NAV |
| 15. INDICADOR DE T_5 | 42. PAINEL DE CONTROLE DO TREM DE POUSO |
| 16. TACÔMETRO DO GERADOR DE GASES (N_g) | 43. CONTROLE DE VOLUME DO DME |
| 17. BOTÃO DE TESTE DE SOBREVELOCIDADE | 44. INDICADOR DE POSIÇÃO DOS FLAPES |
| 18. INDICADOR DE TEMPERATURA E PRESSÃO DE ÓLEO DO MOTOR | 45. INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO LEME |
| 19. PAINEL MÚLTIPLO DE ALARMES | 46. PAINEL DE CONTROLE DE FARÓIS/BOTÃO BIP |
| 20. INDICADOR DE RAZÃO DE SUBIDA | 47. INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO AILERON |
| 21. INDICADOR DE FLUXO DE COMBUSTÍVEL | 48. INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO PROFUNDOR |
| 22. DETOTALIZADOR DE COMBUSTÍVEL | 49. PAINEL DA BATERIA DE EMERGÊNCIA |
| 23. INTERRUPTOR DE ENTRADA DE COMBUSTÍVEL | 50. PUNHO DA SEPARAÇÃO INERCIAL |
| 24. PAINEL DE AVISOS | 51. BOTÃO SALVO |
| 25. PAINEL DE CONTROLE DE ÁUDIO | 52. LUZES INDICADORAS DO MARKER BEACON |
| 26. PAINEL DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL | |
| 27. RELÓGIO | |

Figura 1-2 (Folha 2 de 6)

POSTO DIANTEIRO - CONSOLES

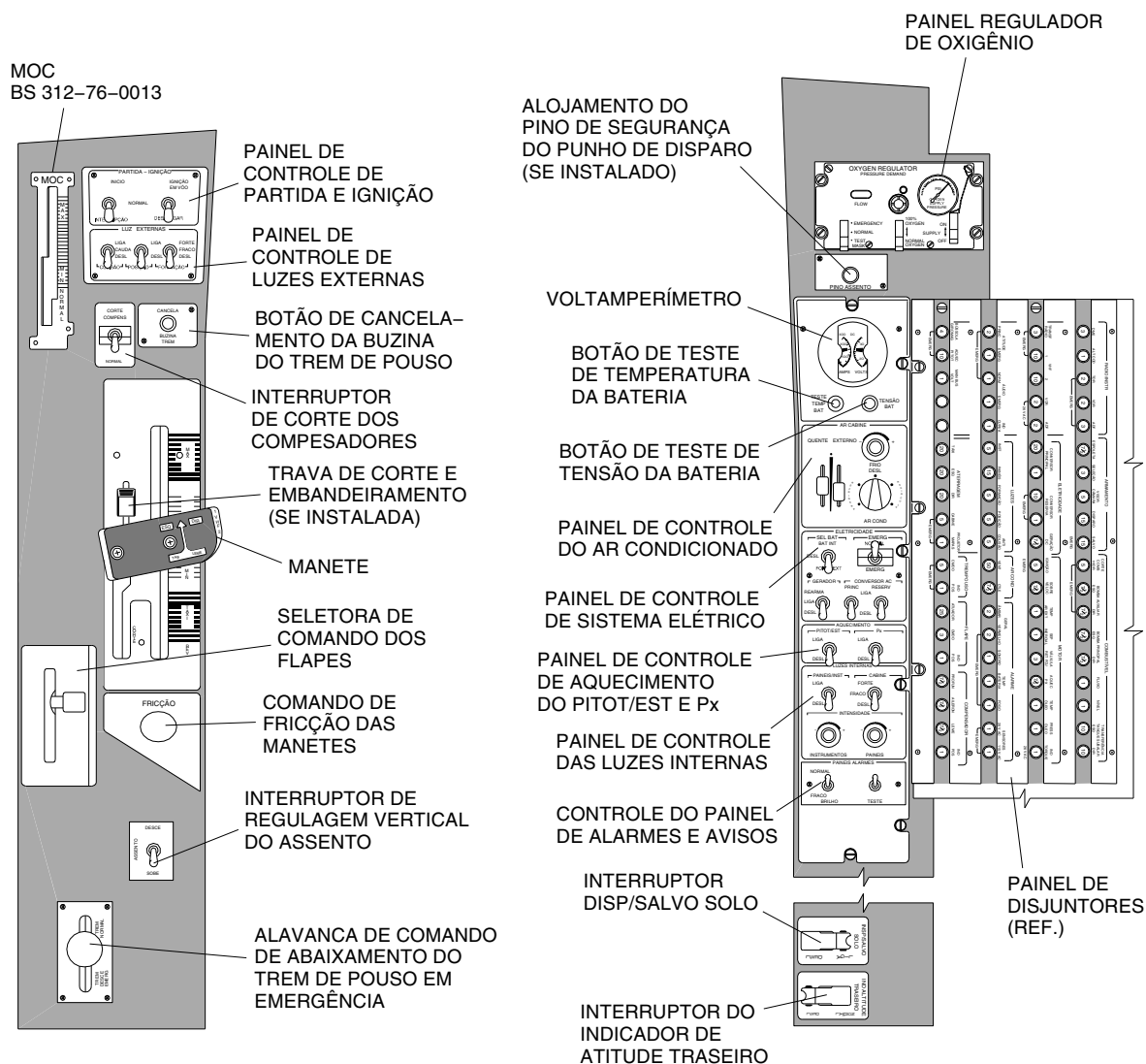


Figura 1-2 (Folha 3 de 6)

POSTO TRASEIRO - VISTA GERAL

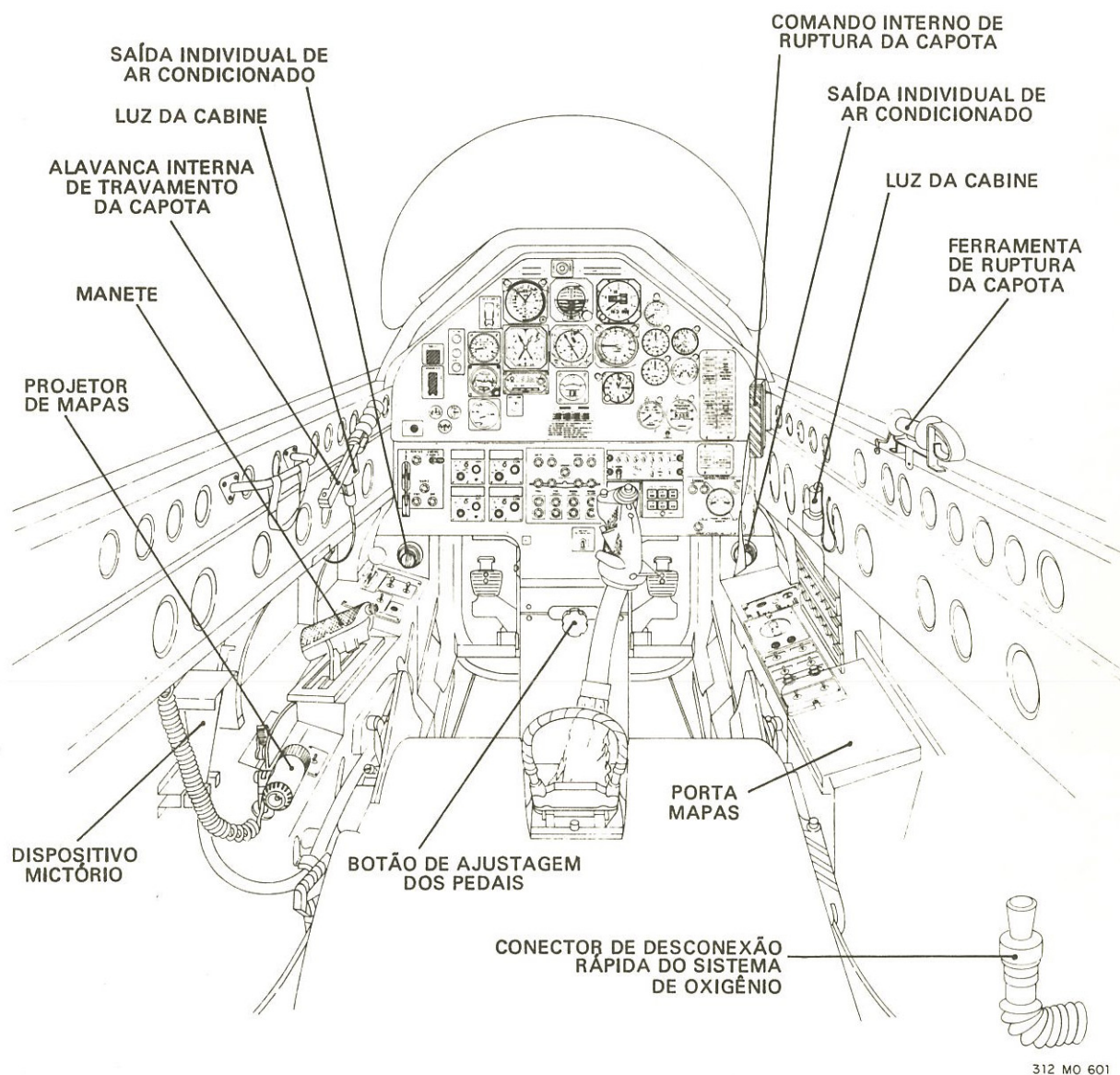
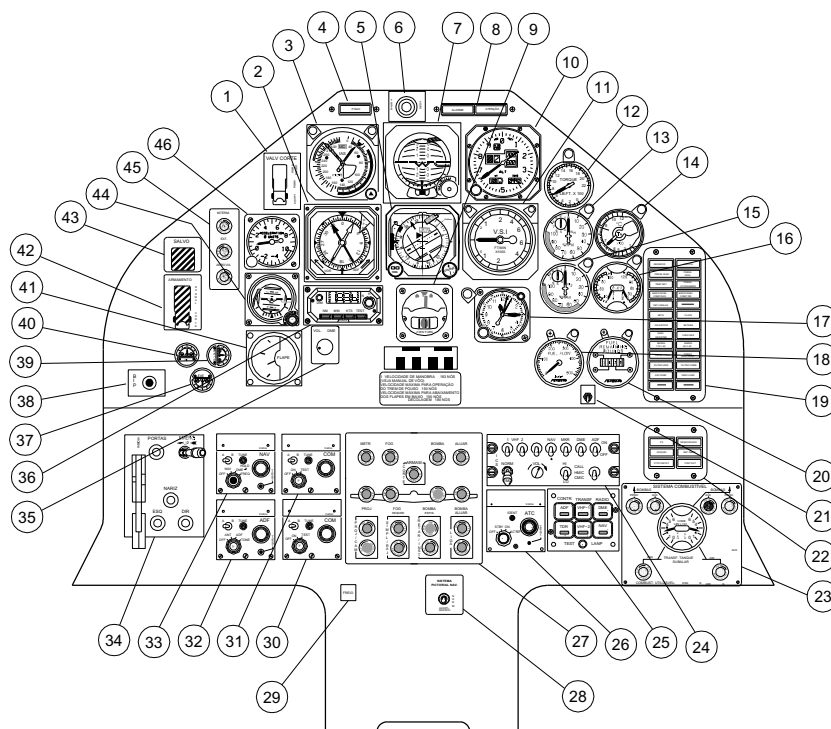


Figura 1-2 (Folha 4 de 6)

POSTO TRASEIRO - PAINEL DE INSTRUMENTOS



- | | |
|---|--|
| 1. INTERRUPTOR DE COMANDO DAS VÁLVULAS DE CORTE | 24. PAINEL DE CONTROLE DE ÁUDIO |
| 2. RMI | 25. PAINEL DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO |
| 3. VELOCÍMETRO | 26. PAINEL DE CONTROLE DO TRANSPONDER |
| 4. LUZ DE ALARME DE FOGO | 27. PAINEL DE CONTROLE DO ARMAMENTO (REPETIDOR) |
| 5. HSI | 28. PAINEL DE CONTROLE DO SISTEMA PICTORIAL DE NAVEGAÇÃO |
| 6. BOTÃO DE TESTE DO SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO | 29. LUZ DE FREIO DE ESTACIONAMENTO |
| 7. INDICADOR DE ATITUDE PRINCIPAL | 30. PAINEL DE CONTROLE DO VHF 2 |
| 8. LUZES ALARME E ATENÇÃO | 31. PAINEL DE CONTROLE DO VHF 1 |
| 9. INDICADOR DE CURVA E DERRAPAGEM | 32. PAINEL DE CONTROLE DO ADF |
| 10. ALTÍMETRO | 33. PAINEL DE CONTROLE NAV |
| 11. INDICADOR DE RAZÃO DE SUBIDA | 34. PAINEL DE CONTROLE DO TREM DE POUSO |
| 12. INDICADOR DE TORQUE | 35. CONTROLE DE VOLUME DO DME |
| 13. TACÔMETRO DA HÉLICE (N_h) | 36. PAINEL DE CONTROLE DO DME |
| 14. INDICADOR DE T_5 | 37. INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO LEME |
| 15. TACÔMETRO DO GERADOR DE GASES (N_g) | 38. BOTÃO BIP |
| 16. INDICADOR DE TEMPERATURA E PRESSÃO DE ÓLEO DO MOTOR | 39. INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO PROFUNDOR |
| 17. RELÓGIO | 40. INDICADOR DE POSIÇÃO DO COMPENSADOR DO AILERON |
| 18. INDICADOR DE FLUXO DE COMBUSTÍVEL | 41. INDICADOR DE POSIÇÃO DOS FLAPES |
| 19. PAINEL MÚLTIPLO DE ALARMES | 42. INTERRUPTOR DE CORTE DE ARMAMENTO |
| 20. DETOTALIZADOR DE COMBUSTÍVEL | 43. BOTÃO SALVO |
| 21. INTERRUPTOR DE ENTRADA DE COMBUSTÍVEL | 44. INDICADOR DE ATITUDE RESERVA |
| 22. PAINEL DE AVISOS | 45. LUZES INDICADORAS DO MARKER BEACON |
| 23. PAINEL DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL | 46. ACELERÔMETRO |

EM312MV010233B.DGN

Figura 1-2 (Folha 5 de 6)

POSTO TRASEIRO - CONSOLES

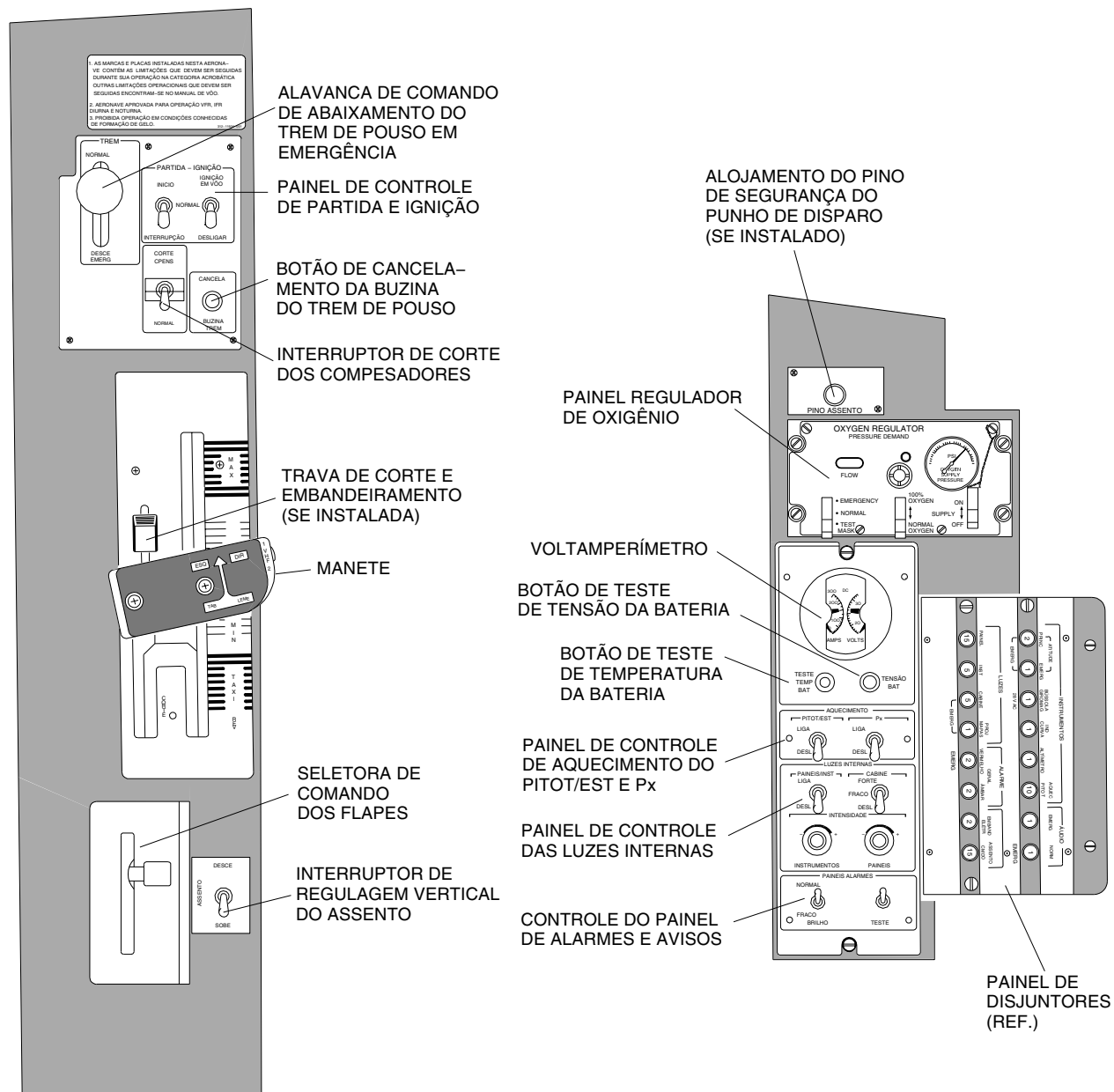


Figura 1-2 (Folha 6 de 6)

SISTEMA DE ALARMES SONOROS

O sistema de alarmes sonoros possui uma unidade que, quando ativada por qualquer condição relacionada na figura 1-3, envia sinais característicos para os dois canais de cada caixa de áudio, simultaneamente. Na condição de trem de pouso não travado embaixo, envia ainda sinais intermitentes para as luzes localizadas na alavanca de comando do trem de pouso.

Adicionalmente, o processamento dos sinais dos sensores do trem de pouso é aproveitado para informar a torre de controle sobre a posição do trem de pouso travado embaixo, através dos transceptores de VHF.

Este sistema opera com um grau de prioridade na indicação, para o caso de ocorrerem duas condições anormais simultaneamente.

Caso ocorram duas condições anormais com o mesmo grau de prioridade, haverá emissão alternada, ora de um som, ora de outro, num ritmo capaz de permitir a identificação rápida e segura dos dois eventos.

A tabela seguinte mostra o grau de prioridade, de acordo com as condições; apresenta, também, os sons característicos para cada condição, se tal condição é cancelável e a forma de cancelamento.

O sistema de alarmes sonoros é alimentado através da barra de emergência de 28 V DC.

GRAU DE PRIORIDADE	CONDIÇÃO		SINAL CARACTERÍSTICO	CANCELÁVEL	FORMA DE CANCELAMENTO
1	ESTOL		ALARME DE SOM CONTÍNUO COM FREQUÊNCIA CONSTANTE	NÃO	QUANDO CESSAR A CAUSA
2	FATOR DE CARGA EXCESSIVO		ALARME DE SOM CONTÍNUO COM FREQUÊNCIA VARIÁVEL E PERÍODO DE VARIAÇÃO DE 2 S	NÃO	QUANDO CESSAR A CAUSA
3	SOBREVELOCIDADE		ALARME DE SOM INTERMITENTE COM FREQUÊNCIA CONSTANTE E PERÍODO DE VARIAÇÃO DE 0,8 S	NÃO	QUANDO CESSAR A CAUSA
4	ACENDIMENTO LUZ ALARME		ALARME DE SOM INTERMITENTE COM FREQUÊNCIA CONSTANTE	SIM	PRESSIONE A MOLDURA DA LUZ ALARME OU QUANDO CESSAR A CAUSA
	TREM DE POUSO NÃO TRAVADO EMBAIXO	ASSOCIADO A REDUÇÃO DA MANETE	ALARME DE SOM INTERMITENTE COM FREQUÊNCIA VARIÁVEL E PERÍODO DE VARIAÇÃO DE 0,75 S	SIM	1. PRESSIONE O BOTÃO "CANCELA BUZINA TREM" 2. AVANCE A MANETE 3. TRAVE O TREM DE POUSO EMBAIXO
		ASSOCIADO A CONDIÇÃO DE FLAPE ESTENDIDO 24° +4° -1°		NÃO	1. RECOLHA OS FLAPES 2. TRAVE O TREM DE POUSO EMBAIXO

Figura 1-3

STEMA DE AVISOS

O sistema de avisos possui um painel de avisos, localizado na parte superior direita de cada um dos painéis de instrumentos dianteiro e traseiro, abaixo do painel múltiplo de alarmes, cuja operação é independente em cada posto de pilotagem.

O painel de avisos é constituído de seis luzes verdes, destinadas a fornecer uma identificação positiva sobre o funcionamento de alguns sistemas. Enquanto houver sinal

dos detectores dos sistemas, as luzes permanecerão continuamente acesas.

A alimentação deste painel é feita pela barra de emergência de 28 V DC, através do mesmo disjuntor do circuito das luzes vermelhas do painel múltiplo de alarmes.

A seleção de intensidade luminosa (NORMAL/FRACO), bem como o teste das lâmpadas do painel, é feito através dos mesmos interruptores utilizados para o painel múltiplo de alarmes e para o alarme geral.

CONTROLES E INDICADORES DOS SISTEMAS DE ALARMES E AVISOS

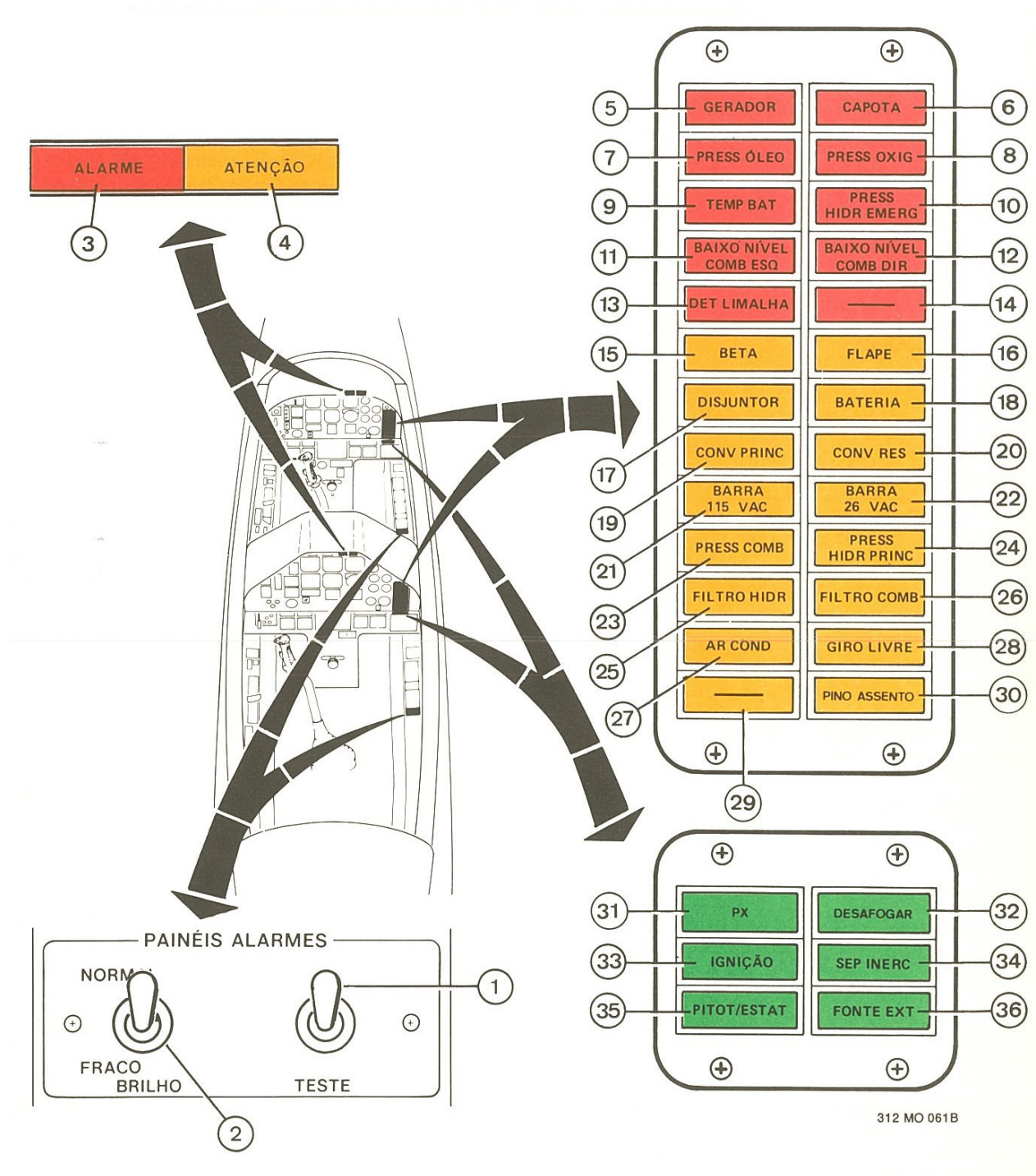


Figura 1-4 (Folha 1 de 4)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor de teste das luzes dos sistemas de alarmes e avisos.	TESTE - Posição momentânea. Acende todas as luzes dos painéis de alarmes e avisos e também as luzes de alarme, atenção e indicadora de trem de pouso em trânsito no respectivo posto de pilotagem. O sistema de alarmes sonoros também será ativado.
2. Interruptor de controle de brilho das luzes dos sistemas de alarmes e avisos.	FRACO - Posição momentânea. Atenua a luminosidade de todas as luzes dos sistemas de alarmes e avisos do respectivo posto de pilotagem. NORMAL - Posição momentânea. Aumenta a luminosidade de todas as luzes dos sistemas de alarmes e avisos do respectivo posto de pilotagem, somente se o interruptor tiver sido levado à posição FRACO anteriormente. Na posição central, posição normal do interruptor, a luminosidade dos painéis será máxima, quando a aeronave for energizada.
3. Luzes ALARME.	Acendem simultaneamente ao acendimento de qualquer luz vermelha do painel múltiplo de alarmes. O acendimento destas luzes ativa o alarme sonoro. Para apagá-las e rearmá-las para a indicação de uma nova pane, deve-se pressionar a moldura de uma das luzes em qualquer um dos postos de pilotagem. Isto também cancelará o alarme sonoro.
4. Luzes ATENÇÃO.	Acendem simultaneamente ao acendimento de qualquer luz âmbar do painel múltiplo de alarmes. Para apagá-las e rearmá-las para a indicação de uma nova pane, deve-se pressionar a moldura de uma das luzes em qualquer um dos postos de pilotagem.
5. Luzes GERADOR.	Quando acesas, indicam que o gerador está inoperante ou operando sem estar conectado à barra principal.
6. Luzes CAPOTA.	Quando acesas, indicam que a capota está destravada.
7. Luzes PRESS ÓLEO.	Acendem sempre que a pressão do óleo do motor cair abaixo de 40 psi.
8. Luzes PRESS OXIG.	Acendem quando a pressão no sistema de oxigênio atingir 80 ± 10 psi.
9. Luzes TEMP BAT.	Acendem quando a temperatura da bateria exceder 150°F ou durante o teste do monitor de temperatura da bateria.
10. Luzes PRESS HIDR EMERG.	Acendem quando a pressão do sistema hidráulico de emergência cair abaixo de 1500 ± 75 psi.
11. Luzes BAIXO NÍVEL COMB ESQ.	Acendem quando a quantidade de combustível no conjunto de tanques esquerdo for inferior a 42 litros (73 lb).
12. Luzes BAIXO NÍVEL COMB DIR.	Acendem quando a quantidade de combustível no conjunto de tanques direito for inferior a 42 litros (73 lb).
13. Luzes DET LIMALHA.	Acendem quando for detectada a presença de limalha no óleo do motor.
14. -	-

Figura 1-4 (Folha 2 de 4)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
15. Luzes BETA.	Acendem quando a hélice estiver abaixo do passo mínimo de voo.
16. Luzes FLAPE.	Acendem quando uma falha no sistema de flape é detectada.
17. Luzes DISJUNTOR.	Acendem quando um disjuntor menor ou igual a 10A desarmar.
18. Luzes BATERIA.	Acendem quando o interruptor SEL BAT está posicionado em BAT INT e a bateria não está alimentando a barra principal.
19. Luzes CONV PRINC.	Acendem em caso de falha do conversor principal ou quando o mesmo estiver desligado.
20. Luzes CONV RES.	Acendem em caso de falha do conversor-reserva ou quando o mesmo estiver desligado.
21. Luzes BARRA 115 V AC.	Acendem quando ocorrer a perda de 115 V AC.
22. Luzes BARRA 26 V AC.	Acendem quando ocorrer a perda de 26 V AC.
23. Luzes PRESS COMB.	Acendem quando a pressão de combustível, antes da entrada da unidade de controle de combustível do motor, cair abaixo de 2 psig.
24. Luzes PRESS HIDR PRINC.	Acendem quando a pressão do sistema hidráulico principal cair abaixo de 18 ± 1 psi.
25. Luzes FILTRO HIDR.	Acendem quando é iminente um entupimento do filtro hidráulico.
26. Luzes FILTRO COMB.	Acendem indicando um entupimento iminente do filtro de combustível.
27. Luzes AR COND.	Quando acesas, indicam que a unidade de refrigeração foi desenergizada devido à alta pressão.
28. Luzes GIRO LIVRE.	Permanecem acesas enquanto o sistema de bússola giromagnética estiver operando em GIRO LIVRE.
29. -	-
30. Luz PINO ASSENTO (aeronaves Pós-Mod. BS 312-095-0002 ou N/S 312369 e seguintes).	Permanece acesa enquanto o pino de segurança do punho de disparo do assento ejetável do respectivo posto de pilotagem não for inserido no alojamento PINO ASSENTO, localizado no console direito.
31. Luzes PX (aeronaves Pós-Mod. BS 312-074-0001).	Permanecem acesas enquanto o aquecimento de Px estiver ligado.
32. Luzes DESAFOGAR (aeronaves Pós-Mod. BS 312-074-0001).	Acendem quando o interruptor IGNIÇÃO está posicionado em DESAFOGAR.
33. Luzes IGNIÇÃO.	Quando acesas, indicam que a ignição está ativada.
34. Luzes SEP INERC.	Permanecem acesas enquanto o punho de comando da separação inercial estiver puxado.

Figura 1-4 (Folha 3 de 4)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
35. Luzes PITOT/ESTAT.	Permanecem acesas enquanto o aquecimento dos tubos de Pitot e das tomadas estáticas respectivas estiver ativado.
36. Luzes FONTE EXT.	Quando acesas, indicam que a barra principal de 28 V DC está sendo alimentada pela fonte externa de energia elétrica.

Figura 1-4 (Folha 4 de 4)

GRUPO MOTOPROPULSOR

MOTOR

A aeronave está equipada com motor Pratt & Whitney PT6A-25C.

Este motor é de fluxo reverso, tipo turbina livre, com duas turbinas de um estágio independentes: uma aciona um compressor de 4 estágios (3 estágios axiais e um centrífugo) e outra, girando em sentido oposto à primeira, aciona a hélice de passo variável, através de uma caixa de redução. O ar externo é admitido pela entrada da capota inferior e chega ao interior do motor por meio de uma câmara anular protegida por uma tela metálica. O fluxo de ar é, então, encaminhado para o compressor axial de três estágios e para o compressor centrífugo e, daí, para uma câmara de combustão anular.

O combustível é pulverizado na câmara de combustão, através de 14 bicos injetores, distribuídos ao redor da câmara do gerador de gases.

Uma unidade de ignição, com duas velas do tipo centelha, é usada para iniciar a combustão. Uma unidade hidropneumática de controle de combustível regula o fluxo de combustível para manter a potência necessária, conforme a ajustagem da manete.

Os gases da combustão expandem-se e são descarregados através da turbina do compressor e da turbina de potência. Após a passagem pelas turbinas, os gases são expelidos através de dois tubos de escapamento, situados nas laterais do motor.

POTÊNCIA DO MOTOR

O motor é capaz de fornecer continuamente 750 SHP em função das condições de temperatura e altitude, sem perdas de instalação.

Para informações mais detalhadas, veja o Apêndice I - Dados de Desempenho.

SANGRIA PARA PREVENÇÃO DE ESTOL DO COMPRESSOR

Uma válvula de sangria permite o escapamento do ar interestágios, de modo a evitar a ocorrência de estóis do compressor. Esta válvula consiste de um pistão, apoiado num diafragma sensível à diferença entre a pressão interestágios e a pressão na saída do compressor.

Sempre que a pressão interestágios for maior que a pressão na saída do compressor, o pistão é deslocado para baixo, permitindo o escapamento do excesso de ar, até que a pressão interestágios diminua, provocando o fechamento da válvula.

SISTEMA DE LUBRIFICAÇÃO

O sistema de lubrificação do motor foi projetado de forma a permitir um constante suprimento de óleo aos rolamentos do motor, às engrenagens de redução, ao servomecanismo da hélice e ao acionamento de acessórios durante o voo normal e dentro das limitações estabelecidas, durante o voo, com fator de carga negativo.

O óleo lubrifica e refrigera o motor. Os corpos estranhos ou limalhas provenientes do motor serão retidos no filtro principal.

O sistema é constituído de dois tanques, principal e auxiliar, filtros, bombas, válvulas, trocadores de calor e canalizações.

O tanque principal de óleo é do tipo integral e está localizado junto à caixa de acessórios.

O tanque auxiliar está localizado abaixo do tanque principal, sendo conectado internamente ao mesmo e tem como função prover óleo ao tanque principal, durante a operação em voo invertido. A capacidade total dos tanques principal e auxiliar é de 10,6 litros (2,8 US Gal).

A drenagem de ambos os tanques é efetuada através de um dreno localizado na parte inferior do tanque auxiliar.

O tanque principal possui um bocal de abastecimento e uma vareta medidora, calibrada em divisões de quartos de galão (US quarts).

O suspiro do tanque principal é efetuado por meio de um dispositivo contendo uma válvula operada por gravidade, que permite manter pressões adequadas dentro do tanque em condições normais de voo ou em voo invertido.

Orifícios calibrados (bicos injetores) são usados para a lubrificação dos rolamentos do motor, assegurando o fluxo ótimo para a lubrificação dos mesmos em todas as condições de operação.

Uma bomba localizada no interior do tanque principal efetua o suprimento de óleo à seção de acessórios e, através de tubulações externas ao motor, à seção do gerador de gases e à caixa de redução.

O suprimento de óleo do tanque principal para a bomba é efetuado através de um filtro e uma válvula operada por gravidade, que permite o suprimento adequado de óleo em todas as condições de voo.

Durante voo invertido, o óleo enviado aos rolamentos não é retornado ao tanque principal. A ausência de óleo no tanque principal é, então, compensada pela quantidade de óleo contido no tanque auxiliar.

MOTOR PT6A-25C

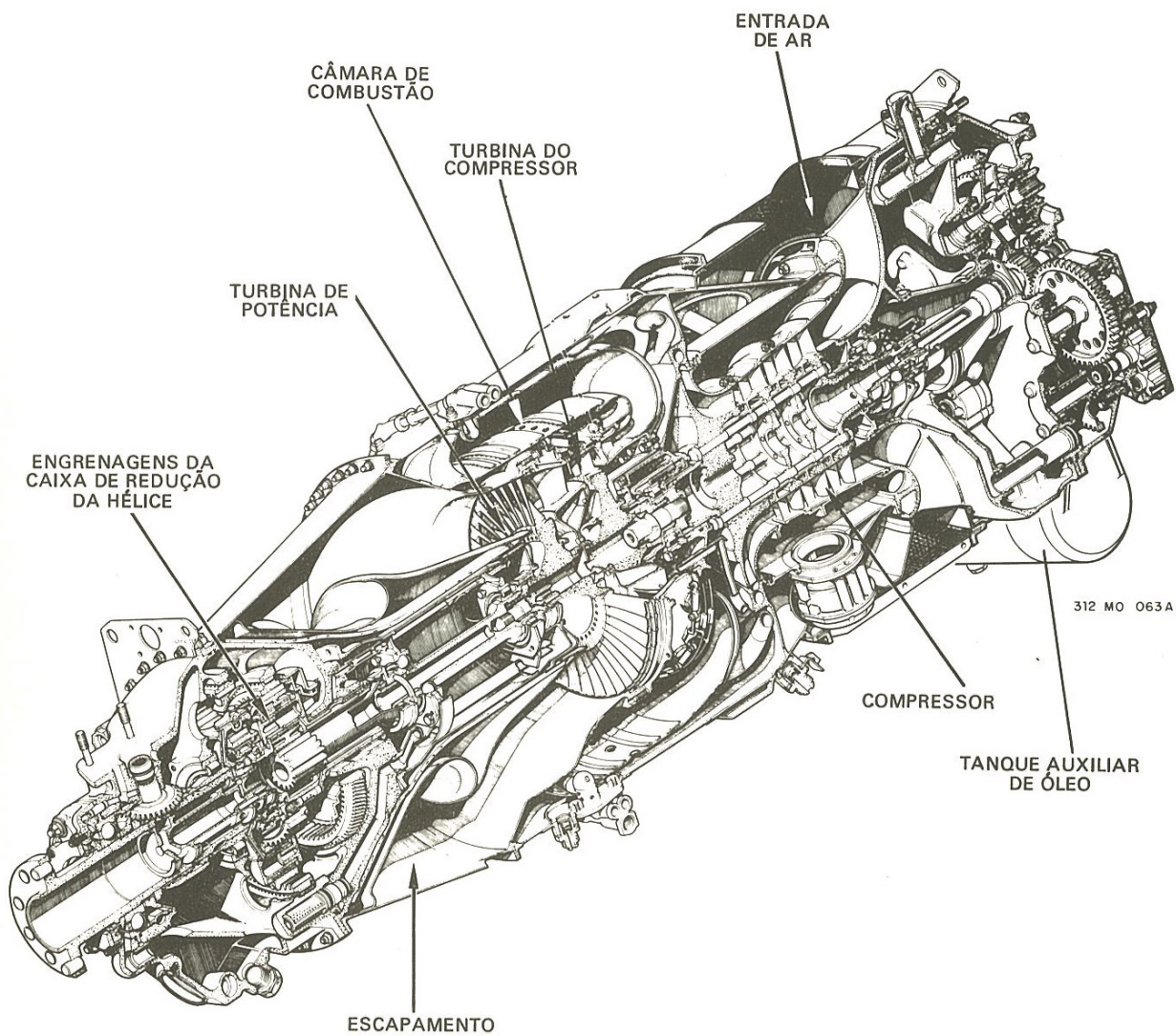


Figura 1-5

O óleo sob pressão é enviado aos demais componentes do sistema de lubrificação do motor por uma bomba de engrenagens, localizada na parte inferior do tanque principal.

A pressão do óleo é ajustada por uma válvula de alívio montada sobre a carcaça da bomba, no interior do tanque. Esta válvula desvia parte do óleo, sob pressão, para o interior do próprio tanque, mantendo, assim, a pressão do sistema em um nível aceitável e evitando, normalmente, que os valores de pressão oscilem com a rotação do motor (N g).

O filtro principal de óleo está localizado na carcaça, próximo à entrada de ar do compressor. No caso de bloqueio deste filtro, o aumento de pressão decorrente age na válvula de derivação, assegurando a lubrificação do motor.

Além das funções descritas, o óleo sob pressão também é utilizado para promover o aquecimento de combustível. O aquecimento do combustível é realizado em um trocador de calor, o qual possui um elemento sensor de temperatura e uma válvula de derivação. A passagem de combustível através do trocador de calor é livre, enquanto que a entrada e a saída de óleo são controladas pela válvula de derivação, que é atuada pelo elemento sensor de temperatura, o qual está exposto à temperatura do combustível, na saída do trocador.

O retorno de óleo do sistema de lubrificação é feito por quatro bombas de engrenagens, tubulações, dois radiadores e uma válvula termostática. O óleo aquecido passa pela válvula termostática, instalada na parede de fogo, e é dirigido aos radiadores, instalados na parte inferior da parede de fogo, em ambos os lados da aeronave.

Duas entradas de ar permitem o fluxo de ar para a troca adequada de calor nos radiadores.

SISTEMA DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR

Este sistema consiste de uma bomba de engrenagens, de uma unidade de controle de combustível, de um divisor de fluxo e tubulação dupla com 14 bicos injetores simples. Duas válvulas-dreno estão instaladas na câmara de combustão, para assegurar a drenagem do combustível residual após o corte do motor. Uma válvula-dreno está incorporada no divisor de fluxo, para drenar o combustível remanescente na tubulação, após o corte do motor.

A bomba de combustível está montada na caixa de acessórios e recebe o combustível filtrado, proveniente do trocador de calor óleo-combustível.

O combustível é então expelido, à alta pressão, para a unidade de controle de combustível (FCU), através de outro filtro e do transmissor de fluxo. Uma válvula de derivação está instalada junto a este filtro, para o caso de ocorrer uma obstrução do mesmo.

SISTEMA DE CONTROLE DE COMBUSTÍVEL DO MOTOR

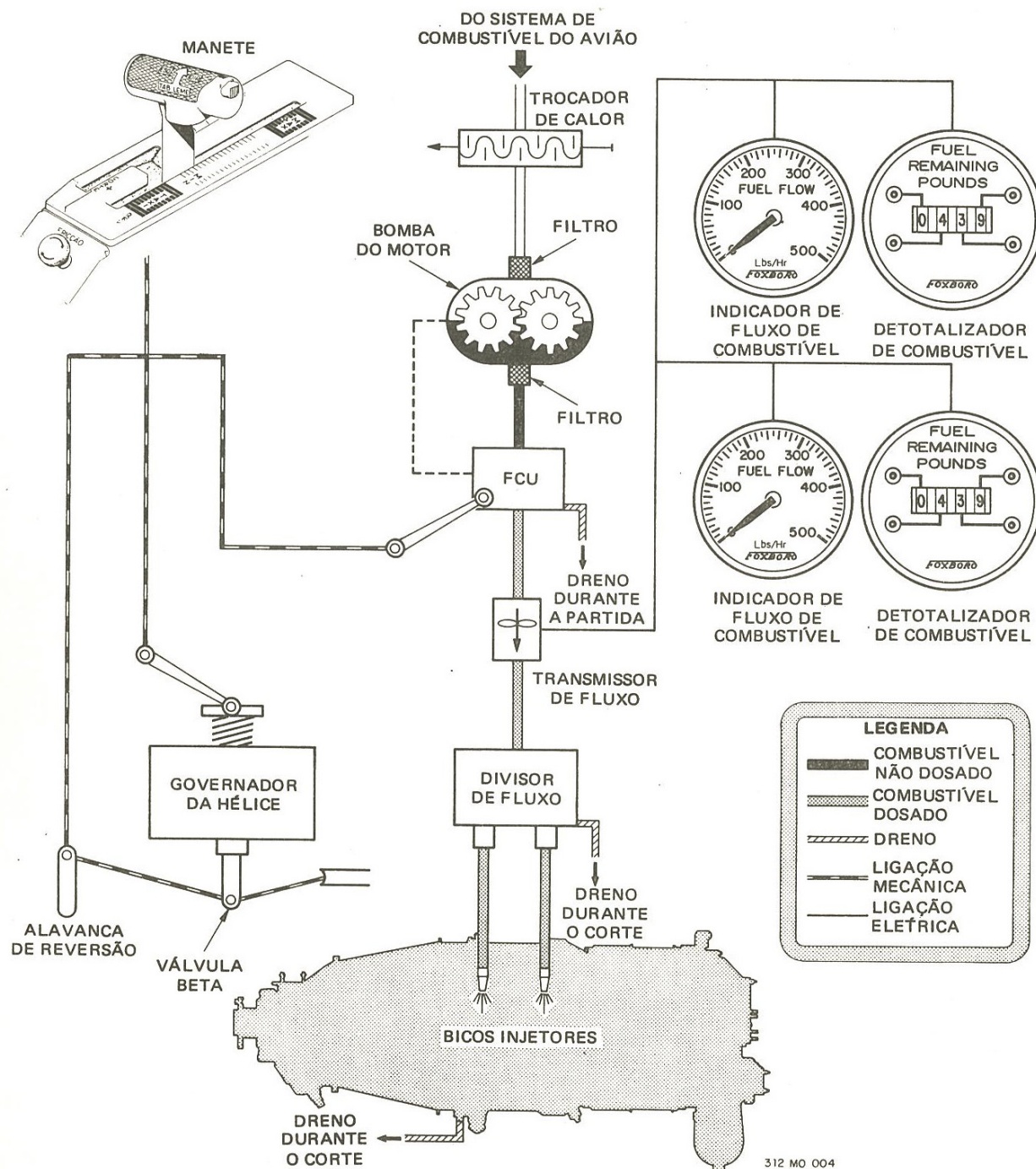


Figura 1-6

O combustível de retorno da unidade de controle flui, através de uma válvula de derivação, diretamente para a bomba de combustível.

O sistema de controle de combustível regula o fluxo de combustível, necessário para produzir a potência determinada pela posição da manete. O fluxo de combustível varia, também, com a quantidade de ar admitida, com a temperatura do ar externo e com as mudanças de N h (rotação de hélice).

O sistema de controle de combustível do motor consiste de três unidades separadas, mas com funções interdependentes: a unidade de controle de combustível (FCU), um divisor de fluxo com uma válvula-dreno e o conjunto do governador da hélice.

A unidade de controle dosa o fluxo de combustível, conforme o posicionamento da manete, para um regime estável de operação e para a aceleração do motor. Está montada sobre a bomba de combustível, acionada pelo motor, e é acionada a uma rotação proporcional a N g, rotação do gerador de gases, fazendo o controle da potência efetiva, através do controle de N g. Este controle é feito pela regulação da quantidade de combustível fornecida à câmara de combustão do motor. O conjunto divisor de fluxo e válvula-dreno está montado na entrada das canalizações primária e secundária, na parte inferior da caixa do gerador de gases.

O divisor de fluxo distribui o fluxo de combustível dosado pelo FCU para as canalizações primária e secundária, em função da pressão na canalização primária.

Durante a partida do motor, o fluxo de combustível é inicialmente enviado à câmara de combustão, somente pelos bicos injetores da canalização primária. Assim que a pressão nesta canalização atingir um valor pré-determinado, os bicos injetores da canalização secundária são também ativados. Nas demais faixas de operação do motor, o combustível é enviado através das duas canalizações.

Durante o corte do motor, a válvula de corte do FCU fecha, interrompendo o fluxo

de combustível e, neste movimento, um pistão fecha a entrada do divisor, ao mesmo tempo em que conecta as canalizações com a válvula-dreno. O combustível remanescente nas canalizações é, então, drenado para um coletor e posteriormente enviado ao tanque de combustível da aeronave.

O conjunto governador da hélice, montado sobre a caixa de redução, além da seção normal de controle de rotação constante (CSU), possui outra seção, denominada Seção

Governadora da Turbina de Potência, e provê uma proteção para a mesma, caso ocorra um aumento excessivo de sua rotação.

Se a rotação da hélice exceder em 2% a 6% a rotação selecionada pela manete, a Seção Governadora da Turbina de Potência enviará um sinal à unidade de controle de combustível, a qual reduzirá o fluxo de combustível, havendo, portanto, uma diminuição da rotação do gerador de gases e, conseqüentemente, uma redução da rotação da hélice.

UNIDADE DE CONTROLE DE TORQUE

A aeronave é equipada com uma unidade de controle de torque (TCU) cuja função é evitar que ocorra uma condição severa de sobre torque que exija, em conseqüência, uma ação de manutenção do motor.

A TCU recebe sinais de pressão de óleo do torquímetro; se uma condição de sobre torque for detectada, a TCU atuará sobre a seção pneumática da unidade de controle de combustível (FCU), reduzindo a potência do motor.

Nota

Durante condições transientes (em mergulhos ou acrobacias), valores de torque até 1850 lb.ft podem ocorrer, não sendo requerida nenhuma ação de manutenção.

SISTEMA DE IGNIÇÃO

A aeronave está equipada com um sistema de ignição, capaz de promover o acendimento rápido do motor, mesmo em baixas temperaturas.

O sistema consiste de uma caixa de ignição, dois cabos blindados e duas velas e, em operações normais, é ativado somente durante a partida do motor para iniciar a combustão.

O sistema opera com tensão de 28 V DC, que é fornecida pela barra de emergência, através de um interruptor localizado no console esquerdo de cada posto de pilotagem. Uma luz de IGNIÇÃO, instalada no painel de avisos (postos dianteiro e traseiro), acende sempre que o sistema estiver ativado.

SISTEMA DE PARTIDA

A partida do motor é feita por um sistema integrado, que utiliza o arranque-gerador, na função de arranque, para acionar o eixo da turbina do compressor.

O sistema opera com 28 V DC, alimentado pela barra principal, através de um interruptor localizado no console esquerdo de cada posto de pilotagem.

ADVERTÊNCIA

Sem a barra principal não é possível uma partida com assistência do arranque-gerador.

SISTEMA DE SEPARAÇÃO INERCIAL

Um sistema de separação inercial está instalado na entrada de ar, a fim de minimizar a ingestão de poeira durante a operação em pistas não pavimentadas, bem como partículas de neve ou água congelada, durante voo em condições de formação de gelo.

Isto é feito por um mecanismo que provoca um súbito desvio no fluxo de ar à entrada do motor; por inércia, a poeira, a água e as partículas de neve tendem a continuar o seu movimento e, assim, são descarregadas para o exterior por um ducto de desvio (by-pass).

O sistema consta de um defletor móvel no ducto de entrada de ar, um ducto de desvio com uma porta móvel, um atuador mecânico e um punho de comando instalado na parte superior esquerda do painel de instrumentos do posto dianteiro.

Uma luz SEP INERC, instalada no painel de avisos (postos dianteiro e traseiro), acende sempre que o sistema for acionado.

Quando o punho for puxado, o defletor será abaixado e a porta do ducto de desvio será aberta. Quando o punho estiver todo para a frente, o defletor está recolhido e a porta do ducto de desvio está fechada.

Na operação do motor com o sistema de separação inercial acionado, o desvio súbito do fluxo diminui a eficiência de recuperação da pressão total na entrada de ar do motor, o que acarretará uma perda da potência disponível e um ligeiro aumento de T 5 (temperatura interturbinas). O sistema de separação inercial deve ser usado segundo o seguinte critério:

- Quando operando em pistas não pavimentadas ou sujas.
- Quando voando em condições de chuva, neve ou formação de gelo.

AQUECIMENTO DE P_x

O controle de combustível para o motor é exercido pela unidade de controle de combustível (FCU), usando as pressões de referência P_x e P_y.

A pressão de descarga do compressor do motor (P₃) é transformada, no FCU, em duas pressões de referência, denominadas P_x (pressão de enriquecimento) e P_y (pressão do governador). As tubulações de P₃ e P_y dispõem de resistências elétricas para prevenir a possibilidade de formação de gelo no interior das mesmas.

Um interruptor AQUECIMENTO P_x, localizado no console direito (postos dianteiro e traseiro), envia corrente para os dois elementos de aquecimento, um para a linha de P₃ e outro para a linha de P_y. Nas aeronaves Pós-Mod. BS 312-074-0001, a luz de aviso PX, no painel múltiplo de alarmes, acende quando o sistema está ligado.

O aquecimento de P₃ e P_y deve ser ligado durante a operação, com temperaturas de ar externo inferiores a 5°C.

HÉLICE

A aeronave está equipada com uma hélice tripá, metálica, de rotação constante, embandeirável e de passo reversível.

O cubo da hélice aloja um pistão-servo atuado pela pressão de óleo do governador em um sentido e por molas de embandeiramento, localizadas no interior do pistão-servo, no outro sentido.

O pistão-servo é conectado, por uma articulação, à raiz de cada pá, no bordo de fuga e, desta maneira, o deslocamento do pistão é transmitido a cada pá.

Contrapesos centrífugos, assistidos pelas molas de embandeiramento, tendem a levar as pás de passo mínimo para passo bandeira. A este movimento se opõe a pressão de óleo gerada e controlada pelo governador da hélice, que tende a levar as pás na direção de passo mínimo.

A unidade de rotação constante do governador controla o passo de hélice, enviando óleo sob pressão ao pistão-servo ou permitindo seu retorno.

Este tipo de hélice não possui batente de passo máximo; isto permite o embandeiramento com a hélice estacionária. Ao ser cortado o motor, a ausência de pressão de óleo permite a atuação das molas de embandeiramento. O desembandeiramento é efetuado após a partida do motor, quando o governador manda óleo sob pressão para o pistão-servo com a manete na posição MÍN.

O embandeiramento da hélice é obtido pelo levantamento da válvula piloto da unidade de rotação constante (estando a manete na posição CORTE), que favorece o escoamento rápido do óleo do pistão-servo.

O embandeiramento também pode ser obtido através de uma válvula-solenóide no governador de sobrevelocidade, a qual é atuada por um sinal proveniente de um microinterruptor, instalado à esquerda da posição MIN, ou na trava de corte e embandeiramento (se instalada). Isto permite o embandeiramento da hélice em voo sem que seja necessário cortar o motor.

O passo mínimo de voo é assegurado pela atuação da válvula Beta que, quando fechada, bloqueia a entrada de óleo no pistão-servo, impedindo hidráulicamente qualquer diminuição adicional do passo. Esta posição é denominada batente do passo mínimo de voo.

Para a operação na faixa de táxi e na faixa de reverso, em operação no solo, a válvula Beta é reaberta pela atuação da manete, o que permite, então,

a redução do passo para valores abaixo do passo mínimo de voo.

PROTEÇÃO CONTRA SOBREVELOCIDADE

O governador da sobrevelocidade opera em paralelo com o governador da hélice e tem por finalidade controlar qualquer condição da sobrevelocidade da hélice, através da imediata derivação da pressão de óleo atuante no servomecanismo, para a caixa de redução do motor quando, devido a uma eventual falha do governador da hélice em manter a N h máxima, for atingido o valor de 106,2% de N h. Ao ocorrer uma condição de sobrevelocidade da hélice, a força adicional exercida pelos contrapesos centrífugos do governador de sobrevelocidade torna-se maior do que a força de sua mola de governo e a válvula piloto do governador é posicionada de modo a possibilitar a drenagem do óleo do servomecanismo da hélice para retorno. Nesta condição, as forças combinadas dos contrapesos das pás e das molas de embandeiramento do servomecanismo levam as pás a atingirem um maior ângulo de passo, reduzindo conseqüentemente a rotação da hélice. Ao atingir um valor de rotação, em que a força da mola de governo se sobrepõe à exercida pelos contrapesos centrífugos do governador de sobrevelocidade, a válvula piloto é reposicionada de modo a impedir o retorno de óleo, fazendo com que o servomecanismo passe a ser atuado normalmente pelo governador de hélice.

TESTE DE SOBREVELOCIDADE

O botão TESTE SOBREVELOC, localizado no painel de instrumentos, quando pressionado, energiza uma válvula-solenóide de teste do governador de sobrevelocidade.

Nota

Este teste só deverá ser efetuado durante a manutenção da aeronave.

MANETE

O conjunto motor/hélice é controlado por uma única manete que atua no FCU, no governador da hélice e na válvula Beta, de modo a serem obtidos os efeitos abaixo descritos (veja a figura 1-7).

- CORTE - Nesta posição, o motor está cortado e a hélice embandeirada.
- FAIXA DE CORTE - Compreendida entre as posições CORTE e MIN, sem que a manete seja levada para a direita na posição MIN. O avanço de manete na faixa de corte abre inicialmente o fluxo de combustível no FCU para permitir o funcionamento do motor. Com o avanço da manete a hélice permanece no passo bandeira. O desembandeiramento da hélice ocorrerá quando a manete for levada para a direita, na posição MIN.
- MÍN - Com a manete nesta posição, o gerador de gases está em marcha lenta ($67 \pm 1\%$ N g) e o governador da hélice está comandado para 90% N h.

Nota

Nesta condição a rotação efetiva da hélice estará abaixo de 90% N h, uma vez que a turbina de potência não terá rotação suficiente para atingir o valor de N h comandado pelo governador.

Com a manete na posição MÍN, a hélice estará em passo mínimo e os valores de N h dependerão das condições ambientes (temperatura e altitude pressão).

- TAXI - Para operar nesta faixa, é necessário levantar a manete, quando a mesma estiver na posição MÍN, e recuá-la. A rotação do gerador de gases muda continuamente de marcha lenta para faixa de táxi ($54 \pm 1\%$ N g). O passo das pás da hélice é diminuído abaixo do passo mínimo de voo até o passo chato, de modo a obter-se um controle de tração da hélice. Esta variação de passo é proporcional ao movimento da manete.

ADVERTÊNCIA

Não tente colocar a manete na posição TAXI com o motor parado ou em voo.

Nota

O acoplamento do compressor do ar condicionado deverá causar uma queda de até 2% N g na rotação do motor em marcha lenta ou na faixa de taxi.

- REV - A operação nesta faixa é iniciada a partir do final da faixa TAXI, estando as pás da hélice em passo chato. Ao recuar a manete até o batente, o torque absorvido pela hélice é o torque correspondente a $85 \pm 1\%$ N h e o passo das pás da hélice é diminuído até -11° .

ADVERTÊNCIA

A operação do reverso é limitada a uma velocidade mínima de 40 KIAS.

- MÍN/MÁX - Quando a manete é avançada a partir da posição MÍN até a posição MÁX, o gerador de gases é acelerado continuamente. A rotação da hélice aumenta paralelamente ao aumento de N g até estabilizar em $90\% \pm 1\%$ N h, permanecendo neste valor até a rotação do gerador de gases atingir $92\% \pm 1\%$ N g. A partir desta condição a rotação da hélice continua aumentando até atingir 100% N h no momento em que a rotação do gerador de gases atingir $95\% \pm 1\%$ N g. Levando-se a manete até a posição MÁX, o gerador de gases é acelerado de $95 \pm 1\%$ N g para N g máxima (o máximo permitido é de $101,5\%$ N g), permanecendo a rotação da hélice entre 99 e 100% N h.

Nota

Nas aeronaves Pós-Mod BS 312-61-0004 ou N/S 312-005 a 312-455 o governador da hélice é ajustado de $98,0\%$ até $98,5\%$ de N h máximo.

- MÍN/CORTE

Aeronaves equipadas com caixa de manete sem trava de corte e embandeiramento: Para levar a manete da posição MÍN para a faixa de CORTE é necessário avançá-la aproximadamente 4 mm a fim de permitir o seu deslocamento para a esquerda e em seguida vencer uma pequena força de resistência proporcionada por um dispositivo mecânico instalado na caixa de manete. Ao ser deslocada para a faixa de corte, a manete aciona um microcontactor, que por sua vez, comanda uma válvula solenóide localizada no governador de sobrevelocidade, permitindo assim o embandeiramento da hélice.

Ao recuar a manete até a posição CORTE, a válvula piloto do governador da hélice é atuada e o fluxo de combustível é interrompido na Unidade de Controle de Combustível (FCU).

Aeronaves equipadas com caixa de manete com trava de corte e embandeiramento: Para recuar a manete da posição MÍN para CORTE, é necessário recuar a trava, instalada no console, adjacente à manete.

Um microinterruptor instalado na trava é então acionado, comandando a válvula-solenóide de embandeiramento, localizada no governador de sobrevelocidade, para permitir o embandeiramento da hélice. Ao recuar a manete até a posição CORTE, a válvula piloto do governador da hélice é levantada e o fluxo de combustível é interrompido na unidade de controle de combustível.

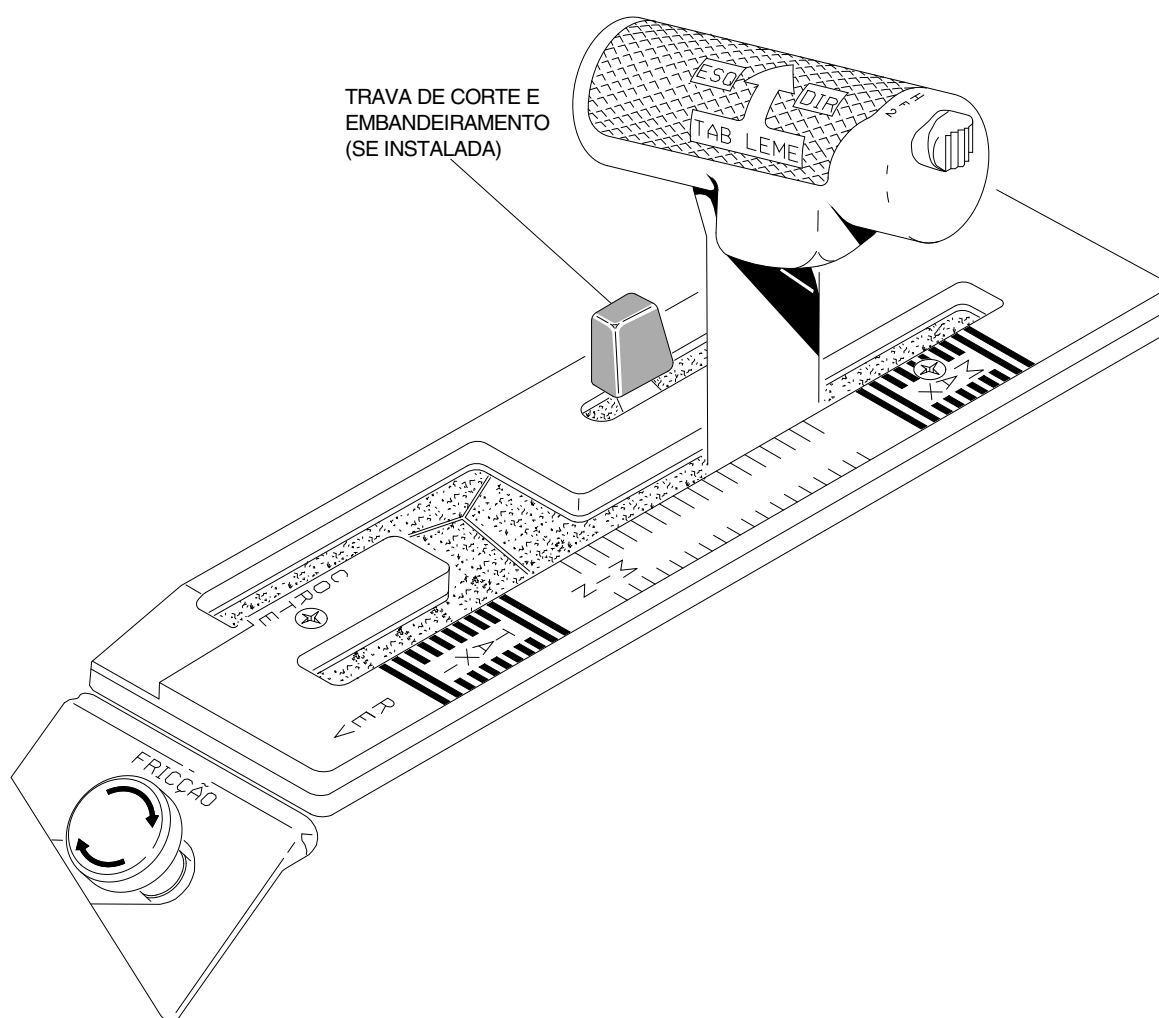
MANETE

Figura 1-7

CONTROLES E INDICADORES DO MOTOR

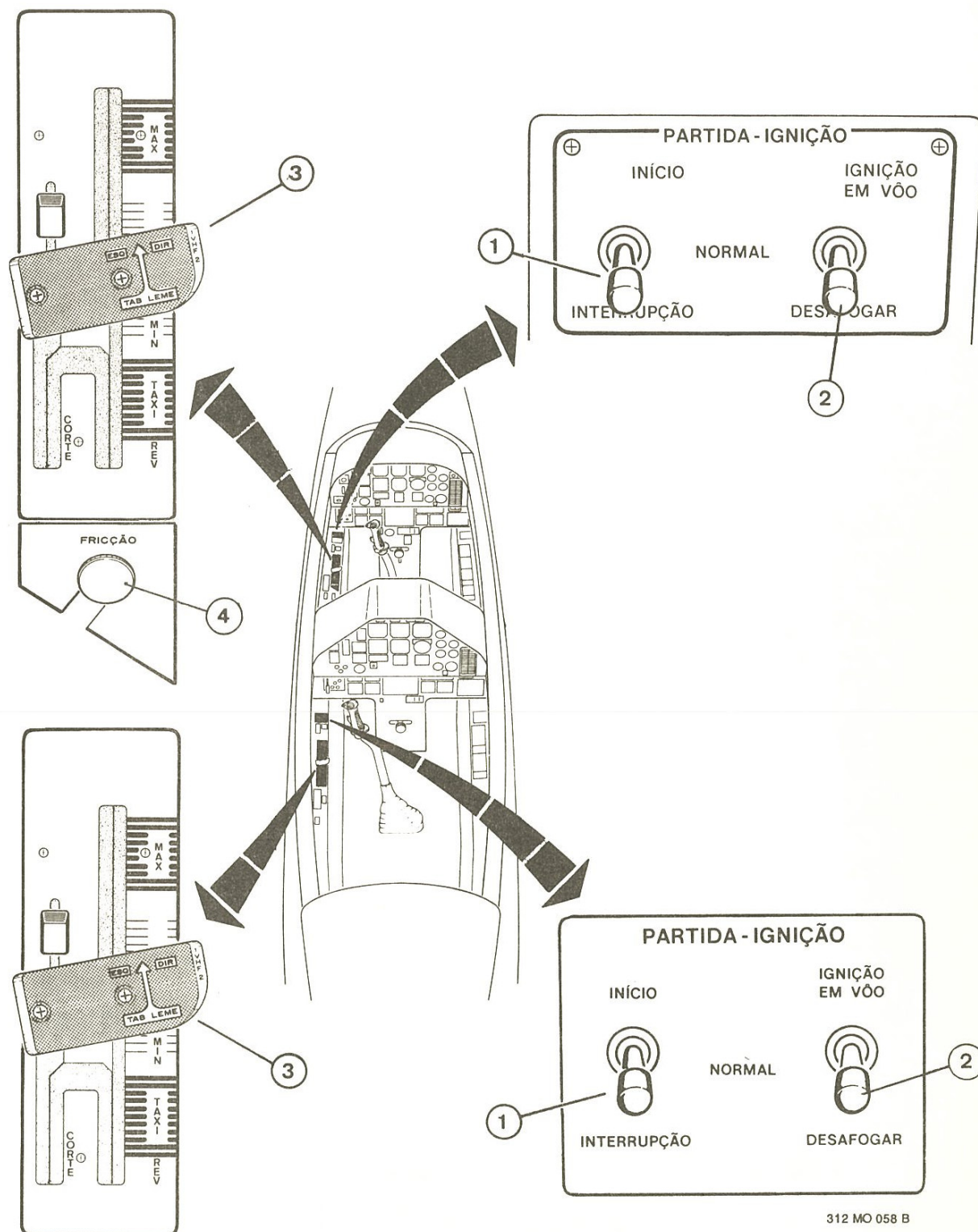
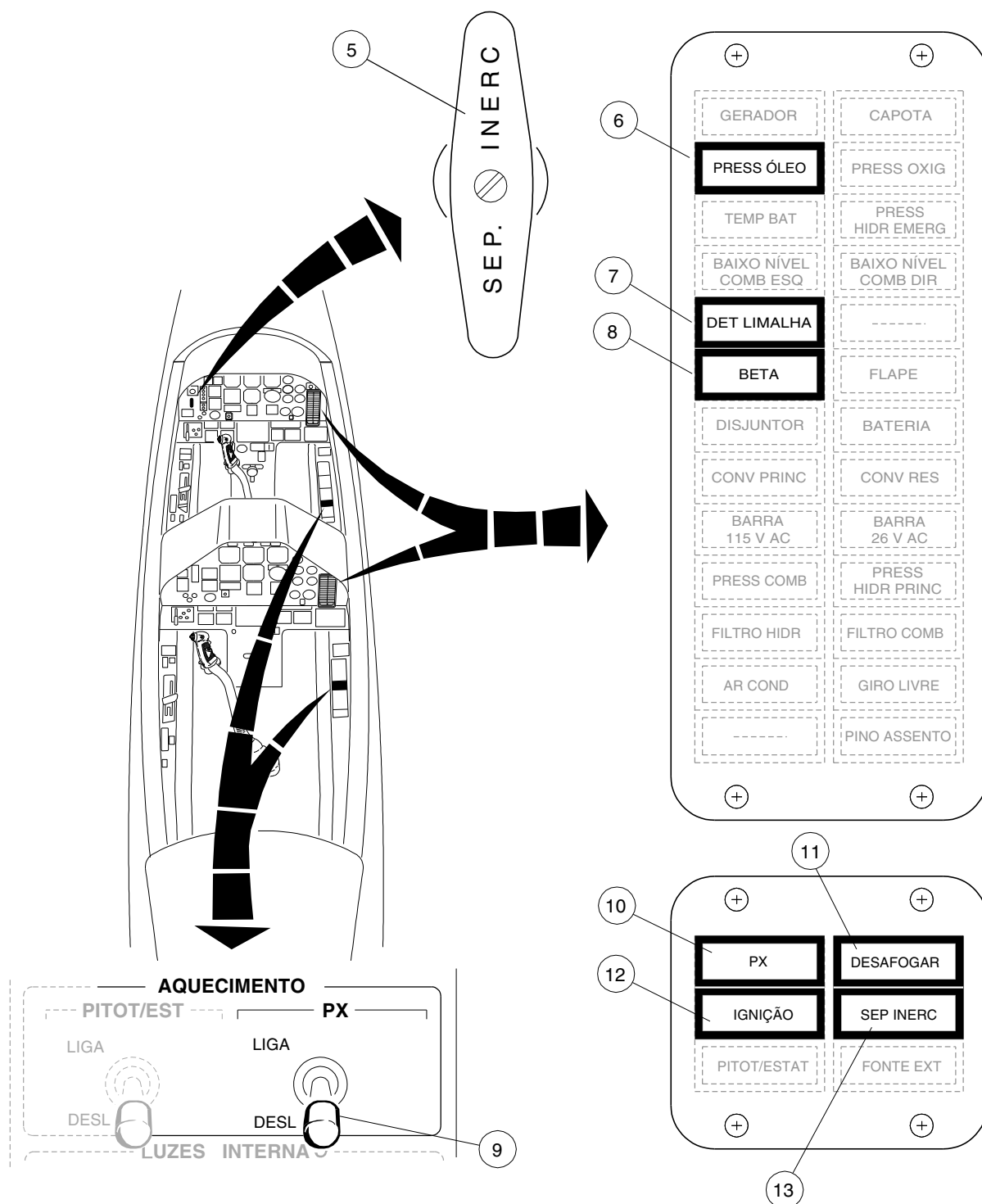


Figura 1-8 (Folha 1 de 5)

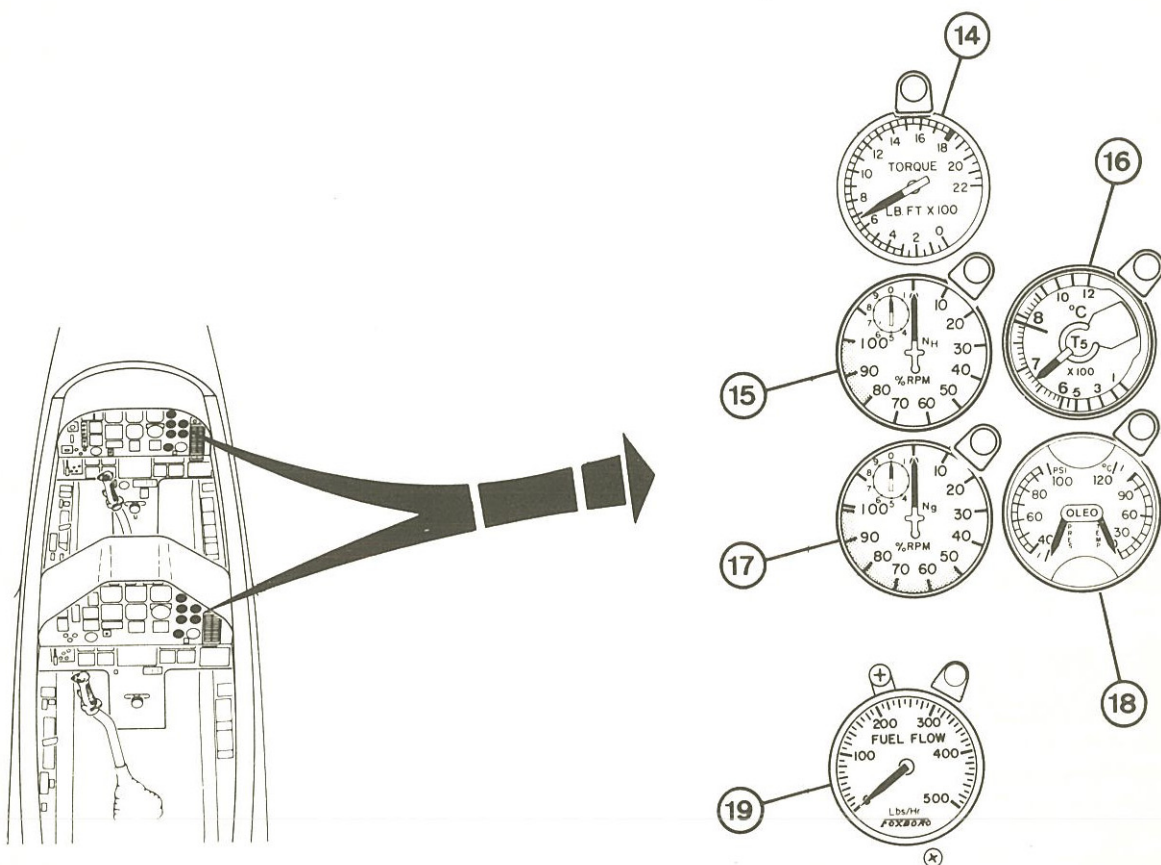
CONTROLES E INDICADORES DO MOTOR



EM312MV010261B.DGN

Figura 1-8 (Folha 2 de 5)

INSTRUMENTOS DO MOTOR



312 MO 026 B

Figura 1-8 (Folha 3 de 5)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor de partida.	INÍCIO - Posição momentânea, que dá início ao ciclo automático de partida, ativando o arranque e a ignição (desde que o interruptor de ignição esteja em NORMAL). NORMAL - Posição de repouso do interruptor. INTERRUPÇÃO - Posição momentânea. Interrompe o ciclo de partida.
2. Interruptor de ignição.	IGNIÇÃO EM VOO - Ativa a ignição de maneira contínua. NORMAL - Ativa a ignição durante o ciclo automático de partida. DESAFOGAR - Desativa a ignição, qualquer que seja a posição do interruptor de partida.
3. Manete.	CORTE - Corta o fluxo de combustível para o motor. FAIXA DE CORTE - O avanço da manete nesta faixa abre o fluxo de combustível, com a hélice permanecendo embandeirada. MIN - Desembandeira a hélice e o motor opera em marcha lenta de voo. TAXI - Muda a operação de marcha lenta de voo para marcha lenta no solo. O passo das pás muda para passo chato. REV - Aumenta a rotação do gerador de gases e diminui o passo das pás. MÁX - Aumenta somente a rotação do gerador de gases.
4. Comando de fricção.	Permite ajustar a resistência aos deslocamentos de ambas as manetes.
5. Punho da separação inercial.	Quando puxado, ativa o sistema de separação inercial.
6. Luzes PRESS ÓLEO.	Acendem sempre que a pressão de óleo do motor cai abaixo de 40 psi.
7. Luzes DET LIMALHA.	Acendem quando é detectada a presença de limalha no óleo.
8. Luzes BETA.	Acendem quando a hélice está abaixo do passo mínimo de voo, com a manete posicionada entre MÍN e MÁX.
9. Interruptor aquecimento de P _x .	LIGA - Quando nesta posição, são ativadas as resistências para o aquecimento das linhas P 3 e P y. DESL - Quando nesta posição, as resistências estão desativadas.
10. Luzes PX (aeronaves Pós-Mod. BS 312-074-0001).	Permanecem acesas enquanto o aquecimento de P x estiver ligado.
11. Luzes DESAFOGAR (aeronaves Pós-Mod. BS 312-074-0001).	Acendem quando o interruptor IGNIÇÃO está posicionado em DESAFOGAR.
12. Luzes IGNIÇÃO.	Quando acesas, indicam que a ignição está ativada.
13. Luzes SEP INERC.	Permanecem acesas, enquanto o punho de comando da separação inercial estiver puxado.

Figura 1-8 (Folha 4 de 5)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
14. Indicador de torque.	Este instrumento fornece uma indicação, em lb.ft, do torque absorvido pela hélice. O sensor do instrumento recebe a pressão do óleo da câmara de torque, pressão esta proporcional ao torque de hélice, e manda um sinal elétrico ao indicador no painel. Este instrumento requer 26 V AC para funcionar.
15. Tacômetro da hélice, N h.	O motor possui um tacogerador na caixa de redução, acionado pelo eixo da hélice. O instrumento indica a rotação da hélice em porcentagem da rotação máxima. 100% representa 33000 RPM da turbina de potência e corresponde a 2200 RPM da hélice (N h). O mostrador incorpora uma pequena escala decimal, cujo ponteiro permite uma leitura precisa da porcentagem. A indicação N h é independente de qualquer fonte de alimentação elétrica.
16. Indicador T 5.	Este indicador fornece uma indicação instantânea e precisa da temperatura interturbinas (T 5), obtida por meio de termopares colocados entre as duas turbinas e ligados em paralelo. O instrumento indicador é um milivoltímetro, que mede a voltagem gerada pelos termopares e está graduado em °C. Seu funcionamento independe de qualquer fonte de alimentação elétrica.
17. Tacômetro do gerador de gases, N g.	Um tacogerador, na seção de acessórios do motor e acionado pelo gerador de gases, produz uma tensão que é enviada ao tacômetro do gerador de gases do motor. O instrumento tem o mostrador calibrado em porcentagem da rotação máxima e incorpora uma pequena escala decimal, cujo ponteiro permite uma leitura precisa da porcentagem. 100% no instrumento representa 37500 RPM do gerador de gases. A indicação de N g independe de qualquer fonte de alimentação elétrica.
18. Indicador de temperatura e pressão de óleo do motor.	Há duas escalas no mesmo instrumento, uma para pressão e outra para temperatura. O indicador de temperatura recebe sinais de um bulbo sensor, instalado na saída da bomba de óleo. A graduação é em °C. Um transmissor de pressão sente a pressão à saída da bomba de óleo e envia os sinais ao indicador de pressão. A graduação é em psi. O funcionamento do instrumento, tanto para a indicação de temperatura como para a indicação de pressão, requer 28 V DC.
19. Indicador de fluxo de combustível.	Indica, em lb/h, o fluxo de combustível consumido pelo motor.

Figura 1-8 (Folha 5 de 5)

SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO DO MOTOR

O motor está equipado com um sistema de detecção de fogo. O sistema constitui-se, basicamente, de um detector tipo contínuo, que atua um circuito conectado às luzes de alarme e um alarme sonoro. No caso de ocorrência de uma condição de superaquecimento ou fogo, as luzes FOGO e ALARME acendem e um alarme ligado ao sistema de áudio soará. O alarme sonoro e a luz ALARME podem ser cancelados, apertando-se a moldura da luz ALARME; a luz FOGO permanecerá acesa até que a condição de fogo ou superaquecimento seja superada. Dois botões TESTE, um em cada posto de pilotagem, permitem testar o sistema quanto à condição de funcionamento. O sistema é alimentado com 28 V DC da barra de emergência.

Nota

Se os botões de ambos os postos de pilotagem forem pressionados ao mesmo tempo, não haverá indicação durante o teste.

COMANDO DE SOBREPULAMENTO MANUAL DO REGULADOR DE COMBUSTÍVEL (MOC)

A autoridade do FCU pode ser sobrepujada mecanicamente pelo piloto através de um controle manual instalado no console esquerdo no posto de pilotagem dianteiro. A manete do MOC (Aeronaves Pós-Mod BS 312 - 76-0013) é projetada para ser utilizada somente em casos de falha da seção pneumática do FCU ou em caso de ruptura da tubulação de P3/PY.

UTILIZAÇÃO DO MOC

Para a operação do MOC é necessário romper o lacre da trava de segurança liberando a trava e avançar a manete do MOC até a posição MIN.

Em razão da existência de um batente mecânico a manete deve ser inicialmente deslocada para a direita para a liberação de seu movimento.

A aceleração do motor será progressivamente efetuada deslocando-se a manete do MOC entre as posições MIN e MAX.

ADVERTÊNCIA

Quando se utiliza o MOC, a resposta do motor pode ser mais rápida do que em uma operação normal através da manete do motor. Portanto deve-se ter atenção para que os limites do motor não sejam ultrapassados.

Nota

- A manete do MOC controla somente a quantidade de combustível enviado ao motor.
- O controle de passo e passo bandeira da hélice é executado pela manete do motor.
- Dependendo das condições atmosféricas, a potência máxima do motor poderá não ser atingida ou ser ultrapassada.

A desaceleração do motor é feita através do recuo da manete do MOC.

ADVERTÊNCIA

N_g deve ser monitorada atentamente para evitar a operação abaixo do valor mínimo.

Nota

- A manete do MOC não poderá ser utilizada para corte do motor e sim somente para o controle da potência do motor. O corte do motor e o comando para o passo bandeira serão realizados pela manete do motor; em caso de emergência, o interruptor VALV CORTE poderá ser utilizado.
- Toda vez que o MOC é utilizado deve-se reportar a ocorrência ao pessoal de manutenção. A ocorrência deverá ser anotada no Log Book do motor.

OPERAÇÃO DO MOTOR

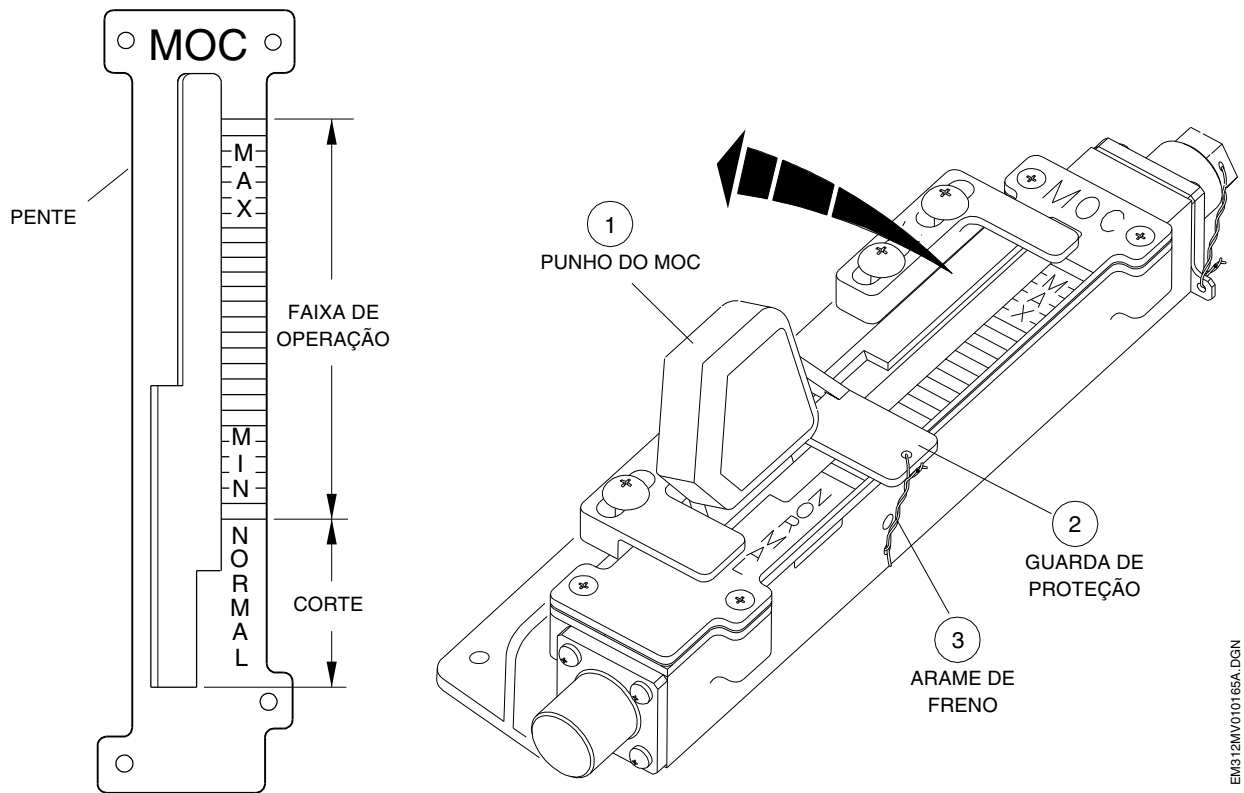
PARTIDA DO MOTOR NO SOLO

A partida do motor no solo pode ser realizada através de uma fonte externa de energia elétrica de 28 V DC ou através da própria bateria da aeronave.

No caso de haver uma fonte externa conectada à aeronave, o interruptor SEL BAT deve estar posicionado em FONT EXT e deve acender a luz correspondente no painel de avisos, em cada posto de pilotagem.

Caso a partida seja feita através da própria bateria da aeronave, o interruptor SEL BAT deve ser posicionado em BAT INT.

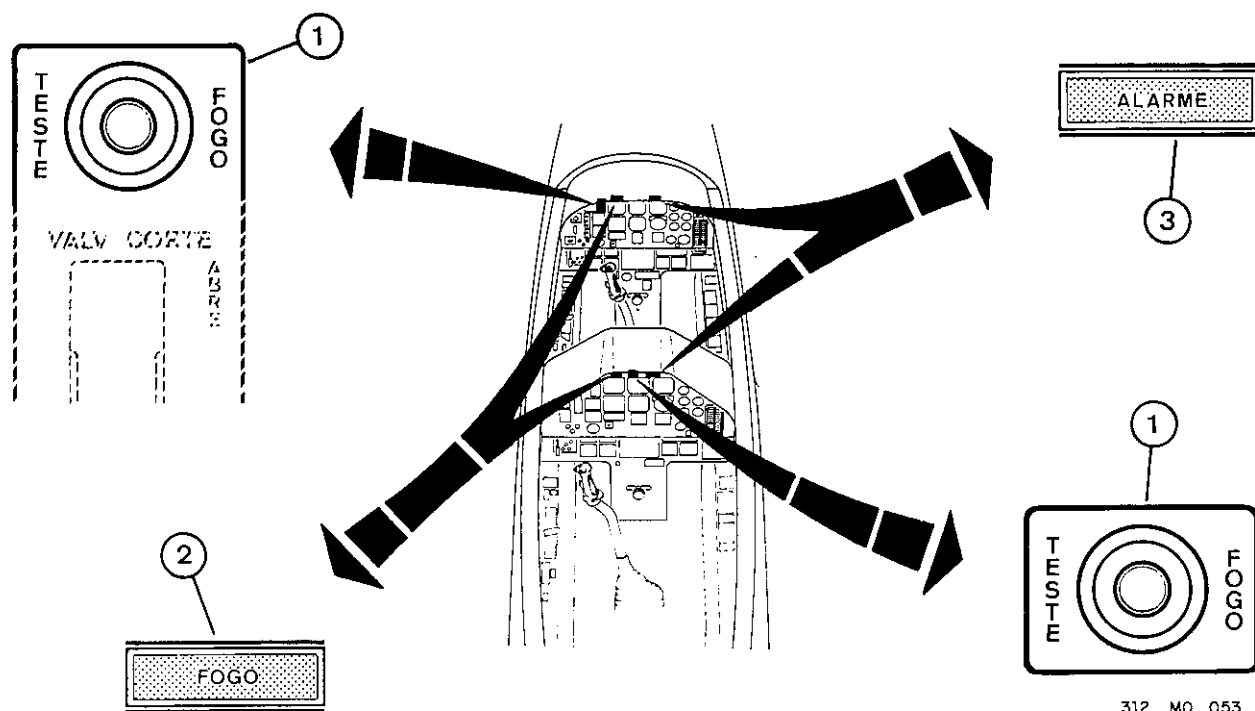
CONTROLES E INDICADORES DO MOC



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Manete do MOC.	NORMAL: Posição na qual a manete está presa pela trava de segurança. FAIXA MIN - MAX: Permite o controle manual da potência do motor através da quantidade de combustível injetada.
2. Trava de segurança (vermelha).	Segurança: Posição Normal. Previne a operação inadvertida do MOC. Utilização: Permite a utilização do MOC.
3. Lacre da trava de segurança.	Para liberar a trava de segurança, é necessário romper este lacre.

Figura 1-8A

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE DETECÇÃO DE FOGO DO MOTOR



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Botão TESTE.	Quando pressionado, permite testar as condições de funcionamento do sistema. Nesta condição, acenderão as luzes FOGO e ALARME e o alarme sonoro será ativado.
2. Luzes FOGO.	Acendem sempre que ocorrer uma condição de fogo ou superaquecimento. Apagará quando tal condição não mais existir.
3. Luzes ALARME.	Acendem simultaneamente com a luz FOGO e com a ativação do alarme sonoro. Ao pressionar a moldura da luz, em qualquer posto de pilotagem, apagam e o alarme sonoro é desativado.

Figura 1-9

No procedimento normal de partida, tanto o interruptor **PARTIDA** quanto o interruptor **IGNIÇÃO**, em ambos os postos de pilotagem, devem estar inicialmente na posição **NORMAL**, a manete em **CORTE** e as bombas de combustível ligadas convenientemente.

Posteriormente, um dos interruptores **PARTIDA** deve ser levado à posição **INÍCIO**, quando então a ignição é ativada (a luz **IGNIÇÃO** no painel de avisos deve acender) e um relé estabelece contacto para o envio de energia elétrica ao arranque-gerador. Quando o gerador de gases atingir a rotação de 12% N g a manete deve ser levada à frente para que o combustível seja injetado na câmara de combustão, para ser inflamado pelas velas de ignição. A partir daí, a aceleração continua alimentada pelo combustível e assistida pelo arranque-gerador, a indicação de pressão de óleo cresce, até que, entre 45% e 50% N g o arranque-gerador é desativado automaticamente, pois o motor já tem condição de auto-sustentação e a ignição também é desativada automaticamente (a luz **IGNIÇÃO**, no painel de avisos, deve apagar).

PARTIDA DO MOTOR EM VOO

A partida do motor em voo pode ser feita, utilizando-se o arranque-gerador ou não.

O procedimento para a partida do motor em voo com auxílio do arranque-gerador é semelhante ao procedimento para a partida do motor no solo. Inicialmente, deve-se posicionar a manete em **CORTE**, o interruptor **SEL BAT** em **BAT INT**, os interruptores **PARTIDA** e **IGNIÇÃO** em **NORMAL**, as bombas de combustível convenientemente ligadas e o Seletor de Barra Elétrica em **NORMAL**.

Em seguida, um dos interruptores **PARTIDA** deve ser levado à posição **INÍCIO**. Quando a rotação do gerador de gases atingir 12% N g a manete deve ser levada à posição **MÍN**. Assim que a rotação do gerador de gases atingir 45% N g a 50% N g, a ignição é desativada simultaneamente à desativação do arranque-gerador.

A partida do motor em voo, sem auxílio do arranque-gerador, é realizada com a manete na posição **CORTE**, os interruptores **PARTIDA** e **IGNIÇÃO** em **NORMAL**, o interruptor **SEL BAT** em **BAT INT**, as bombas de combustível ligadas convenientemente e Seletor de Barra Elétrica em qualquer posição.

Inicialmente, um dos interruptores **IGNIÇÃO** deverá ser levado à posição **IGNIÇÃO EM VOO** e a aeronave deverá ser acelerada, até que a rotação do gerador de gases atinja 12% N g, quando deverá haver uma indicação de pressão de óleo e, posteriormente, a manete deverá ser levada à posição **MÍN**.

SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

O combustível é armazenado em dois conjuntos de tanques. Cada um desses conjuntos é constituído por dois tanques integrais separados pela longarina e pelo seu posicionamento ao longo da envergadura da asa. Adicionalmente a estes dois conjuntos de tanques, pode-se armazenar mais combustível em dois tanques subalares, alijáveis, instalados nos pilones internos.

Os dois tanques de cada conjunto se intercomunicam através de dois tubos (um tubo para a ventilação e outro para a comunicação de combustível entre os tanques) e através de uma abertura com uma válvula-flape; esta válvula permite o escoamento de combustível do tanque externo para o tanque interno, porém o impede em sentido contrário.

O combustível escoar por gravidade, do tanque externo para o tanque interno e, dentro deste, em direção à raiz da asa, onde se encontra o reservatório de alimentação. Durante voo nivelado, este reservatório é mantido cheio através de uma bomba ejetora. Seu volume é suficiente para garantir o suprimento ao motor, inclusive em atitudes nas quais a tomada da bomba ejetora não esteja submersa, respeitadas as limitações de tempo para voo acrobático.

Do reservatório de alimentação, o combustível é sugado através de um pescador fixo (nas aeronaves Pós-Mod BS 312-28-0001-02 ou N/S 312-005 e seguintes), passa por uma ou ambas as bombas elétricas, pela válvula unidirecional e mistura-se com o combustível proveniente do outro conjunto de tanques, atravessando, então, o filtro de combustível, a válvula de corte na parede de fogo, o trocador de calor óleo/combustível, a bomba do motor, a unidade de controle de combustível, o transmissor de fluxo, o divisor de fluxo e, finalmente, os bicos injetores na câmara de combustão.

Cada tanque interno, com exceção dos reservatórios de alimentação, é preenchido com espuma plástica antiexplosiva que reduz o risco de incêndio e explosão, em caso de acidente.

O reabastecimento da aeronave é efetuado por gravidade através de um bocal localizado no extradorso de cada asa, no tanque externo. Cada tanque subalar incorpora seu próprio bocal de abastecimento. A transferência do combustível dos tanques subalares é feita para o respectivo tanque externo.

A drenagem do tanque é feita através de um dreno, localizado na região do reservatório de alimentação na raiz da asa.

Na saída de cada reservatório de alimentação está instalada uma válvula de corte manual, com o objetivo de permitir a manutenção dos componentes do sistema, sem que seja necessário drenar o combustível existente nos tanques.

Uma válvula de corte, comandada em qualquer um dos postos de pilotagem, está instalada na parte traseira da parede de fogo, de modo a permitir o corte de fluxo de combustível para o motor e também o corte de fluxo de óleo para o sistema hidráulico.

Após a intersecção das linhas provenientes dos tanques está instalada uma válvula de alívio, com o objetivo de impedir que a pressão ultrapasse a 35 psi.

BOMBAS DE COMBUSTÍVEL

Na saída de cada reservatório de alimentação estão instaladas duas bombas elétricas idênticas, denominadas principal e auxiliar, ligadas em paralelo.

Normalmente, somente a bomba principal está em operação, enquanto que a bomba auxiliar permanece de reserva, assumindo as funções da bomba principal, em caso de falha da mesma.

A fim de reduzir a quantidade de combustível não utilizável, uma bomba do tipo ejetora está instalada no interior de cada tanque interno na parede do respectivo reservatório de alimentação e o mantém continuamente cheio. Esta bomba utiliza o fluxo primário após a saída das bombas elétricas, para coletar combustível, enviando-o ao reservatório de alimentação.

Cada tanque subalar possui uma bomba elétrica para transferir o combustível ao tanque externo respectivo.

Em cada tanque externo está instalado um sensor de nível de combustível, o qual desliga a bomba do respectivo tanque subalar, sempre que o conjunto de tanques correspondente encher totalmente, durante a transferência de combustível.

Os interruptores de comando das bombas elétricas de combustível, tanto das linhas de alimentação do motor como dos tanques subalares, e as respectivas lâmpadas indicadoras verdes estão instalados na parte inferior direita do painel de instrumentos do posto dianteiro.

Seis luzes-testemunhas azuis estão instaladas no painel de instrumentos do posto traseiro, para informar ao piloto deste posto quais as bombas que estão em funcionamento.

SUBSISTEMA DE VENTILAÇÃO

A equalização entre a pressão atmosférica e a do interior dos tanques é garantida pelo subsistema de ventilação. Este subsistema é constituído de uma entrada de ar NACA no intradorso de cada asa, a qual capta a pressão dinâmica, devido à velocidade da aeronave e transmite-a, através de uma tubulação, ao interior de cada tanque.

Esta tubulação está conectada a um supressor de chamas, que oferece proteção no caso de impacto de raios nas

pontas das asas e se comunica com o interior dos tanques externos e internos através de válvulas unidirecionais.

Uma válvula unidirecional está instalada na parte superior do volume de expansão do tanque externo, comunicando-o com a atmosfera em todas as condições, exceto em voo invertido. É instalada de modo a minimizar vazamentos de combustível em todas as atitudes da aeronave.

A outra válvula unidirecional está instalada na parte mais baixa do tanque interno, junto ao reservatório de alimentação, e está conectada à válvula unidirecional do tanque externo. Sua finalidade é ligar os tanques à atmosfera em condições de voo invertido.

No subsistema de ventilação está incorporada uma válvula de alívio, localizada em cada tanque externo, cuja finalidade é não permitir uma pressão excessiva dentro do conjunto de tanques.

INDICAÇÃO DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL

A quantidade de combustível existente em cada conjunto de tanques é determinada através de um sistema de bóias que fornece um sinal elétrico para um indicador duplo, instalado em cada painel de instrumentos (postos dianteiro e traseiro).

O instrumento fornece a indicação em libras da quantidade de combustível em cada conjunto de tanques.

A aeronave está equipada com um sistema mecânico de indicação de quantidade de combustível, onde a medição é efetuada em um ponto em cada asa.

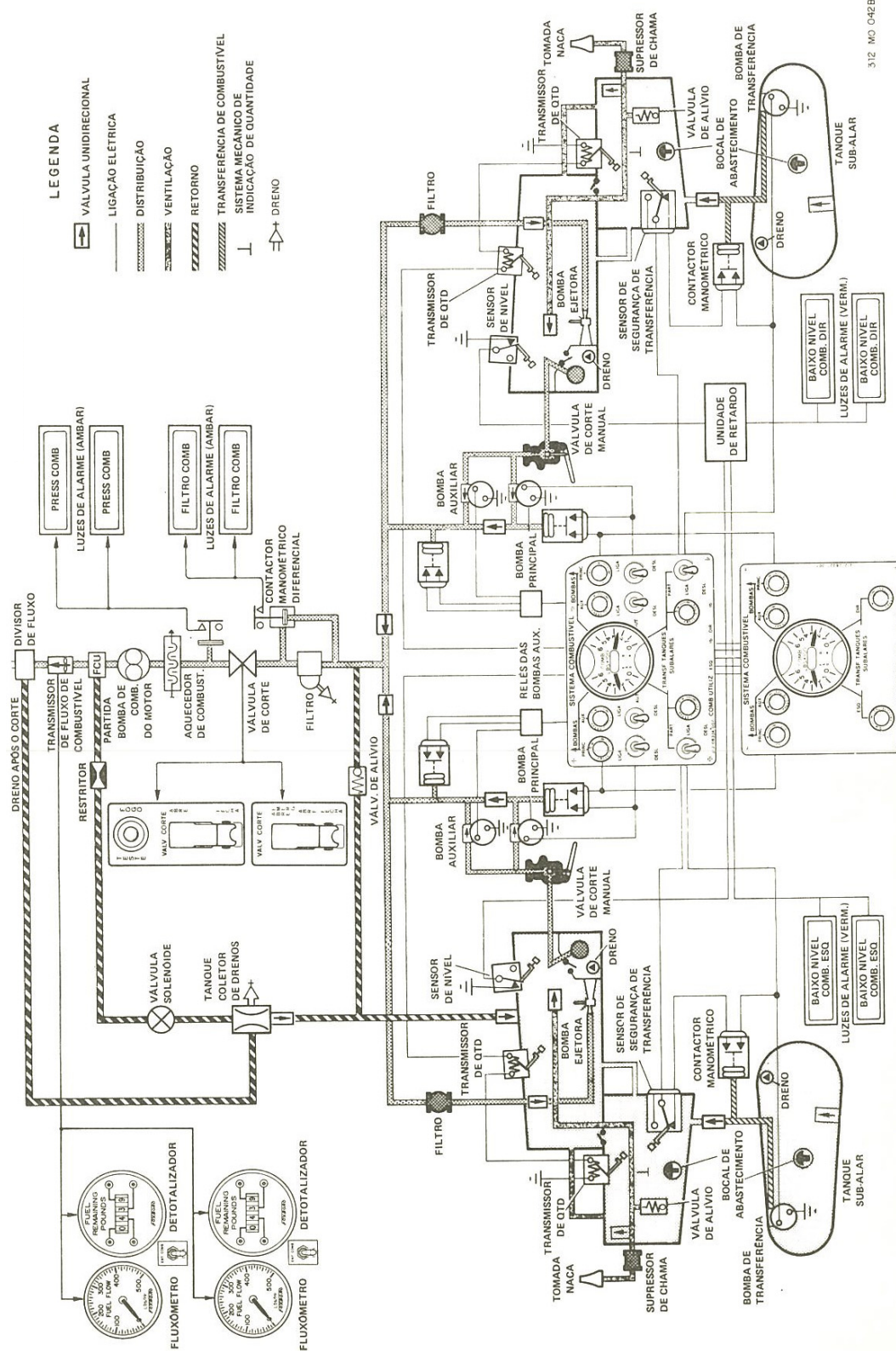
O sistema é composto por uma bóia e por uma vareta de medição. A bóia é deslocada no interior do tanque, perpendicularmente ao revestimento e mantém presa magneticamente a vareta, indicando o nível de combustível na escala gravada na vareta.

INDICADOR DE FLUXO E DETOTALIZADOR DE COMBUSTÍVEL

Um transmissor de fluxo de combustível tipo turbina, instalado após a bomba de combustível do motor, fornece sinais para um computador e este, por sua vez, envia sinais para um indicador de fluxo de combustível, calibrado em lb/h, e para um detotalizador calibrado em libras, instalados em cada posto de pilotagem.

O detotalizador fornece continuamente a quantidade total de combustível a bordo, baseado no conhecimento da quantidade de combustível a bordo antes da partida do motor.

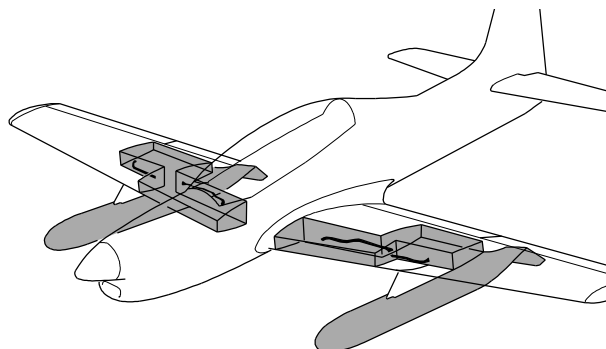
SISTEMA DE COMBUSTÍVEL esquemático



312 MO 042B

Figura 1-10

QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL



		VOLUME	PESO TOTAL DE COMBUSTÍVEL								
		LITROS	kgf	lb	kgf	lb	kgf	lb	kgf	lb	
TANQUES DE ASA	COMB INTERNO										
	CONJ DIREITO	347	247	545	270	595	279	615	283	624	
	CONJ ESQUERDO	347	247	545	270	595	279	615	283	624	
	TOTAL	694	494	1090	540	1190	558	1230	566	1248	
		UTILIZÁVEL	670	476	1050	522	1151	538	1186	547	1206
		COMB EXTERNO									
COM TANQUE SUBALAR DE 320L	TOTAL	640	455	1003	498	1098	514	1133	523	1153	
	UTILIZÁVEL	620	441	972	483	1065	498	1098	507	1118	
COM TANQUE SUBALAR DE 330L	TOTAL	660	470	1036	514	1133	530	1169	539	1188	
	UTILIZÁVEL	640	455	1003	498	1098	514	1133	523	1153	
		COMB MÁXIMO									
COM TANQUE SUBALAR DE 320L	TOTAL	1334	949	2093	1038	2288	1072	2363	1089	2401	
	UTILIZÁVEL	1290	917	2022	1005	2216	1036	2284	1054	2324	
COM TANQUE SUBALAR DE 330L	TOTAL	1354	964	2126	1054	2323	1088	2399	1105	2436	
	UTILIZÁVEL	1310	931	2053	1020	2249	1052	2319	1070	2359	
		ESPECIFICAÇÃO DO COMBUSTÍVEL	GASOLINA DE AVIAÇÃO	• JET B • JP 4		• QAV – 1 • JET A 1 • JET A • DERD 2494 • AIR 3405 • JP 8		• JP 5			
				0,711 kgf/l		0,779 kgf/l		0,803 kgf/l		0,817 kgf/l	
NOTA			DENSIDADE MÉDIA								

CONSULTE A SEÇÃO V – LIMITAÇÕES, PARA A CONFIGURAÇÃO AUTORIZADA COM TANQUES SUBALARES.

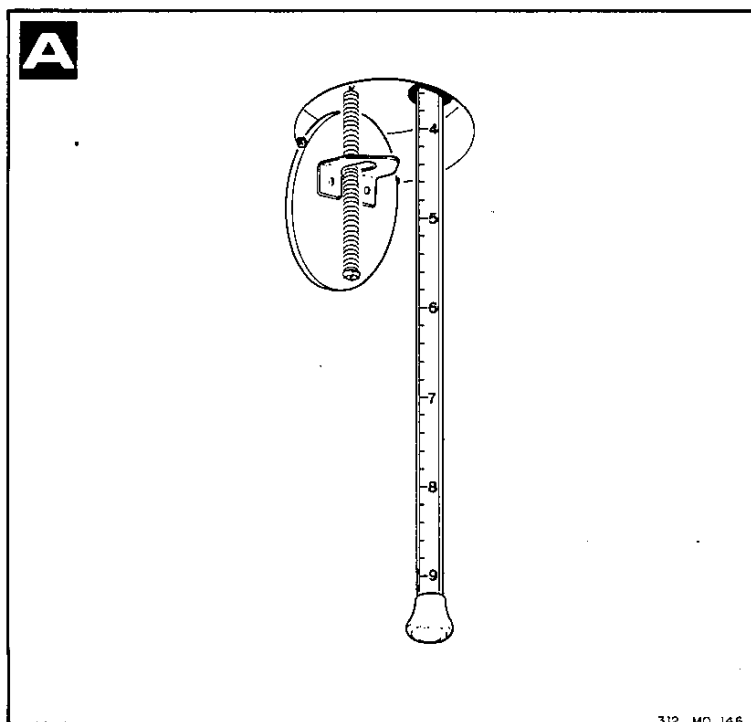
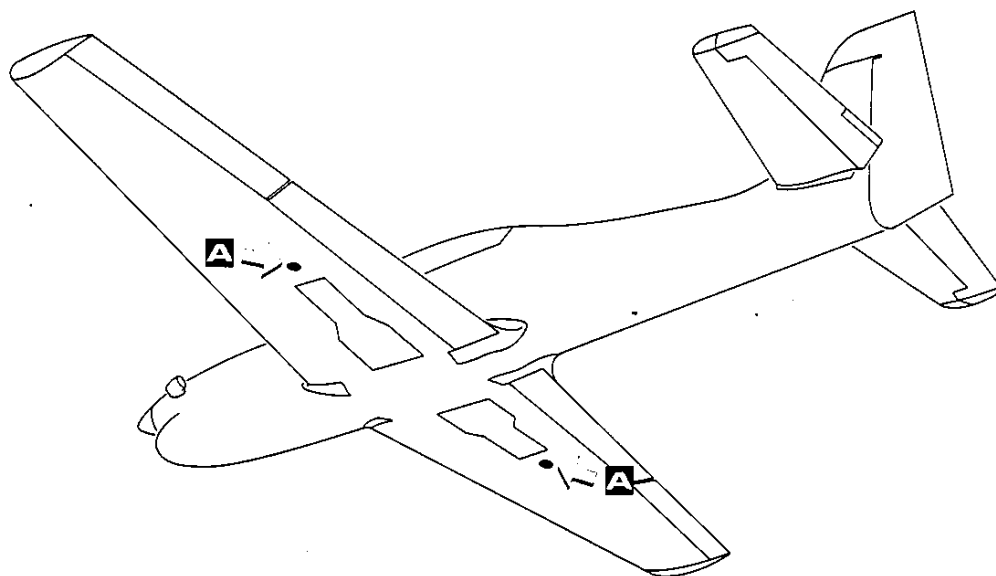
NOTA

CONSULTE A SEÇÃO V – LIMITAÇÕES, PARA A CONFIGURAÇÃO AUTORIZADA COM TANQUES SUBALARES.

EM312MV010264C DGN

Figura 1-11

SISTEMA MECÂNICO DE INDICAÇÃO DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL



312 MO 146

Figura 1-12

INDICAÇÃO DE BAIXO NÍVEL DE COMBUSTÍVEL

Um sistema de bóias instalado em cada tanque interno fornece um sinal para o acendimento da luz respectiva: BAIXO NÍVEL COMB. DIR. ou BAIXO NÍVEL COMB. ESQ. instalada em cada painel de alarmes, quando a quantidade de combustível utilizável no tanque correspondente for inferior a 42 litros (73 lb).

O sinal enviado pelo sistema de bóias, passa através de um temporizador, que retarda o acendimento das luzes por um período de 60 segundos.

O teste do sistema é efetuado ao ser ligado o interruptor BAT INT; as luzes BAIXO NÍVEL COMB DIR e BAIXO NÍVEL COMB ESQ deverão acender após um período de 5 segundos, permanecendo acesas durante um período de 10 segundos.

INDICAÇÃO DE BAIXA PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL

Um sensor manométrico, instalado após a válvula de corte na parede de fogo, fornece um sinal para o acendimento das luzes PRESS COMB, instaladas uma em cada painel de alarmes, sempre que a pressão de combustível for inferior a 2 psig.

INDICAÇÃO DE ENTUPIMENTO DO FILTRO

Um sensor manométrico diferencial, instalado em paralelo com o filtro de combustível, envia um sinal para o acendimento das luzes FILTRO COMB., instaladas uma em cada painel de alarmes, sempre que ocorrer uma condição iminente de entupimento do elemento filtrante.

COMBUSTÍVEL

A especificação dos combustíveis aprovados para a operação da aeronave, bem como dos combustíveis alternativos e dos combustíveis de emergência, está apresentada no Diagrama de Serviços, no final desta Seção.

OPERAÇÃO DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

ADVERTÊNCIA

Mantenha ligadas as bombas principais e em AUTO as bombas auxiliares, quando em voos acrobáticos ou manobras.

Para operação normal do sistema de combustível, incluindo manobras acrobáticas, deve-se posicionar os interruptores das bombas principais em LIGA e os interruptores das bombas auxiliares em AUTO, observando o subsequente acendimento das luzes-testemunhas das bombas principais (verdes no painel dianteiro e azuis no traseiro). Caso ocorra falha de uma das bombas principais, a bomba auxiliar correspondente entrará em funcionamento automaticamente. Em seguida, posicione o interruptor da bomba auxiliar em LIGA e o interruptor da bomba principal em pane em DESL.

Se for observado um consumo assimétrico de combustível, os interruptores das duas bombas, cujo tanque estiver com menor quantidade, devem ser posicionados em DESL, até que a quantidade de combustível nos tanques esteja equilibrada.

Nota

- Em operação com gasolina de aviação, duas bombas de combustível deverão estar sempre ligadas (uma de cada lado ou duas do mesmo lado, caso ocorra consumo assimétrico de combustível), para evitar o acendimento da luz de baixa pressão de combustível.
- O desbalanceamento máximo permitido entre os tanques de combustível é de 120 kgf (265 lb).

A transferência de combustível dos tanques subalares deve ser realizada conforme descrito a seguir: ao ser consumido aproximadamente 1/4 do combustível de qualquer um dos tanques de asa, comande o interruptor da bomba de transferência do respectivo tanque subalar para a posição PART, iniciando a transferência. Observe o acendimento da luz-testemunha e em seguida solte o interruptor, que permanecerá na posição LIGA. Repita o procedimento para o outro tanque subalar. Ao ser enchido totalmente um dos tanques, o que pode ser observado através do indicador de quantidade de combustível, o interruptor da bomba de transferência do tanque subalar deverá ser comandado para a posição DESL. O mesmo deverá ocorrer no outro tanque subalar. Estes procedimentos deverão ser repetidos até que todo o combustível dos tanques subalares tenha sido transferido.

ADVERTÊNCIA

Apesar do sistema possuir sensores de alto nível de combustível, a transferência deve ser interrompida manualmente. Este procedimento evitará sobrepressão nos tanques de asa, em caso de falha dos sensores.

Nota

Em condições de turbulência, a transferência de combustível poderá ser interrompida automaticamente, antes que o nível de combustível não utilizável do tanque subalar seja atingido. Neste caso o piloto deverá colocar os interruptores de comando das bombas de transferência na posição PART, quantas vezes forem necessárias, até que, ao serem liberados para a posição LIGA, seja observado que o sistema não se mantém mais em funcionamento.

TABELA DE CALIBRAÇÃO DO SISTEMA MECÂNICO DE INDICAÇÃO DE QUANTIDADE DE COMBUSTÍVEL

NOTA

- CONFIGURAÇÃO LIMPA
- SEM TRIPULAÇÃO
- PRESSÕES DE PNEUS E AMORTECEDORES NORMAIS
- AERONAVE ESTACIONADA EM UM PÁTIO QUE APRESENTE UMA RAMPA MÁXIMA DE 2% (1,15°)
- PESO ESPECÍFICO DE COMBUSTÍVEL ADOTADO: 0,779 kg/l

INDICAÇÃO NA RÉGUA	QUANTIDADE		INDICAÇÃO NA RÉGUA	QUANTIDADE	
	LIBRAS	kgf		LIBRAS	kgf
0.1	144	65.3	4.1	374	169.6
0.2	151	68.5	4.2	380	172.4
0.3	158	71.7	4.3	385	174.6
0.4	163	73.9	4.4	390	176.9
0.5	168	76.2	4.5	395	179.2
0.6	172	78.0	4.6	402	182.4
0.7	179	81.2	4.7	407	184.6
0.8	182	82.6	4.8	412	186.9
0.9	185	83.9	4.9	417	189.2
1.0	192	87.1	5.0	422	191.4
1.1	196	88.9	5.1	429	194.6
1.2	201	91.2	5.2	436	197.8
1.3	204	92.5	5.3	441	200.0
1.4	210	95.3	5.4	445	201.9
1.5	216	98.0	5.5	450	204.1
1.6	223	101.2	5.6	453	205.5
1.7	227	103.0	5.7	460	208.7
1.8	237	107.5	5.8	464	210.5
1.9	239	108.4	5.9	469	212.8
2.0	244	110.7	6.0	472	214.1
2.1	251	113.9	6.1	477	216.4
2.2	258	117.0	6.2	483	219.1
2.3	264	119.8	6.3	488	221.4
2.4	271	122.9	6.4	491	222.7
2.5	275	124.7	6.5	498	225.9
2.6	283	128.4	6.6	501	227.3
2.7	290	131.5	6.7	505	229.1
2.8	295	133.8	6.8	510	231.3
2.9	302	137.0	6.9	515	233.6
3.0	309	140.2	7.0	519	235.4
3.1	316	143.3	7.1	522	236.8
3.2	319	144.7	7.2	525	238.1
3.3	326	147.9	7.3	531	240.9
3.4	333	151.0	7.4	534	242.2
3.5	338	153.3	7.5	539	244.5
3.6	347	157.4	7.6	543	246.3
3.7	352	159.7	7.7	546	247.7
3.8	357	161.9	7.8	550	249.5
3.9	362	164.2	7.9	553	250.8
4.0	368	166.9	8.0	556	252.2
-	-	-	8.1	560	254.0

Figura 1-13

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE COMBUSTÍVEL

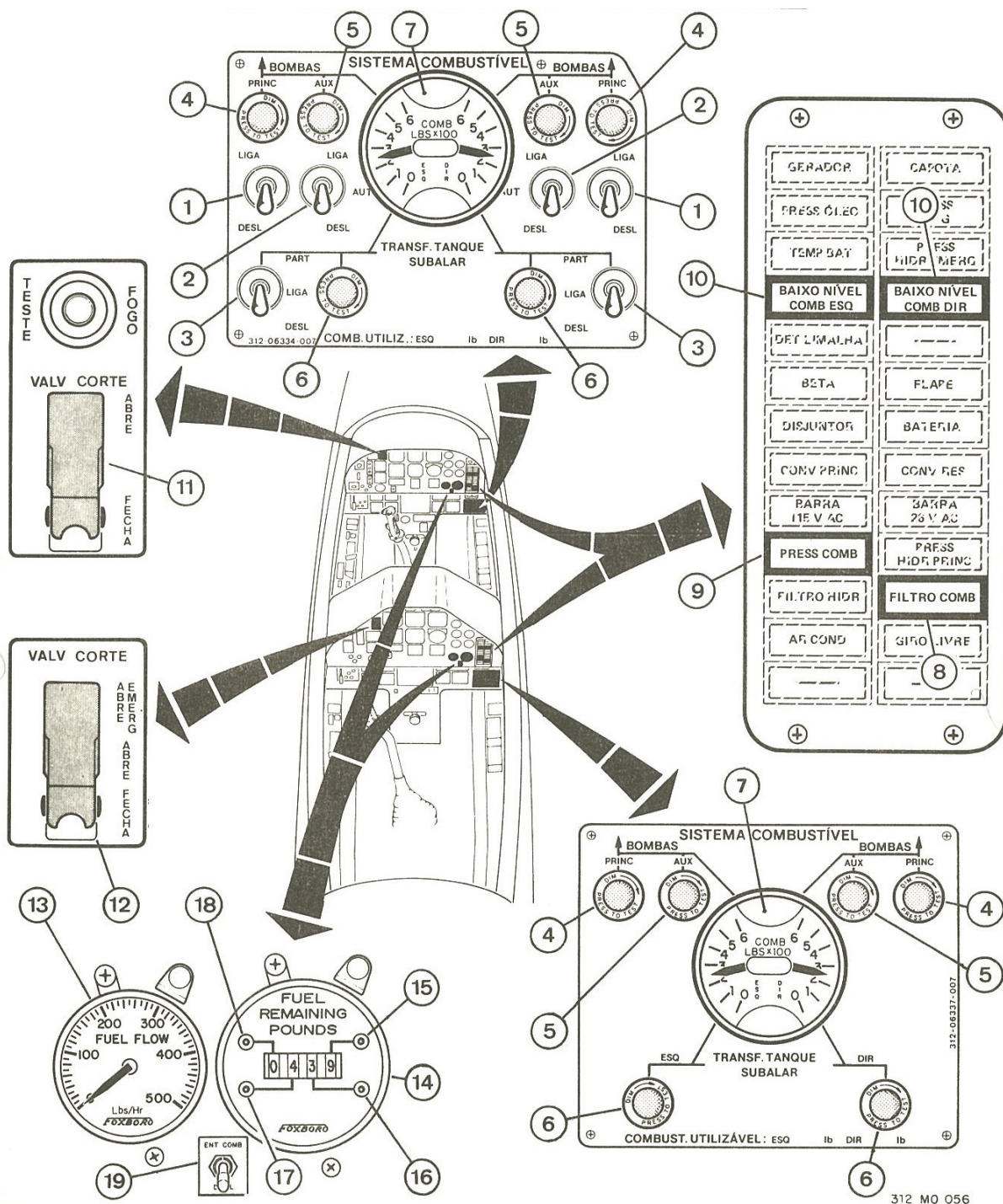


Figura 1-14 (Folha 1 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor da bomba principal.	LIGA - Liga a bomba principal. DESL - Desliga a bomba principal.
2. Interruptor da bomba auxiliar.	LIGA - Liga a bomba auxiliar. AUT - A bomba auxiliar entra automaticamente em operação quando a pressão de descarga da bomba principal correspondente cair abaixo de 7 psi. DESL - Desliga a bomba auxiliar.
3. Interruptor da bomba de transferência do tanque subalar.	PART - Posição momentânea usada para o início da operação de transferência de combustível. LIGA - Posição utilizada para manter a bomba operando durante a operação de transferência, com desligamento automático da mesma, em caso de baixa pressão na tubulação e quando o tanque da asa estiver totalmente cheio. DESL - Desliga a bomba de transferência.
4. Luzes-testemunhas das bombas principais (verdes no painel dianteiro e azuis no traseiro).	Acendem quando a respectiva bomba principal está ligada e sua pressão de descarga for superior a 7 psi.
5. Luzes-testemunhas das bombas auxiliares (verdes no painel dianteiro e azuis no traseiro).	Acendem quando a respectiva bomba auxiliar está ligada e sua pressão de descarga for superior a 7 psi. No caso de falha de uma bomba principal, um contactor manométrico comandará um relé, o qual acionará a bomba auxiliar correspondente. Assim que a bomba auxiliar for ligada, a pressão na linha aumentará novamente (acima de 7 psi) e o contactor manométrico descomandarará o relé, desligando a bomba auxiliar. A pressão na linha tornará a cair e o processo repetir-se-á. Nesta situação, as luzes-testemunhas da bomba principal em pane apagarão, ao passo que as luzes-testemunhas da bomba auxiliar correspondente acenderão e apagarão em pequenos intervalos de tempo. O interruptor desta bomba auxiliar deverá, então, ser levado à posição LIGA, e o interruptor principal à posição DESL.
6. Luzes-testemunhas das bombas de transferência dos tanques subalares (verdes no painel dianteiro e azuis no traseiro).	Acendem quando a respectiva bomba de transferência estiver operando.
7. Indicadores de quantidade de combustível.	Indicam para cada conjunto de tanques a quantidade de combustível remanescente em libras.
8. Luzes FILTRO COMB.	Acendem, indicando um entupimento iminente do filtro de combustível (pressão diferencial superior a 1,4 psi). Caso este entupimento se concretize, abre-se automaticamente uma derivação interna que permite a passagem de combustível não filtrado para a unidade de controle de combustível do motor.

Figura 1-14 (Folha 2 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
9. Luzes PRESS COMB.	Acendem quando a pressão de combustível antes da entrada da unidade de controle de combustível do motor cai abaixo de 2 psig.
10. Luzes BAIXO NÍVEL COMB ESQ. E BAIXO NÍVEL COMB DIR.	Acendem quando a quantidade de combustível utilizável no conjunto de tanques correspondente for inferior a 42 litros (73 lb).
11. Interruptor de comando das válvulas de corte (painel dianteiro).	ABRE - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico ficam abertas. FECHA - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico fecham-se.
12. Interruptor de comando das válvulas de corte (painel traseiro).	ABRE - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico ficam abertas. FECHA - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico fecham-se. ABRE EMERG - Abre as válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico sobrepujando o comando FECHA da válvula de corte do painel dianteiro.
13. Indicador de fluxo de combustível.	Indica em lb/h o fluxo de combustível consumido pelo motor.
14. Detotalizador de combustível.	Indica continuamente a quantidade de combustível remanescente a bordo, baseado no conhecimento da quantidade de combustível antes da partida do motor.
15. Botão de acionamento da unidade.	Usado para inserir, no mostrador, o dígito correspondente à unidade do total da quantidade de combustível. A cada ação de pressionar o botão, é adicionada uma unidade no mostrador.
16. Botão de acionamento da dezena.	Usado para inserir, no mostrador, o dígito correspondente à dezena do total da quantidade de combustível. A cada ação de pressionar o botão, é adicionada uma dezena no mostrador.
17. Botão de acionamento da centena.	Usado para inserir, no mostrador, o dígito correspondente à centena do total da quantidade de combustível. A cada ação de pressionar o botão, é adicionada uma centena no mostrador.
18. Botão de acionamento da unidade de milhar.	Usado para inserir, no mostrador, o dígito correspondente à unidade de milhar do total da quantidade de combustível. A cada ação de pressionar o botão, é adicionada uma unidade de milhar no mostrador.
19. Interruptor de entrada de combustível.	ENT COMB - Posição usada para inserir o total de combustível a bordo, no mostrador, através dos botões correspondentes (15, 16, 17 e 18), antes da partida do motor. DESL - Nesta posição, os botões de acionamento (15, 16, 17 e 18) estão inoperantes, para prevenir uma mudança inadvertida no total de combustível.

Figura 1-14 (Folha 3 de 3)

SISTEMA ELÉTRICO

O sistema elétrico do EMB-312 – TUCANO tem como fonte primária de energia um gerador de 29 V DC 6 kw, (ajuste na tensão para 29 VDC nas aeronaves Pós-Mod BS 312-24-0004 ou N/S 312-054 e seguintes), acionado pelo motor; como fonte secundária de energia, uma bateria Ni-Ca 25, 2 V DC, 26 A.h durante 5 horas e, alternativamente, quando no solo, pode ser conectada uma fonte externa de energia elétrica, as quais alimentam os vários elementos do sistema que são descritos a seguir.

Nota

Em condições normais de operação, o gerador fornece 29 V DC, 200 A, podendo, entretanto, fornecer 250 A, continuamente, durante cinco minutos.

BARRA PRINCIPAL - 28 V DC

A BARRA PRINCIPAL 28 V DC pode receber energia de cada um dos elementos acima descritos, como selecionado pelo piloto. Assim sendo, é possível conectar a barra principal ao gerador, à bateria ou à fonte externa de energia elétrica.

BARRA BATERIA

A BARRA BATERIA está ligada diretamente à bateria principal, estando permanentemente alimentada (circuito quente).

BARRA EMERGÊNCIA - 28 V DC

A BARRA EMERGÊNCIA 28 V DC, em condições normais, recebe energia da barra principal.

Em caso de emergência, a mesma pode receber energia diretamente da bateria. A transferência de alimentação da barra de emergência, também, provoca a abertura do relé de bateria, de modo que a bateria alimente tão somente as cargas da barra da bateria e da barra de emergência.

Esta transferência, por meio do seletor de Barra Elétrica é um meio rápido de diminuir as cargas elétricas, em caso de perda do gerador, para obter um aumento de autonomia da bateria principal.

ATENÇÃO

Com a BARRA EMERGÊNCIA selecionada não será possível a partida com arranque-gerador.

CONVERSOR PRINCIPAL E CONVERSOR-RESERVA

O suprimento de energia AC da aeronave é feito por dois conversores, um principal, com capacidade de 250 VA e outro reserva, com capacidade de 125 VA. Ambos os conversores transformam 28 V DC em 115 V AC/400 Hz e 26 V AC/400 Hz, energizando as barras AC do sistema elétrico.

O conversor principal é alimentado pela barra principal de 28 V DC e o conversor-reserva é alimentado pela barra de emergência de 28 V DC.

Em operação normal, ambos os conversores são energizados, mas somente o conversor principal alimenta o circuito AC.

Em caso de falha no suprimento de 115 V AC do conversor principal, o conversor-reserva passa automaticamente a alimentar o circuito AC, por atuação do relé de transferência. Neste caso, o relé seletor de barras AC também atua, fazendo com que o conversor-reserva passe a alimentar somente as barras de emergência (115 V AC e 26 V AC).

Em caso de falha no suprimento de 26 V AC/400 Hz do conversor principal, somente o circuito 26 V AC/400 Hz estará desenergizado, não ocorrendo a mudança automática para o conversor-reserva.

BARRA 115 V AC/400 Hz e 26 V AC/400 Hz

Estas barras são alimentadas, pelo conversor principal, através do relé de transferência e do relé seletor de barras AC. Caso a barra principal fique desenergizada ou em caso de falha de 115 V AC/400 Hz do conversor principal, tanto a barra de 115 V AC/400 Hz como a barra de 26 V AC/400 Hz estarão desenergizadas pela atuação do relé de seletor de barras AC.

Em caso de falha de 26 V AC/400 Hz do conversor principal, a barra de emergência 26 V AC/400 Hz e a barra 26 V AC/400 Hz estarão desenergizadas.

BARRAS DE EMERGÊNCIA 115 V AC/400 Hz e 26 V AC/400 Hz

Estas barras (115 V AC e 26 V AC) são normalmente energizadas pelo conversor principal, através do relé de transferência.

Caso a barra principal fique desenergizada por falha do conversor principal ou em caso de falha de 115 V AC/400 Hz e também do conversor principal, tanto a barra de emergência 115 V AC/400 Hz como a barra de emergência 26 V AC/400 Hz passarão a ser energizadas pelo conversor-reserva, pela atuação do relé de transferência e o relé seletor AC.

BATERIA DE EMERGÊNCIA

Os indicadores de atitude de reserva são alimentados normalmente pela barra de emergência. Se a voltagem da barra de emergência cair abaixo de 19 V, esta condição é sentida pelo sensor de voltagem, que age sobre o relé da barra de emergência, transferindo os dois indicadores para uma bateria de emergência, 24 V DC, 2,6 A.h, durante 20 h e, nesta condição, é possível manter os dois indicadores de atitude de emergência funcionando por um período de 40 minutos, no mínimo.

A bateria de emergência é mantida carregada, pela barra principal, através de um diodo.

É condição para a operação da bateria o posicionamento do seletor da bateria em BAT INT.

SISTEMA ELÉTRICO

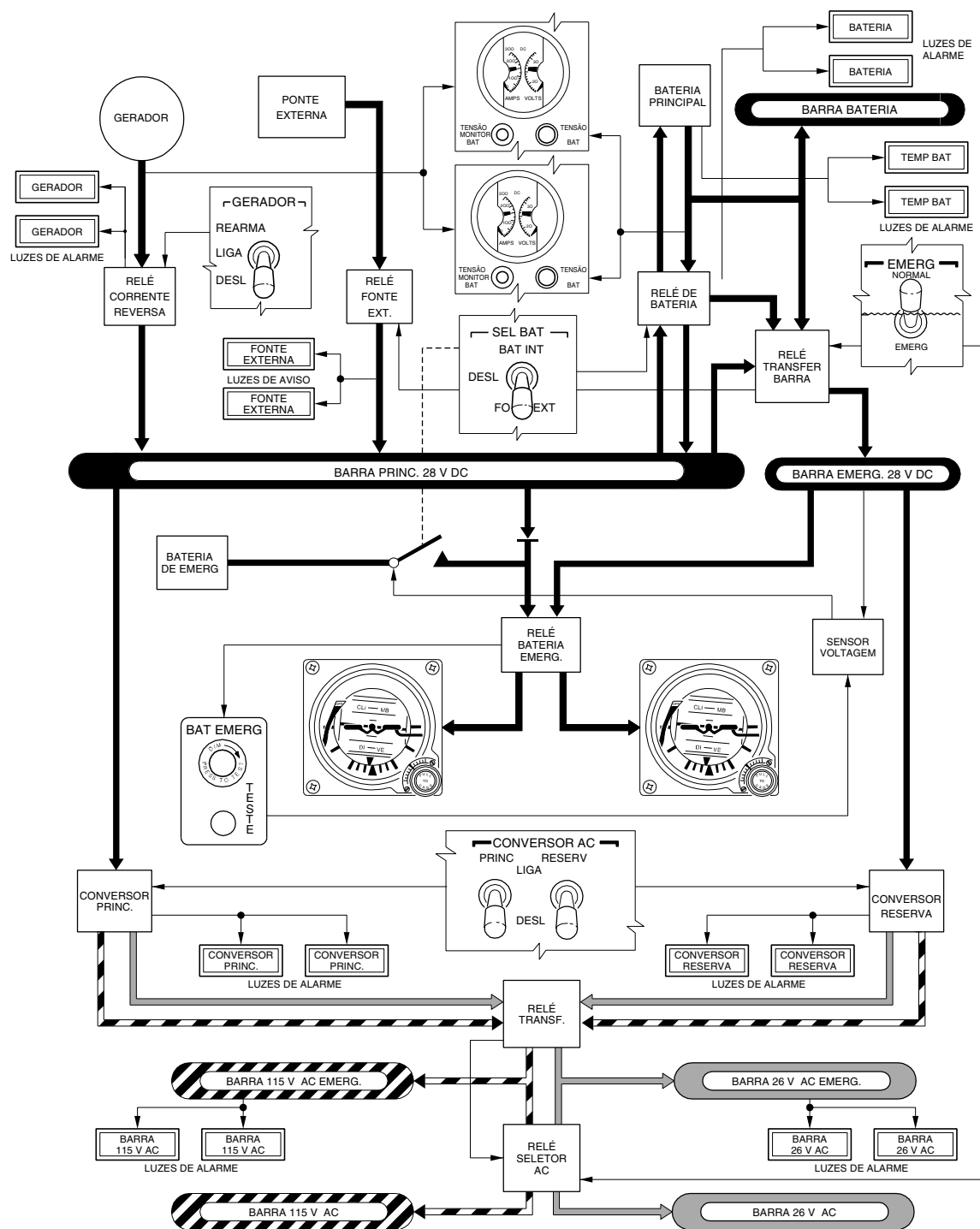
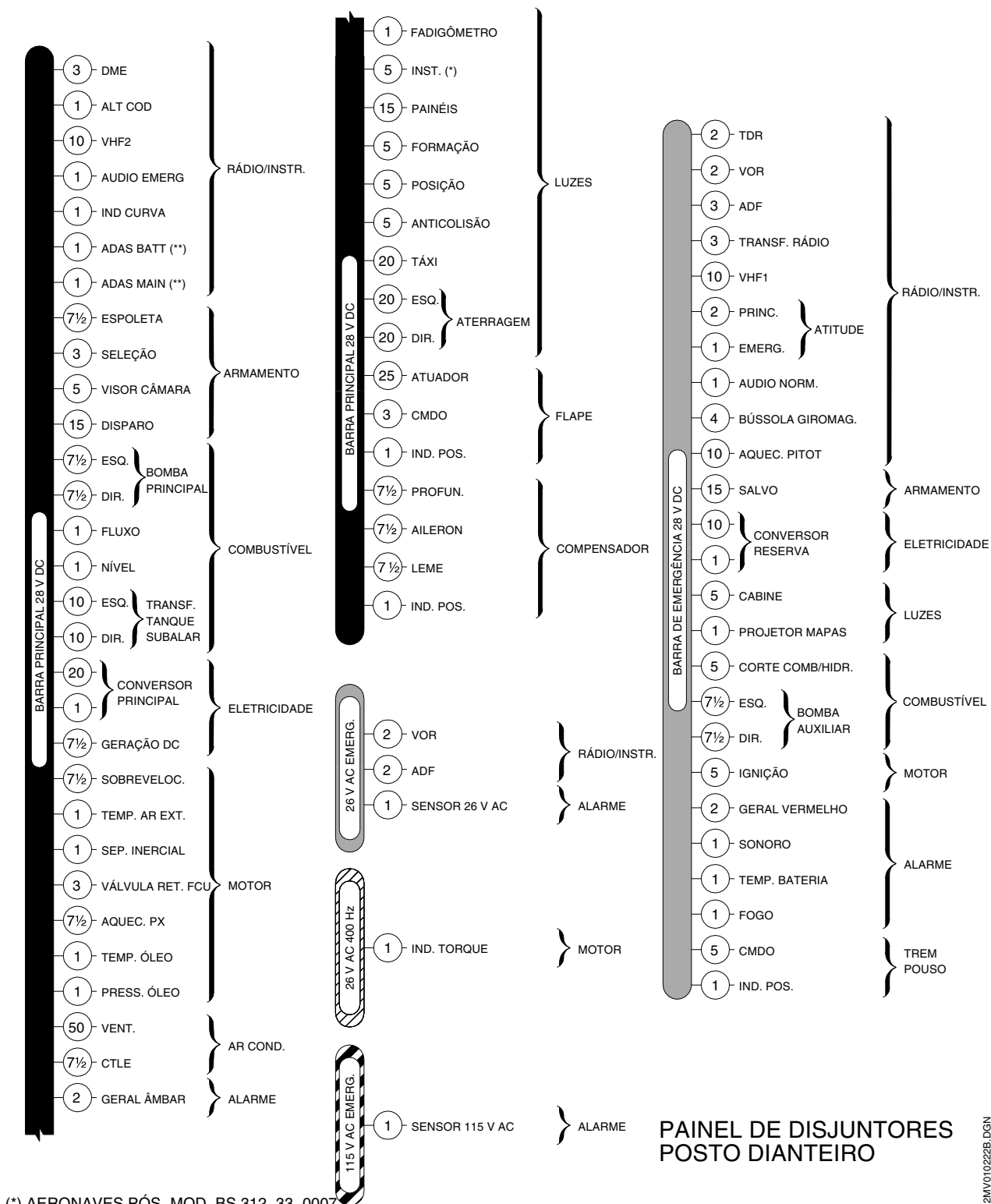


Figura 1-15



PAINEL DE DISJUNTORES
POSTO DIANTEIRO

EM312MV010222B DGIN

(*) AERONAVES PÓS-MOD. BS 312-33-0007.
(**) AERONAVES PÓS-MOD. BS 312-71-0013.

Figura 1-16

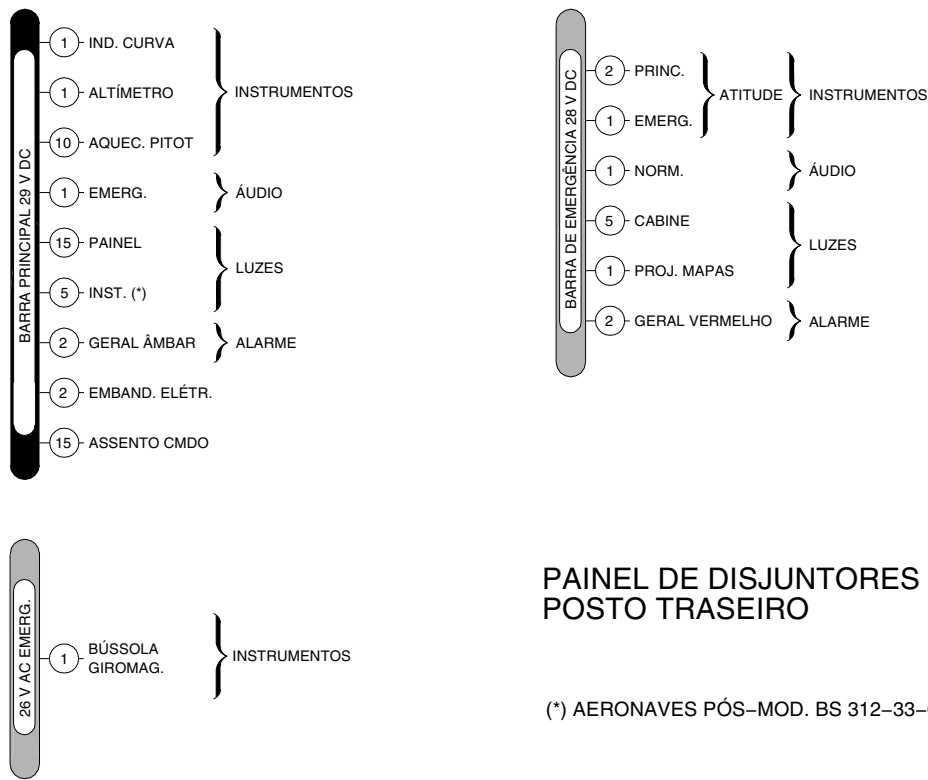


Figura 1-17

MONITORAMENTO DA TEMPERATURA DA BATERIA

A bateria principal é provida de um sistema de monitoramento de temperatura, que alerta o piloto sempre que ocorre um superaquecimento da mesma. O sistema consta de vários sensores instalados na bateria, os quais enviam sinais a um monitor de temperatura, sempre que a temperatura for superior a 150°F e este, por sua vez, faz acender a luz TEMP BAT nos dois painéis múltiplos de alarmes.

Um botão de teste, localizado no console direito, em cada posto de pilotagem, serve para verificar o bom funcionamento do sistema.

Pressionando-se qualquer um dos botões, o monitor de temperatura é ativado e a luz TEMP BAT acende nos dois painéis múltiplos de alarmes.

Nota

O teste do monitor de temperatura da bateria deve ser feito somente no solo.

DISJUNTORES

Os diversos circuitos da aeronave são protegidos por disjuntores situados em dois painéis: painel de disjuntores dianteiro e painel de disjuntores traseiro. Cada painel está localizado no console lateral direito de cada posto de pilotagem (Consulte a figura 1-19).

A maior parte dos disjuntores está localizada no painel dianteiro, visando a operação da aeronave com somente um piloto. Os disjuntores localizados no painel traseiro são, em sua maioria, relacionados a circuitos instalados somente no posto traseiro.

A luz DISJUNTOR no painel múltiplo de alarmes acenderá toda vez que um disjuntor com capacidade de 10 A ou menos desarmar.

CONTROLES E INDICADORES
DO SISTEMA ELÉTRICO

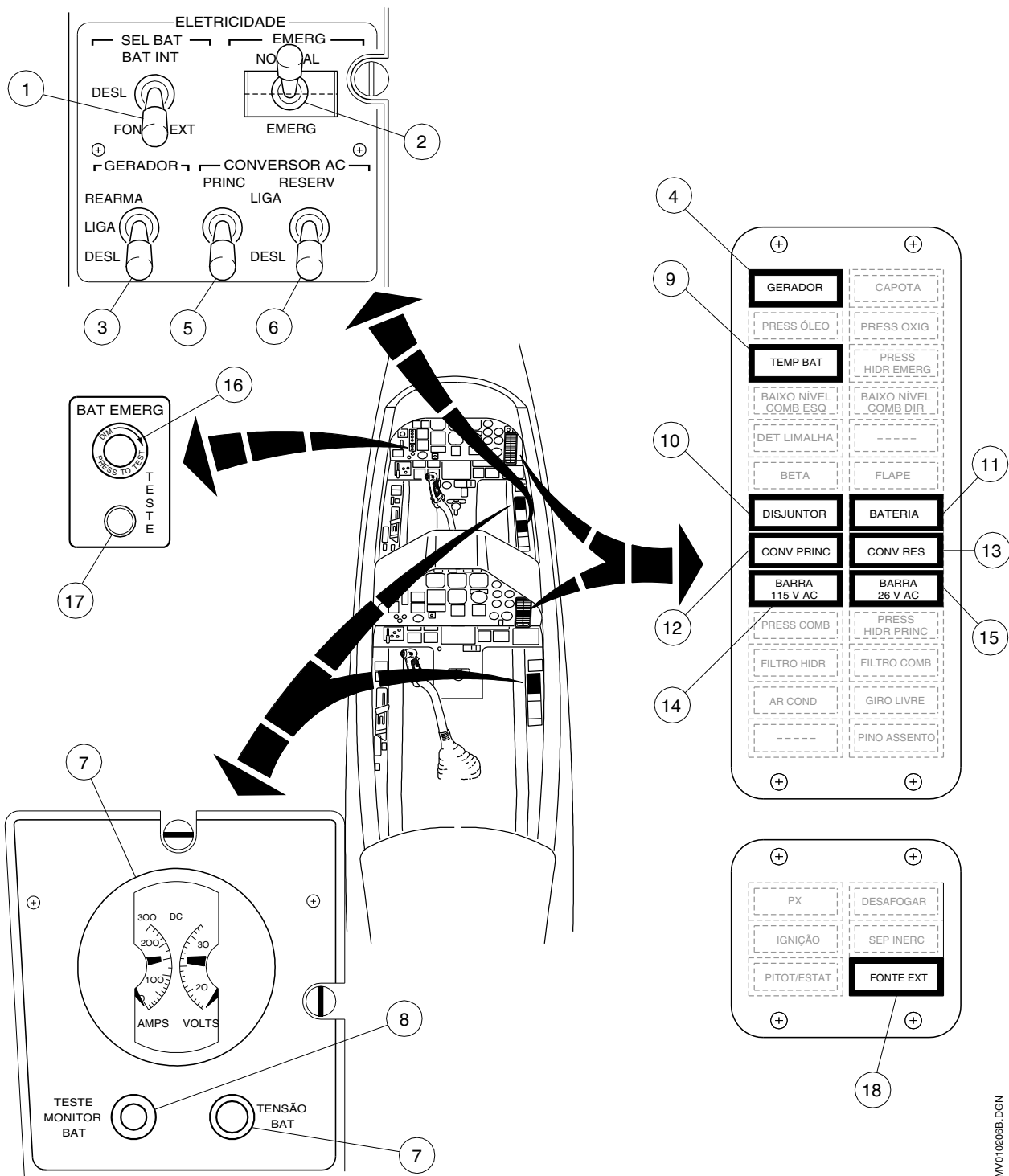


Figura 1-18 (Folha 1 de 3)

EM312MV010206B.DGN

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor SEL BAT.	BAT INT - Liga a bateria principal à barra principal e à barra de emergência e a bateria de emergência ao relé da bateria de emergência. DESL - Isola a bateria principal, a bateria de emergência e a fonte externa. FONTE EXT - Liga a fonte externa à barra principal; isola a bateria e a bateria de emergência.
2. Seletor de Barra Elétrica.	NORMAL - A barra de emergência de 28 V DC é alimentada pela barra principal e as barras de 26 V AC e 115 V AC estão ligadas às barras de emergência de 26 V AC e 115 V AC, respectivamente, desde que o conversor principal esteja alimentando as cargas AC. EMERG - A barra de emergência de 28 V DC é isolada da barra principal e passa a ser alimentada pela bateria; a bateria é desconectada da barra principal de 28 V DC e as barras de 115 V AC e 26 V AC são desativadas, permanecendo as barras de emergência de 115 V AC e 26 V AC alimentadas pelo conversor reserva.
3. Interruptor GERADOR.	REARMA - Posição momentânea que permite que o gerador possa novamente ser ligado à barra principal, após ter sido desconectado pelo circuito de proteção. LIGA - Liga o gerador à barra principal. O gerador não entra na barra se a fonte externa estiver ligada à mesma. DESL - Desconecta o gerador da barra principal.
4. Luzes GERADOR.	Quando acesas, indicam que o gerador está inoperante ou operando sem estar conectado à barra principal.
5. Interruptor CONVERSOR AC PRINC.	LIGA - Liga o conversor principal. DESL - Desliga o conversor principal.
6. Interruptor CONVERSOR AC RESERV.	LIGA - Liga o conversor-reserva. Enquanto o conversor principal estiver alimentando o sistema AC, o conversor-reserva permanece ligado, sem alimentar os circuitos AC e, em caso de falha do conversor principal, o conversor-reserva, automaticamente, passa a energizar somente as barras de emergência 115 V AC e 26 V AC. DESL - Desliga o conversor-reserva.
7. Voltamperímetros e botões TENSÃO BAT.	Indicam a corrente e a tensão do gerador ou a tensão da bateria quando são acionados os respectivos botões TENSÃO BAT, situados ao lado dos instrumentos.
8. Botões TESTE MONITOR BAT.	Quando pressionados, enviam corrente a uma resistência de aquecimento que simula uma sobretemperatura da bateria.
9. Luzes TEMP BAT.	Acendem quando a temperatura da bateria excede 150°F ou durante o teste do monitor de temperatura da bateria.

Figura 1-18 (folha 2 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
10. Luzes DISJUNTOR.	Acendem quando um disjuntor menor ou igual a 10 A desarmar.
11. Luzes BATERIA.	Acendem quando a bateria não está ligada à barra principal, desde que a barra principal esteja energizada.
12. Luzes CONV PRINC.	Acendem em caso de falha do conversor principal ou quando desligado.
13. Luzes CONV RES.	Acendem em caso de falha do conversor-reserva ou quando desligado.
14. Luzes BARRA 115 V AC.	Acendem quando ocorre a perda de 115 V AC.
15. Luzes BARRA 26 V AC.	Acendem quando ocorre a perda de 26 V AC.
16. Luz BAT EMERG.	Acende quando a tensão da barra de emergência cai abaixo de 19 V e a bateria de emergência alimenta os horizontes de reserva.
17. Botão TESTE da bateria de emergência.	Quando comprimido, age sobre o sensor de voltagem, simulando uma tensão abaixo de 19 V na barra de emergência.
18. Luzes FONTE EXT.	Acendem, indicando que a barra principal está sendo alimentada pela fonte externa.

Figura 1-18 (Folha 3 de 3)

PAINÉIS DE DISJUNTORES

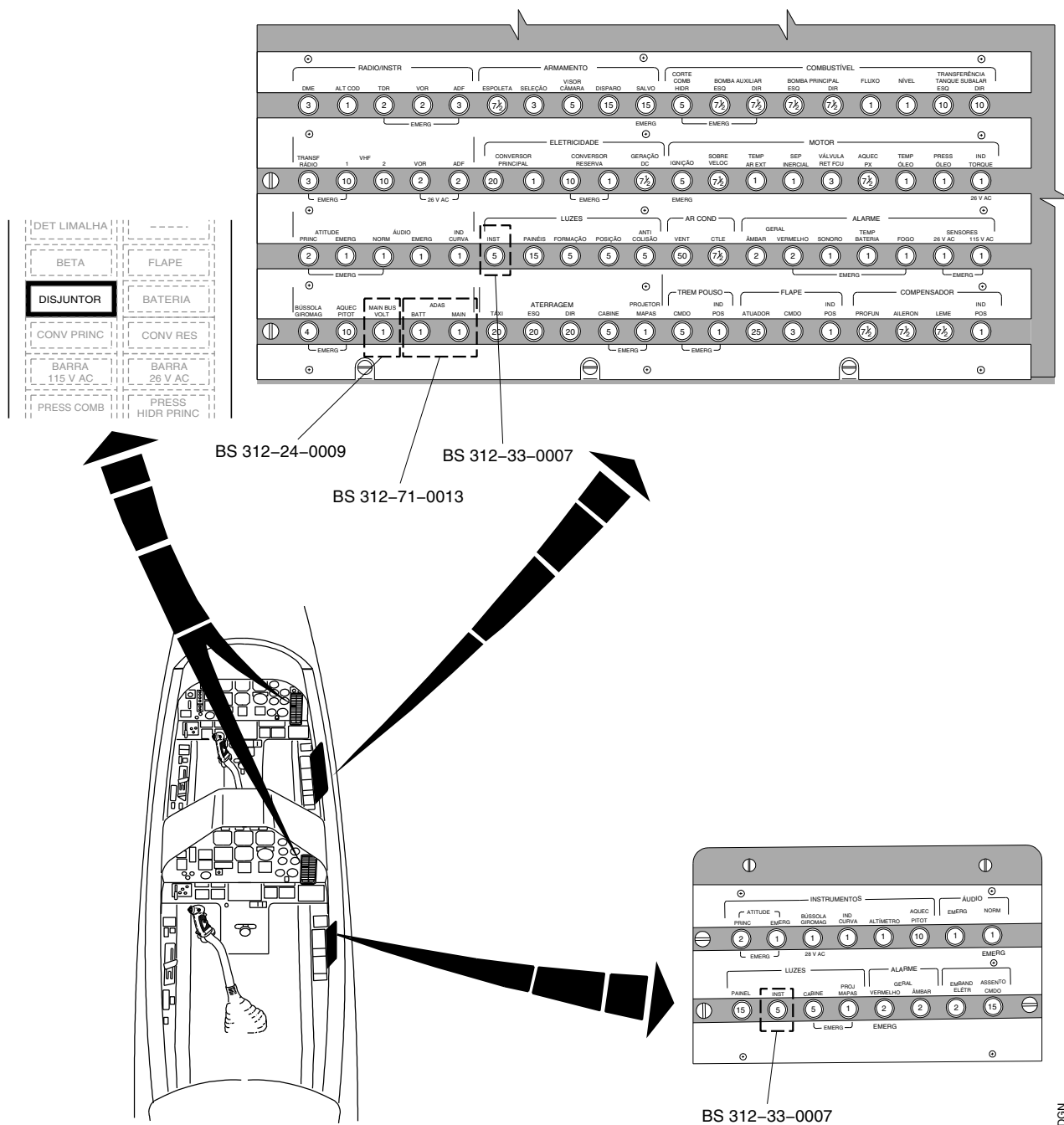


Figura 1-19

TOMADA DE FONTE EXTERNA DE ENERGIA ELÉTRICA

Há uma tomada para a fonte externa de energia elétrica no lado direito da fuselagem, atrás da asa. A potência fornecida pela fonte externa de energia elétrica é levada à barra principal por um contactor que simultaneamente, impede a passagem de corrente no caso de uma conexão com polaridade invertida.

Quando o seletor da bateria está na posição FONTE EXT, o relé do gerador será automaticamente desligado, a fim de evitar que a fonte externa seja alimentada pelo gerador do avião.

SISTEMA HIDRÁULICO

O sistema hidráulico tem por finalidade fornecer energia para a operação normal e de emergência do trem de pouso, operando com uma pressão nominal de 2100 psi. O sistema é composto de uma unidade de controle, a qual inclui o reservatório, uma bomba acoplada ao motor, atuadores do trem de pouso e das portas, filtro, válvulas e sistema de emergência.

O reservatório está montado diretamente sobre a unidade de controle, sendo pressurizado através de uma mola que atua sobre um pistão. A capacidade útil do reservatório é de 1,9 litro.

A unidade de controle constitui o núcleo do sistema hidráulico normal. A bomba é de vazão constante, bomba tipo de engrenagens, e fornece pressão, de acordo com a solicitação do sistema.

Após deixar o reservatório, o fluido cruza a válvula de corte do sistema hidráulico e passa pela bomba, que é responsável pela geração de pressão do sistema.

Depois da bomba está situado o filtro, para proteção em caso de contaminação, e a válvula de carregamento do sistema de emergência. Após esta válvula, o fluido é orientado para a unidade de controle e, posteriormente, para o sistema de atuação do trem de pouso.

Quando o trem de pouso não está efetuando um ciclo de atuação, o fluido é lançado na linha de retorno, de maneira que a pressão do sistema é aliviada.

A válvula de carregamento do sistema de emergência é uma válvula de três vias, de comando por solenóide, que fecha o fluxo de fluido para o sistema normal e o desvia para o sistema de emergência sempre que a pressão no acumulador do sistema de emergência estiver abaixo de 1850 psi e as três pernas do trem de pouso estiverem travadas embaixo.

TREM DE POUSO

O trem de pouso é do tipo triciclo, retrátil, roda simples e operado hidráulicamente.

O trem de pouso principal recolhe lateralmente para dentro, no interior das asas, enquanto que o trem de pouso do nariz recolhe para trás.

As portas do trem de pouso principal são constituídas de uma parte externa, presa ao trem de pouso e de uma parte interna, operada hidráulicamente. Esta porta manter-se-á fechada, quando o trem de pouso estiver travado embaixo ou em cima.

O alojamento do trem de pouso do nariz possui duas portas duplas que se abrem lateralmente, sendo o par dianteiro acionado por hastes mecânicas conectadas ao mecanismo de atuação da perna de força do trem de pouso e o par traseiro acionado por um atuador hidráulico.

Estando o trem de pouso baixado, o par de portas traseiras ficará fechado, enquanto que o par de portas dianteiras ficará aberto e, com o trem de pouso recolhido, ambos os pares de portas ficarão fechados.

O controle de direção da roda do nariz é efetuado através do comando conjugado com os pedais do leme. Quando o trem de pouso recolher, o comando de direção será desacoplado automaticamente dos pedais do leme, permitindo que os pedais atuem livremente o leme de direção. O trem de pouso do nariz possui, ainda, um amortecedor hidráulico para impedir a ocorrência de oscilações ("shimmy") da roda do nariz.

Um dispositivo mecânico centraliza a roda do nariz, durante o recolhimento do trem de pouso, impedindo o seu recolhimento desalinhado.

SISTEMA DE ATUAÇÃO DO TREM DE POUSO

O sistema é responsável pelo abaixamento e retração do trem de pouso em condições normais e pelo abaixamento em emergência no caso de falha do sistema principal.

A operação normal é realizada pela unidade de controle, linhas hidráulicas e atuadores. A unidade de controle é acionada mecanicamente, através das alavancas de comando do trem de pouso, localizadas nos painéis dianteiro e traseiro, e recebe sinais elétricos de dois micros, localizados nestas mesmas alavancas, e dos micros de indicação de travamento (em cima e embaixo) do trem de pouso. Esta unidade de controle é a responsável pelo seqüenciamento correto da operação do trem de pouso, portas e do reposicionamento em neutro da alavanca de comando do trem de pouso ao fim de cada ciclo de abaixamento ou retração.

Os sinais elétricos recebidos pela unidade de controle fornecem a instrução para o acionamento das portas. Entretanto, deve-se observar que a ausência de energia elétrica não impedirá o abaixamento do trem de pouso pelo sistema normal.

O ciclo de abaixamento inicia quando a seletora é movida da posição neutra para a posição DESCE, o que orienta o fluido, sob pressão, do sistema principal para os atuadores das portas, abrindo-as; quando os atuadores das portas atingem o batente, a pressão passa, então, a acionar os atuadores das pernas de força do trem de pouso, provocando o seu destravamento em cima, abaixamento e travamento embaixo.

Quando o trem de pouso está travado embaixo, o fluido é reorientado para os atuadores das portas, no sentido do seu fechamento; completado o mesmo, a alavanca de comando do trem de pouso é deslocada automaticamente para a posição neutra, ação esta que liga a linha de pressão do sistema principal ao retorno, o que faz com que a pressão do sistema, após a unidade de controle, caia a um valor mínimo.

O ciclo de retração é o inverso do ciclo de abaixamento. O tempo necessário para realizar um ciclo de atuação (abaixar ou recolher) do trem de pouso é de 11 s a 15 s.

ABAIXAMENTO EM EMERGÊNCIA

Em caso de falha do sistema principal, o abaixamento em emergência é conseguido dirigindo-se a pressão do sistema de emergência para os atuadores das portas e das pernas de força do trem de pouso, através da alavanca de comando de abaixamento do trem de pouso em emergência.

Nota

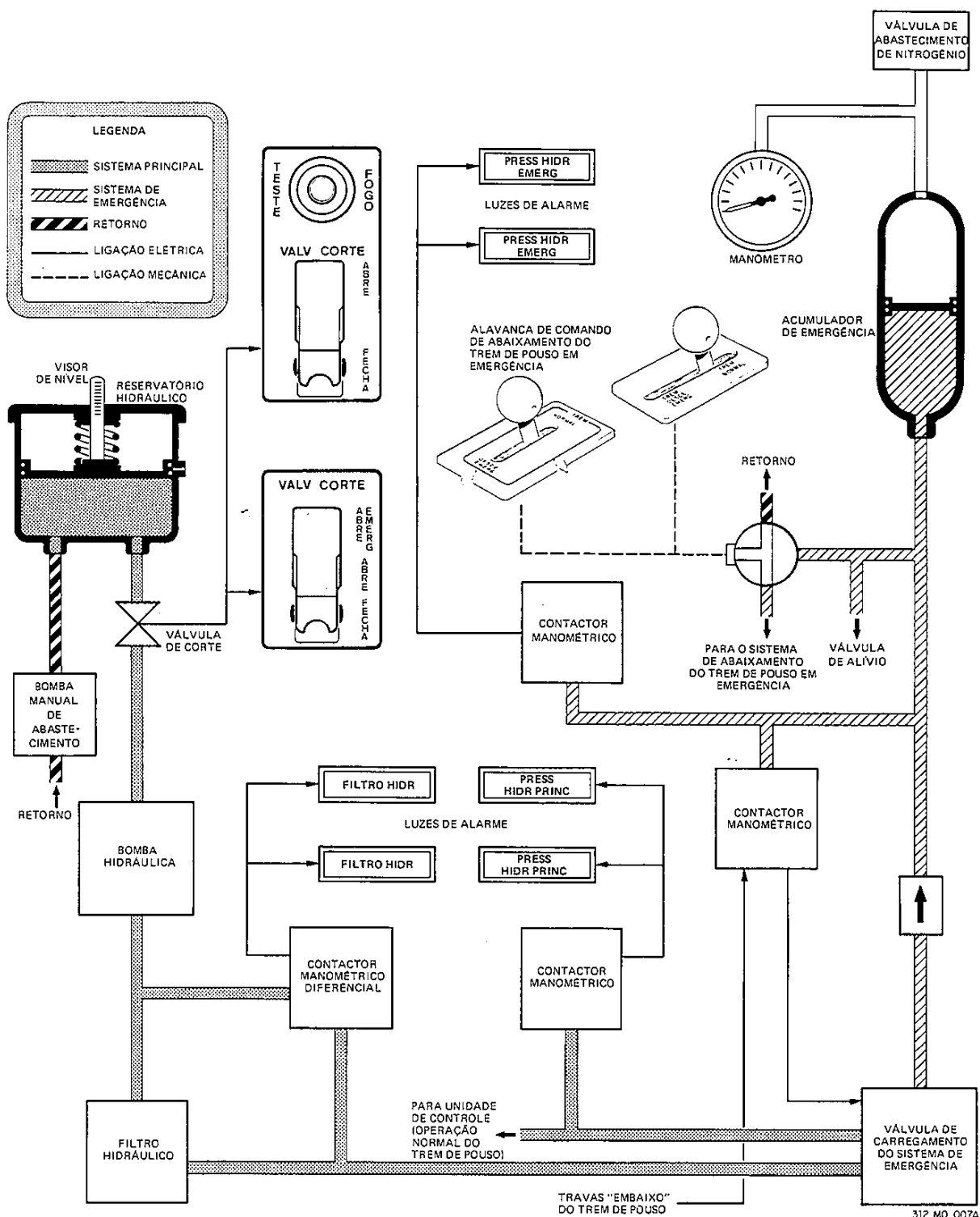
O abaixamento do trem em emergência não será possível se a alavanca de comando normal do trem de pouso estiver bloqueada na posição SOBE.

Linhas hidráulicas próprias, separadas das linhas hidráulicas normais por válvulas de prioridade, são usadas para garantir maior confiabilidade ao sistema. O seqüenciamento correto para a abertura das portas é obtido através de válvulas restritoras que atrasam o abaixamento das pernas de força do trem de pouso, para permitir a prévia abertura das portas. No caso do abaixamento em emergência do trem de pouso, as portas permanecem abertas com as pernas do trem de pouso travadas embaixo.

Nota

Se o abaixamento do trem de pouso em emergência for realizado em treinamento, o recolhimento poderá ser efetuado através do sistema principal, após a alavanca de comando de abaixamento do trem de pouso em emergência ter sido retornada para a posição TREM NORMAL.

SISTEMA HIDRÁULICO esquemático



312 MO 007A

Figura 1-20

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA HIDRÁULICO

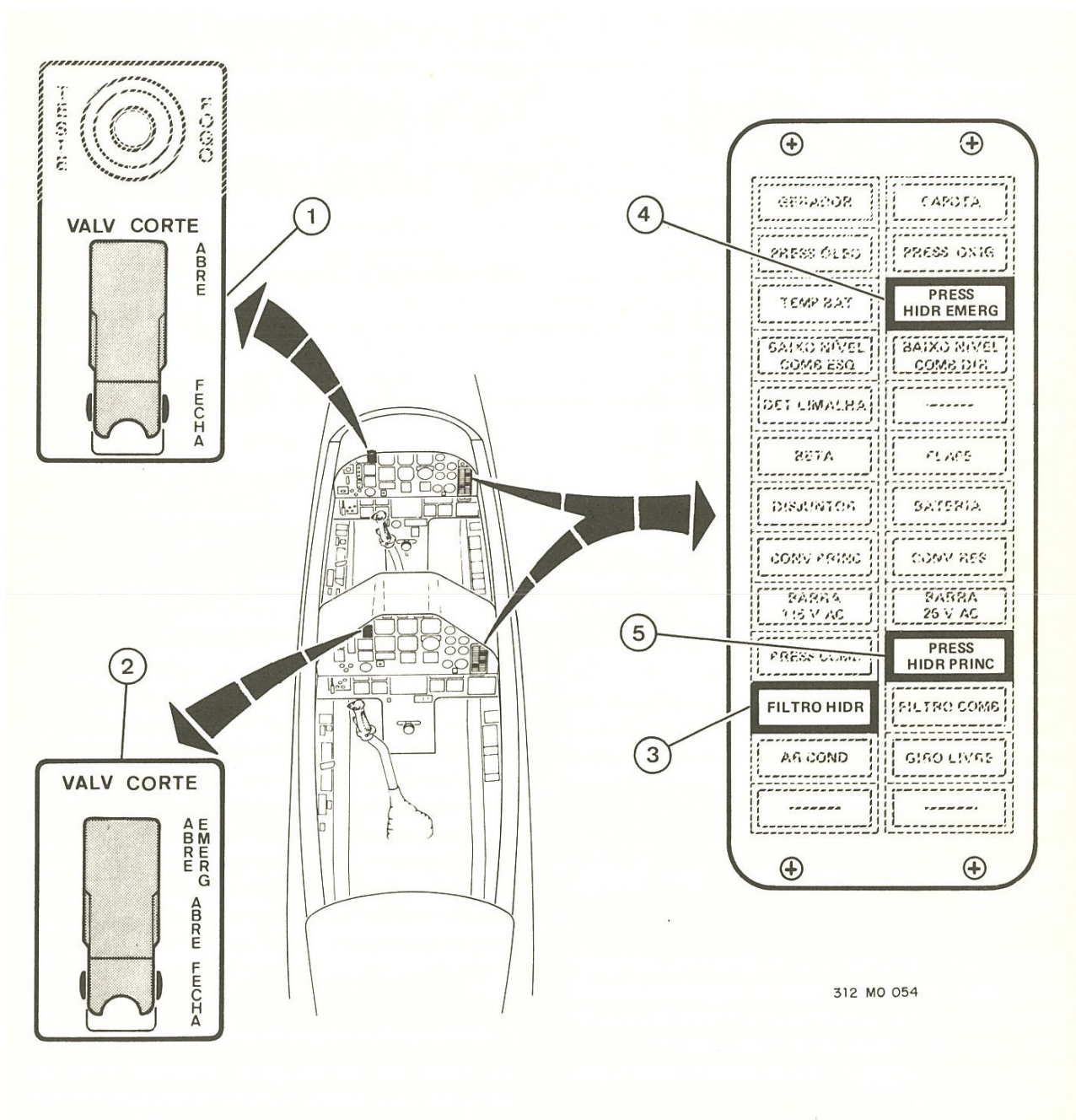


Figura 1-21 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor de comando das válvulas de corte (painel dianteiro).	ABERTA - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico ficam abertas. CORTE - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico fecham-se.
2. Interruptor de comando das válvulas de corte (painel traseiro).	ABERTA - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico ficam abertas. CORTE - As válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico fecham-se. ABRE EMERG - Abre as válvulas de corte de combustível e fluido hidráulico, sobrepujando o comando CORTE da válvula de corte do painel dianteiro.
3. Luzes FILTRO HIDR.	Acendem quando é iminente um entupimento do filtro hidráulico.
4. Luzes PRESS HIDR EMERG.	Acendem quando a pressão do sistema de emergência for inferior a 1500 ± 75 psi.
5. Luzes PRESS HIDR PRINC.	Acendem quando o acumulador do sistema de emergência estiver sendo carregado, ou quando a pressão no sistema principal estiver abaixo de 18 ± 1 psi.

Figura 1-21 (folha 2 de 2)

PROTEÇÃO DE RECOLHIMENTO

O avião possui um sistema de proteção para evitar o recolhimento do trem de pouso quando o avião estiver no solo. Para tanto, a alavanca de comando do trem é travada mecanicamente. O comando será liberado através de um solenóide, que é energizado quando os amortecedores do trem principal são estendidos.

RECOLHIMENTO DO TREM EM EMERGÊNCIA

Um interruptor de emergência, localizado em cada posto de pilotagem, ao lado da alavanca de comando do trem de pouso (figura 1-20), permite recolher o trem de pouso no solo, anulando o sistema de proteção existente.

Após anulada a proteção, o recolhimento é efetuado pelo sistema principal.

ALARMES

Um alarme sonoro-luminoso, em ambos os postos de pilotagem, alerta o piloto sobre uma condição anormal do trem de pouso nas seguintes condições:

1. Quando a manete de potência for trazida abaixo de $76 \pm 3\%$ N g e pelo menos uma das três pernas do trem de pouso não estiver baixada e travada, o sistema faz soar um alarme sonoro intermitente nos fones dos capacetes dos pilotos e as luzes de indicação de trem de pouso em trânsito acendem intermitentemente na mesma frequência do alarme sonoro.

O alarme sonoro pode ser cancelado em qualquer um dos postos de pilotagem, através do botão CANCELA BUZINA TREM, ou quando todas as pernas do trem de pouso travarem embaixo ou, ainda, pelo avanço da manete. As luzes só apagam quando for realizada uma destas ações.

2. Quando os flapes forem estendidos além de $24^\circ + 4^\circ$ e $- 1^\circ$

pelo menos uma das três pernas do trem de pouso não estiver baixada e travada, o alarme sonoro-luminoso será ativado, entretanto sem possibilidade de cancelamento. O alarme será desativado quando todas as pernas do trem de pouso travarem embaixo ou se os flapes forem recolhidos.

Quando a velocidade da aeronave for inferior a 100 KIAS e as três pernas do trem de pouso não estiverem baixadas e travadas, uma bandeira com a inscrição U/C aparecerá oscilando no velocímetro.

O sistema de trem de pouso incorpora um circuito auxiliar, para confirmação à torre de controle da condição do trem de pouso travado embaixo.

Assim, quando o trem de pouso estiver travado embaixo, ao acionar o interruptor BIP em qualquer um dos postos de pilotagem, o sistema de VHF é comutado para transmissão e um tom de áudio é transmitido para a torre.

SISTEMA DE ATUAÇÃO DO TREM DE POUSO

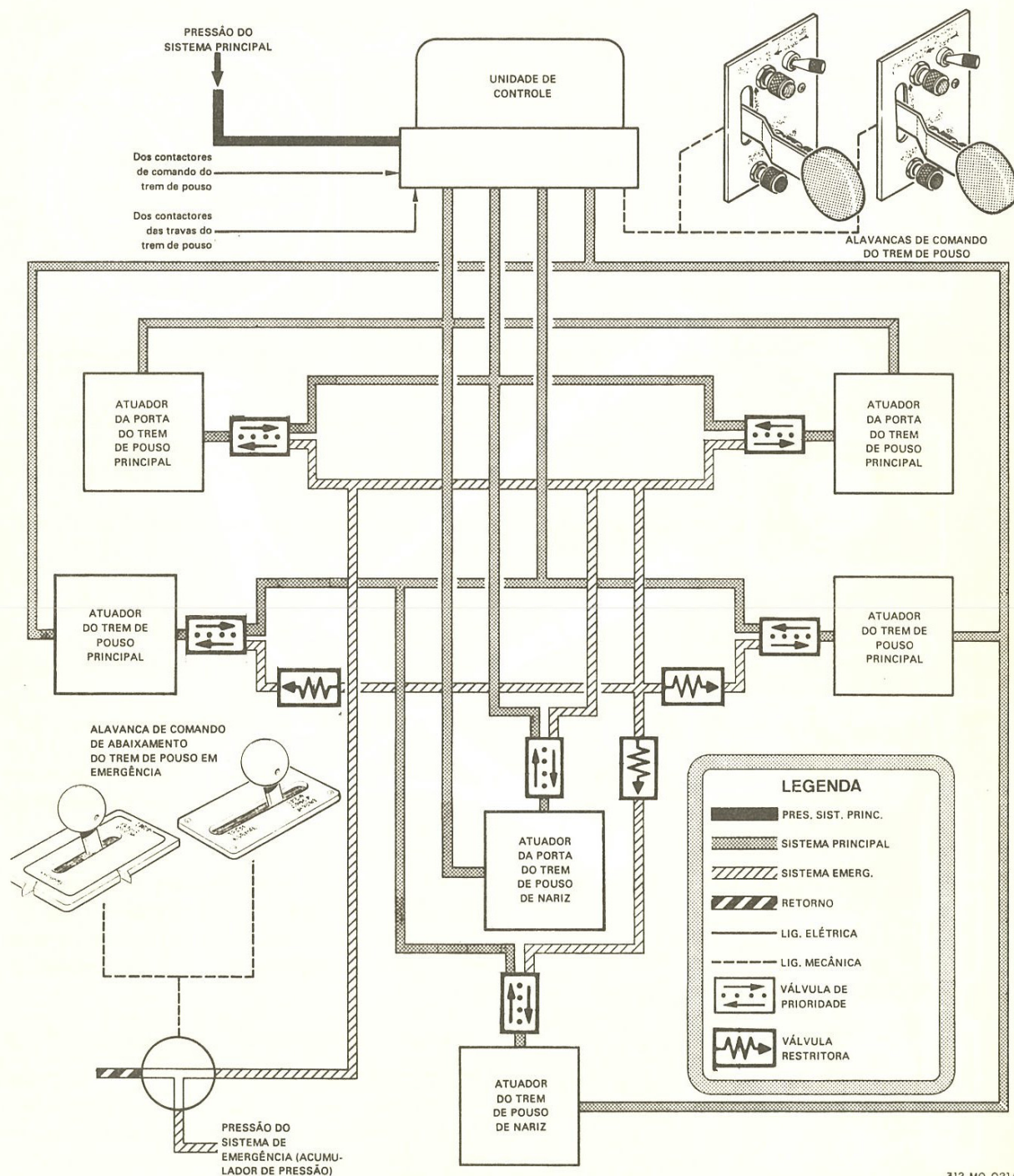


Figura 1-22

CONTROLES E INDICADORES DO TREM DE POUSO

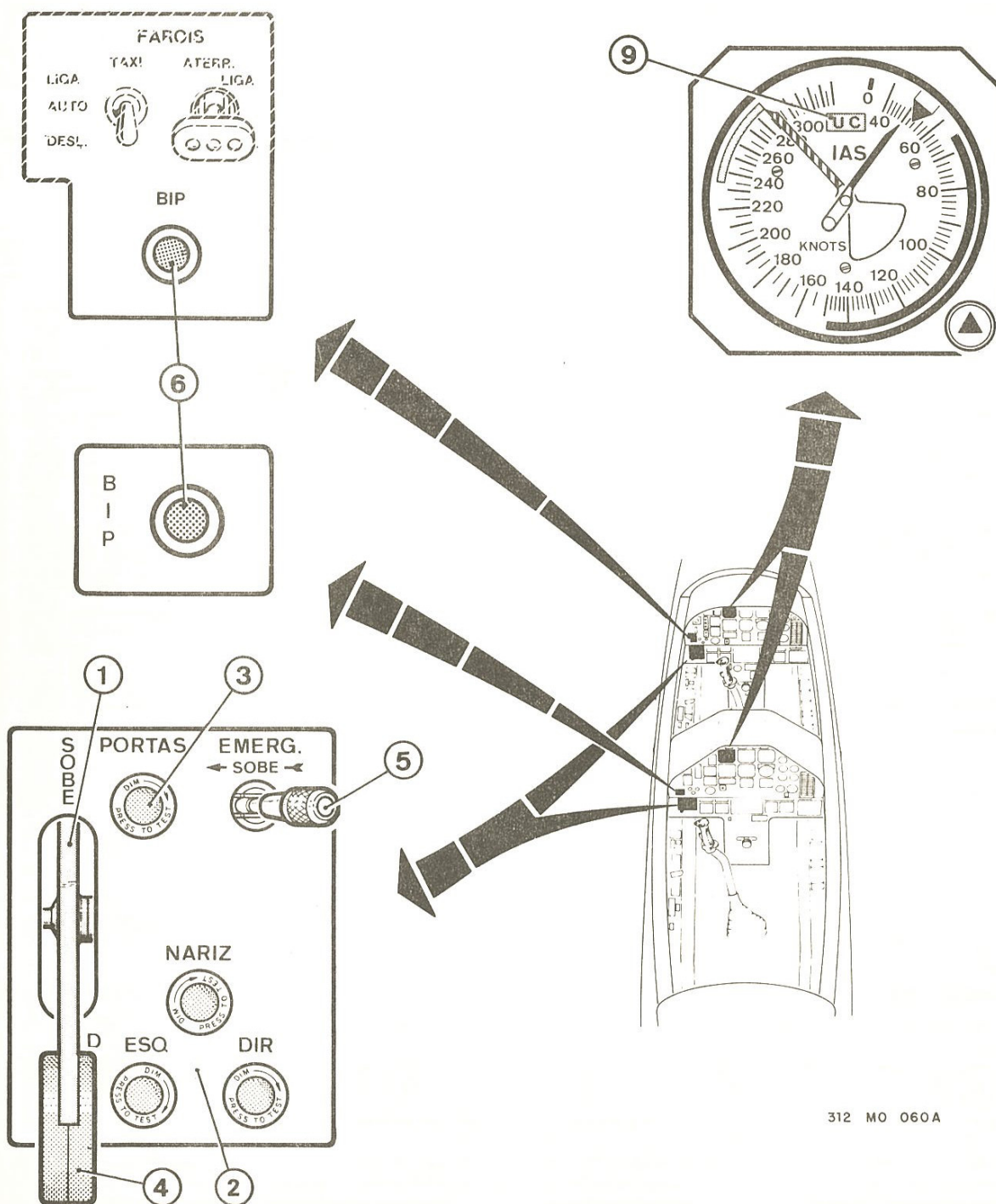


Figura 1-23 (Folha 1 de 3)

CONTROLES E INDICADORES DO TREM DE POUSO

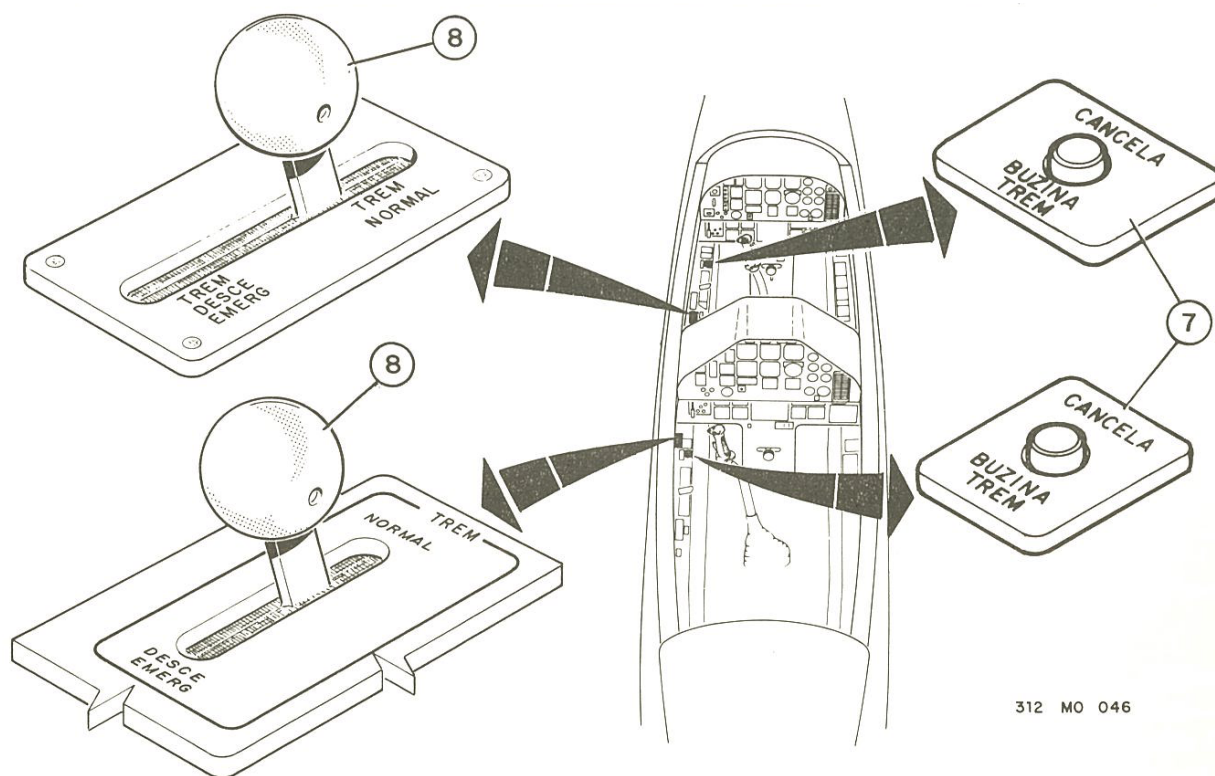


Figura 1-23 (Folha 2 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Alavanca de comando do trem de pouso.	SOBE - Recolhe o trem de pouso. DESCE - Abaixa o trem de pouso. Nota A alavanca retorna automaticamente para a posição neutra ao fim de um ciclo de abaixamento ou recolhimento, ligando a linha de pressão do sistema hidráulico principal ao retorno.
2. Luzes indicadoras de trem de pouso travado embaixo (verde).	Acesas, indicam que a respectiva perna do trem de pouso está embaixo e travada. Possuem controle mecânico individual de brilho.
3. Luzes indicadoras das portas internas do trem de pouso (âmbar).	Acesas, indicam que pelo menos uma das portas internas do trem de pouso principal está aberta. Possui controle mecânico de brilho.
4. Luzes de alarme e indicadora do trem de pouso em trânsito (vermelha).	Situadas na alavanca de comando do trem de pouso, indicam, quando acesas continuamente, que pelo menos uma das pernas do trem de pouso está destravada ou em trânsito. Quando acesas intermitentemente, na mesma frequência da buzina, indicam que o trem de pouso não está travado embaixo e a manete foi recuada abaixo de $76 \pm 3\%$ N g ou os flapes foram distendidos além de $24^\circ + 4^\circ - 1^\circ$.
5. Interruptores de recolhimento em emergência do trem de pouso.	Acionados, anulam a proteção contra recolhimento no solo do trem de pouso.
6. Botão BIP.	Ao ser acionado, o sistema VHF é computado para transmissão e emite simultaneamente um tom de áudio para a torre e para ambos os fones de ouvido, desde que o trem de pouso esteja embaixo e travado.
7. Botão CANCELA BUZINA TREM.	Quando acionado, cancela o alarme sonoro de trem de pouso não travado embaixo em ambos os postos, provocado pelo recuo das manetes abaixo de $76 \pm 3\%$ N g. Não apaga a luz de alarme.
8. Alavanca de comando de abaixamento do trem de pouso em emergência.	Quando acionada, libera a pressão do sistema de emergência sobre os atuadores das portas internas das pernas do trem de pouso principal, da porta do trem de pouso de nariz e sobre os três atuadores do trem de pouso.
9. Bandeira U/C no velocímetro.	Aparece intermitentemente nos velocímetros quando a aeronave estiver voando abaixo de 100 KIAS e o trem de pouso não estiver embaixo e travado.

Figura 1-23 (Folha 3 de 3)

SISTEMA DE FREIOS

O sistema de freio das rodas possui um circuito duplo, independente do sistema hidráulico do avião e compreende um reservatório hidráulico com dois compartimentos, dois cilindros mestres de freio em cada posto de pilotagem, uma válvula de estacionamento e dois conjuntos de freio a disco, um para cada roda principal.

Cada posto de pilotagem possui um circuito independente de acionamento dos freios, alimentado por um compartimento do reservatório e possibilita aos pilotos comandar os freios das rodas esquerda e direita. Os dois circuitos são unidos por válvulas de prioridade, localizadas nos compartimentos dos trens principais.

O circuito de freio do posto dianteiro possui uma válvula de estacionamento, comandada mecanicamente por um punho localizado na parte inferior central. O mecanismo desta válvula incorpora um microcontactador que faz acender a luz FREIO ESTAC no posto traseiro, sempre que o freio de estacionamento estiver aplicado. Para testar o acendimento da luz, deve-se pressionar sua moldura.

Para a atuação do freio de estacionamento, é necessário aplicar os freios no posto dianteiro e puxar o punho de comando da válvula de estacionamento. Para destravar o freio de estacionamento, deve-se pressionar os pedais do posto dianteiro e empurrar o punho.

FLAPES

A aeronave está equipada com dois painéis de flapes do tipo fenda simples, cada um situado ao longo da envergadura da asa no bordo de fuga, entre a fuselagem e o aileron. Cada painel é deslocado por meio de roletes, apoiados em três trilhos e é acionado por um atuador linear.

Conceitualmente, o sistema de flapes pode ser dividido em cinco subsistemas: comando, controle, atuação, interligação mecânica e indicação.

SUBSISTEMA DE COMANDO

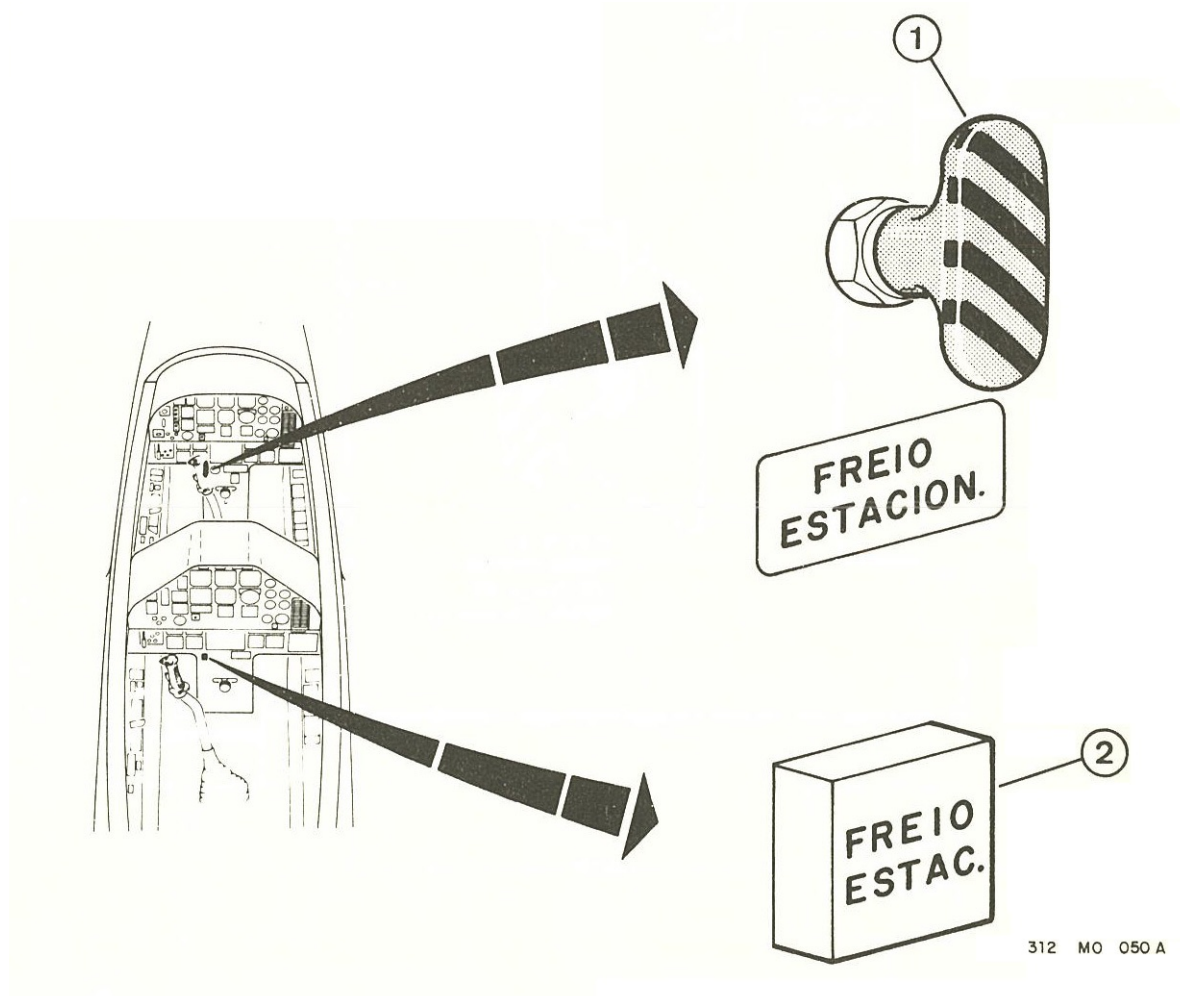
O subsistema de comando é composto por duas seletoras, mecanicamente interligadas, havendo, portanto, movimento síncrono das mesmas. Estas seletoras estão localizadas, uma em cada posto de pilotagem, no console esquerdo, atrás da manete.

As ajustagens de flapes são obtidas por entalhes convenientemente marcados nos setores-guias existentes na seletora dianteira. Estes entalhes são caracterizados em ambas as seletoras pelas posições CIMA, DEC e POUSO em um letreiro iluminado internamente, posicionado ao lado do setor-guia. Nestes entalhes estão instalados os micros, os quais, quando comandados pela seletora, ativam o motor elétrico, fazendo com que os flapes sejam movidos.

As deflexões dos painéis de flapes correspondentes às posições CIMA, DEC e POUSO são 0°, 12° e 35°, respectivamente.

Um mecanismo do tipo teleflex é comandado pela seletora do posto traseiro, simultaneamente à ativação do motor elétrico, transmitindo para a unidade de controle a informação da posição selecionada.

CONTROLES E INDICADORES DOS FREIOS



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Punho do freio de estacionamento.	Quando puxado fecha a válvula de estacionamento.
2. Luz FREIO ESTAC.	Quando acesa indica que a válvula de estacionamento está fechada.

Figura 1-24

SISTEMA DE FREIOS

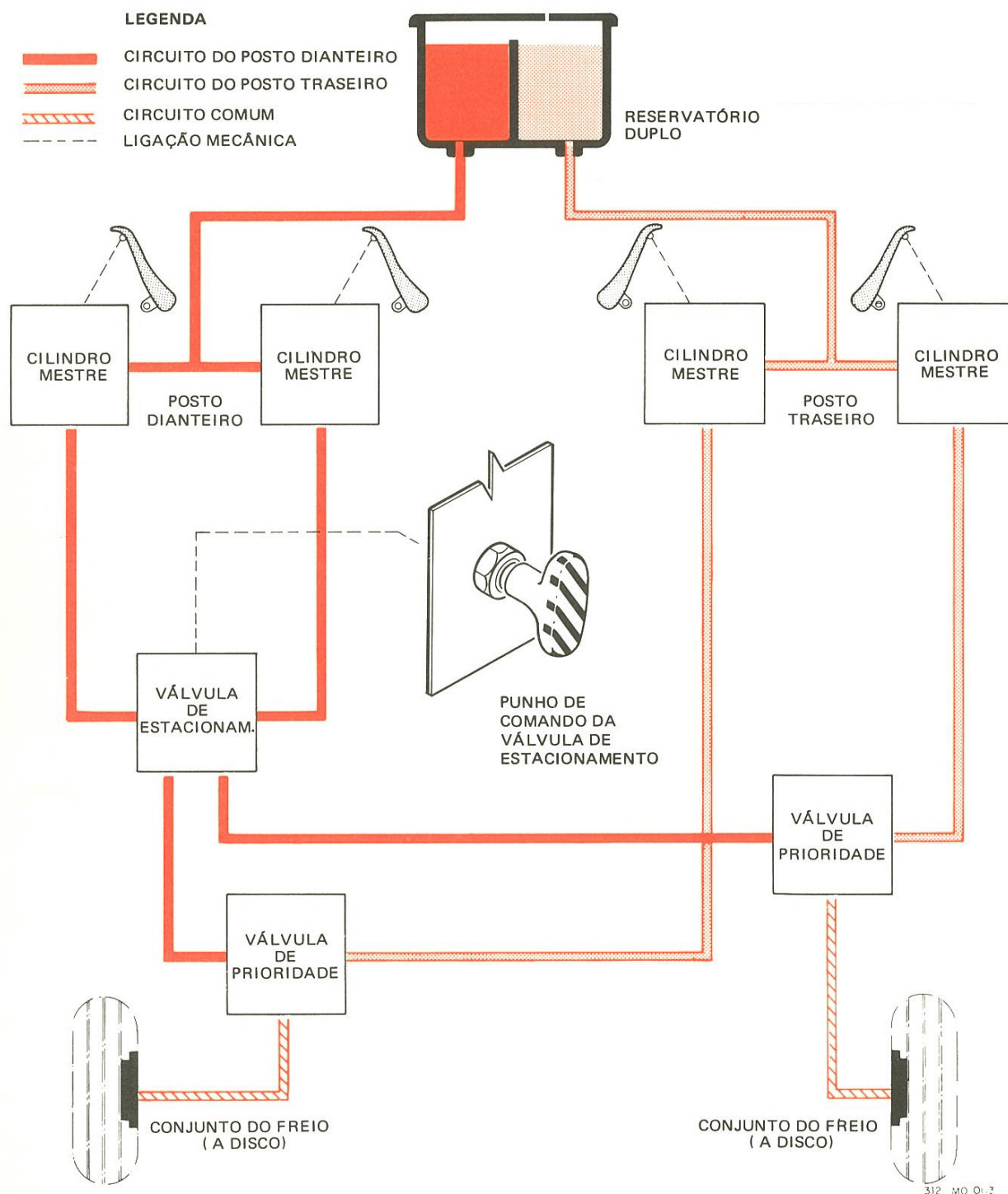


Figura 1-25

SUBSISTEMA DE CONTROLE

O subsistema de controle compreende a unidade de controle e um mecanismo do tipo teleflex.

A função básica da unidade de controle é comparar, mecanicamente, as informações relativas às posições do flape direito (informação instantânea recebida através do mecanismo tipo teleflex) e da seletora (informação comandada). Enquanto estas duas posições não coincidirem, o sistema permanece energizado no sentido de satisfazer à ajustagem selecionada pelo piloto. Além disto, a unidade de controle fornece um sinal para o alarme do trem de pouso, quando o flape estiver estendido na faixa de 25° a 35°.

SUBSISTEMA DE ATUAÇÃO

O subsistema de atuação consta de um motor de atuação, de duas transmissões flexíveis e de dois atuadores lineares.

O motor elétrico de atuação está localizado na parte central da fuselagem e é alimentado pela barra principal de 28 V DC.

Em cada extremidade do motor está conectada uma transmissão flexível, a qual tem a função de transmitir o torque gerado pelo motor até os respectivos atuadores lineares. A finalidade destes atuadores é transformar o movimento rotativo recebido em movimento linear, movendo, conseqüentemente, os flapes.

O tempo decorrido para estender os flapes de 0° a 35°, sob cargas aerodinâmicas normais, é de 12 segundos e para recolhê-los sob as mesmas condições é de 11 segundos.

SUBSISTEMA DE INTERLIGAÇÃO MECÂNICA

O subsistema de interligação mecânica é composto por bielas, guinhóis, cabos, polias e um detector de falhas.

A finalidade deste subsistema é garantir proteção contra deflexões assimétricas dos painéis de flapes.

O detector de falhas monitora a tensão dos cabos deste subsistema e, no caso de o mesmo sofrer colapso ou de ser solicitado a trabalhar acima de certos limites, o detector desativa o subsistema de atuação e aciona o circuito de alarme do sistema de flapes.

SUBSISTEMA DE ATUAÇÃO DOS FLAPES

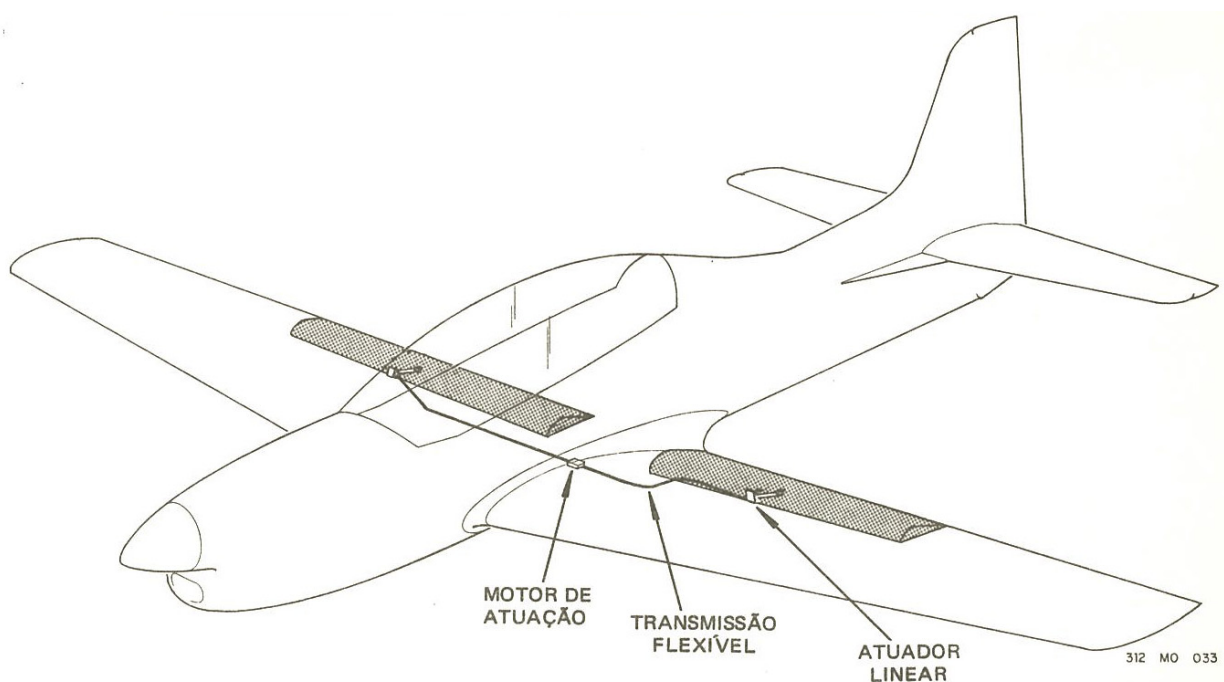
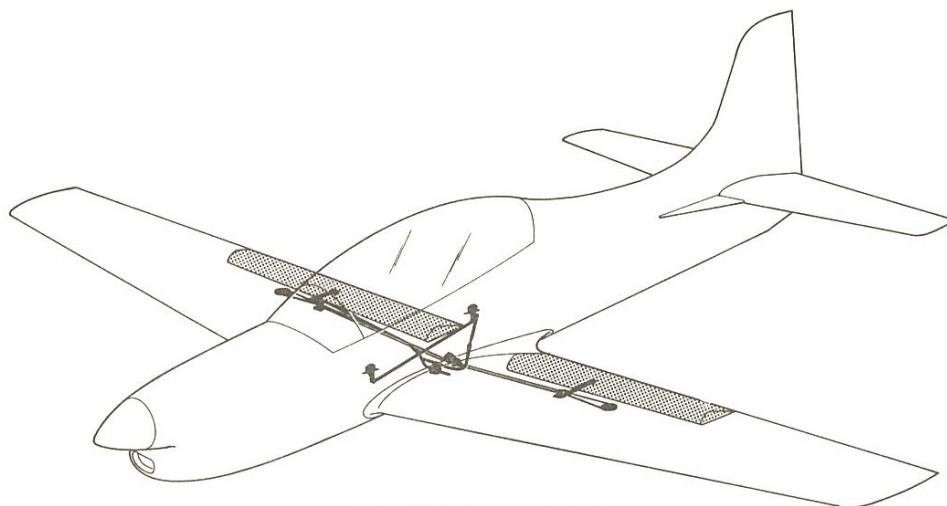
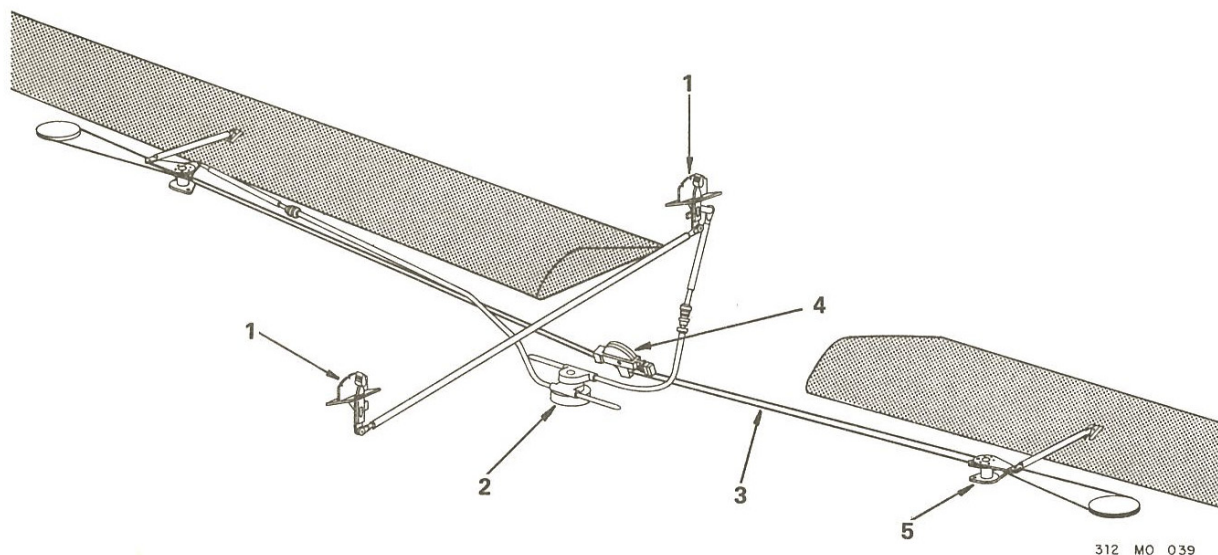


Figura 1-26

SUBSISTEMAS DE INTERLIGAÇÃO MECÂNICA E SUBSISTEMAS DE CONTROLE

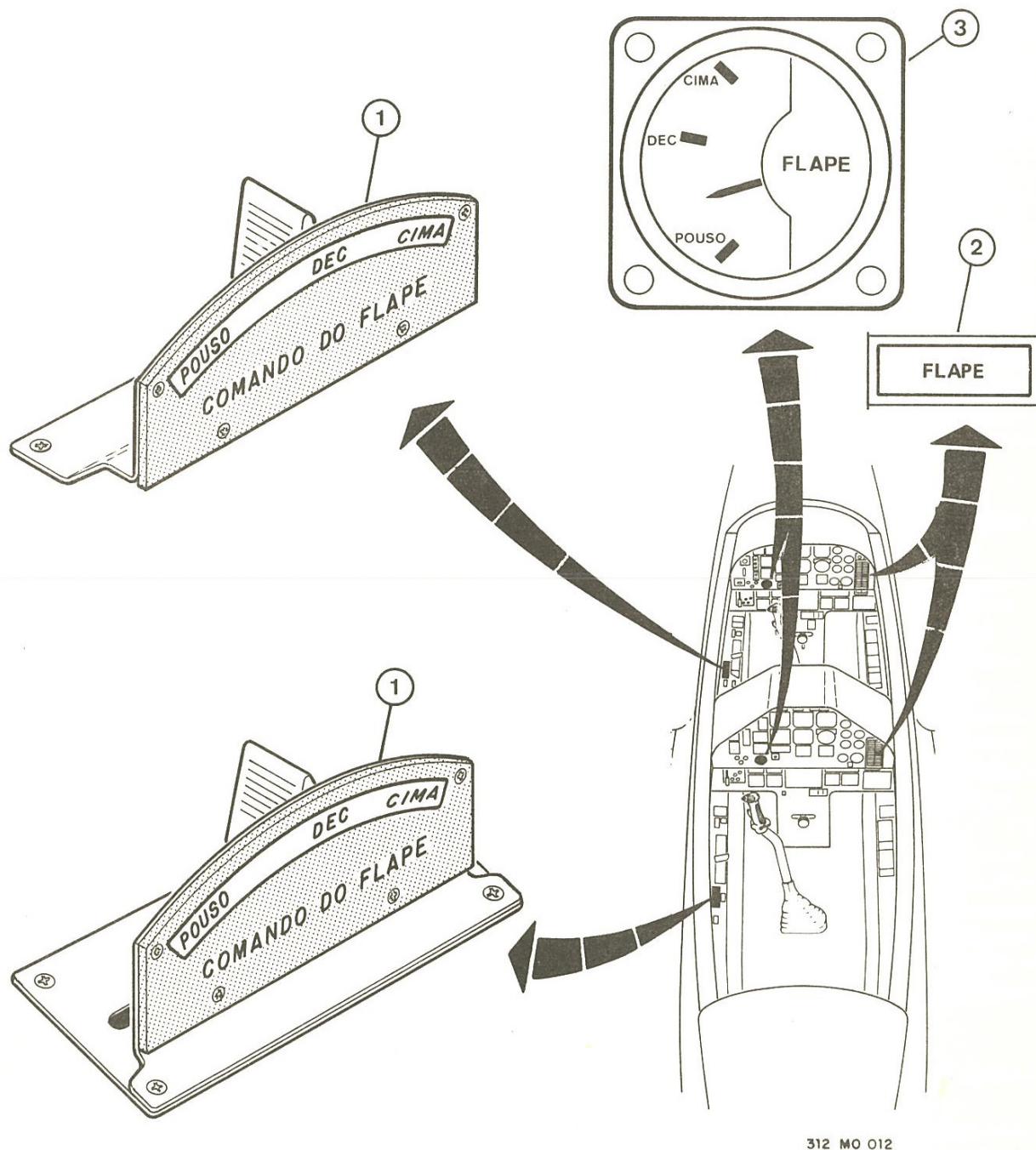


1. SELETORA DE COMANDO
2. UNIDADE DE CONTROLE
3. INTERLIGAÇÃO MECÂNICA
4. DETECTOR DE FALHA
5. CONJUNTO DO GUINHOL ESQUERDO, TRANSMISSOR DE POSIÇÃO E MICRO-CONTACTORES DE FIM DE CURSO



312 MO 039

Figura 1-27

CONTROLES E INDICADORES DO FLAPE

312 MO 012

Figura 1-28 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Seletora de comando dos flapes.	CIMA - Posiciona o flape na posição todo recolhido (0°). DEC - Posiciona o flape na posição de decolagem (12°). POUSO - Posiciona o flape na posição de pouso (35°).
2. Luz FLAPE.	Acende quando uma falha no sistema de flapes é detectada. O movimento dos flapes é interrompido.
3. Indicador de posição dos flapes.	Apresenta a posição instantânea dos flapes.

Figura 1-28 (Folha 2 de 2)

SUBSISTEMA DE INDICAÇÃO

O subsistema de indicação consiste de um indicador de posição e de uma luz âmbar indicadora de falhas, em cada posto de pilotagem.

Os indicadores de posição estão instalados na parte inferior esquerda de cada painel de instrumentos e recebem a informação de deflexão dos flapes de um transmissor instalado no flape esquerdo.

Os instrumentos fornecem uma indicação contínua, variável, desde a posição CIMA (0°) até a posição POUSO (35°).

As luzes âmbar de indicação de falha estão instaladas nos painéis múltiplos de alarme dianteiro e traseiro com a inscrição FLAPE. O acendimento destas luzes indica o rompimento ou sobretensão de um dos cabos de interligação mecânica, conforme sinal enviado pelos micros do detector de falhas.

ALARME DE ESTOL

O sistema consiste de um detector instalado no bordo de ataque da asa esquerda e de um circuito de alarme, o qual será acionado sempre que a aeronave estiver em situação iminente de estol. O circuito de alarme, quando ativado, faz soar um alarme sonoro no sistema de interfone. O alarme sonoro, em ambos os postos de pilotagem, permanecerá ativado enquanto persistir tal condição.

COMANDOS DE VOO

COMANDOS PRIMÁRIOS

O profundor, o leme de direção e os ailerons são acionados mecanicamente através de um sistema de bielas, guinóis e cabos de comando.

O comando de operação do profundor é efetuado por movimentos convencionais dos manches. O comando de operação dos ailerons, também, é efetuado através dos manches, com movimentos para a direita e para a esquerda; o leme de direção é comandado por dois conjuntos de pedais articulados, um conjunto em cada posto de pilotagem.

REGULAGEM E TRAVAMENTO

Os pedais de comando do leme de direção podem ser ajustados longitudinalmente, girando-se uma haste rosçada, por meio de uma manopla situada no console central do painel. As ajustagens são independentes nos postos dianteiro e traseiro.

O profundor e os ailerons podem ser travados no solo por meio de uma haste instalada no posto dianteiro. Quando levantada, a haste pode ser, posteriormente, encaixada sobre o manche, imobilizando-o.

O leme de direção permanece imobilizado quando a aeronave está estacionada, porque o comando do leme é conjugado com o comando de direção da roda do nariz, através dos pedais.

COMANDOS SECUNDÁRIOS

A aeronave está equipada com superfícies secundárias de atuação nos eixos de arfagem, guinada e rolamento.

A superfície secundária do eixo de arfagem, um compensador instalado na metade esquerda do profundor, é acionada eletronicamente através de um mecanismo composto de atuador linear elétrico, de transmissores de posição, de motor elétrico e de micros de fim de curso no próprio atuador.

A compensação neste eixo é comandada através de interruptores momentâneos localizados nos punhos dos manches, nos postos dianteiro e traseiro, sendo que o interruptor do posto traseiro tem prioridade sobre o interruptor do posto dianteiro.

No caso de ocorrer um disparo do compensador do profundor, o mesmo pode ser interrompido através do interruptor com guarda CORTE CPENS, instalado no console esquerdo de cada posto de pilotagem.

A superfície secundária do eixo de guinada, um servo compensador instalado no leme de direção, também é acionada eletromecanicamente através de um mecanismo semelhante ao mecanismo de atuação da compensação em arfagem.

A compensação no eixo de guinada é comandada por meio de interruptores momentâneos localizados nas manetes, nos postos dianteiro e traseiro, sendo que o interruptor do posto traseiro tem prioridade sobre o interruptor do posto dianteiro.

Além disto, esta superfície secundária possui um movimento automático, isto é, a posição do compensador é dependente da posição do leme de direção.

Em cada aileron está incorporada uma superfície secundária, a qual só possui movimento automático, isto é, a posição de cada superfície secundária de atuação é dependente da posição do respectivo aileron.

A compensação no eixo de rolamento é realizada através de um mecanismo eletromecânico, onde o atuador elétrico age sobre as molas de neutralização das superfícies primárias.

Por meio do mesmo interruptor utilizado para compensação no eixo de arfagem, comanda-se a compensação no eixo de rolamento. Neste caso, também, o interruptor do posto traseiro possui prioridade sobre o interruptor do posto dianteiro.

No caso de ocorrer um disparo de compensador em um dos ailerons, o mesmo pode ser interrompido através do mesmo interruptor com guarda, CORTE CPENS, utilizado no circuito do compensador do profundor.

COMANDO DO PROFUNDOR

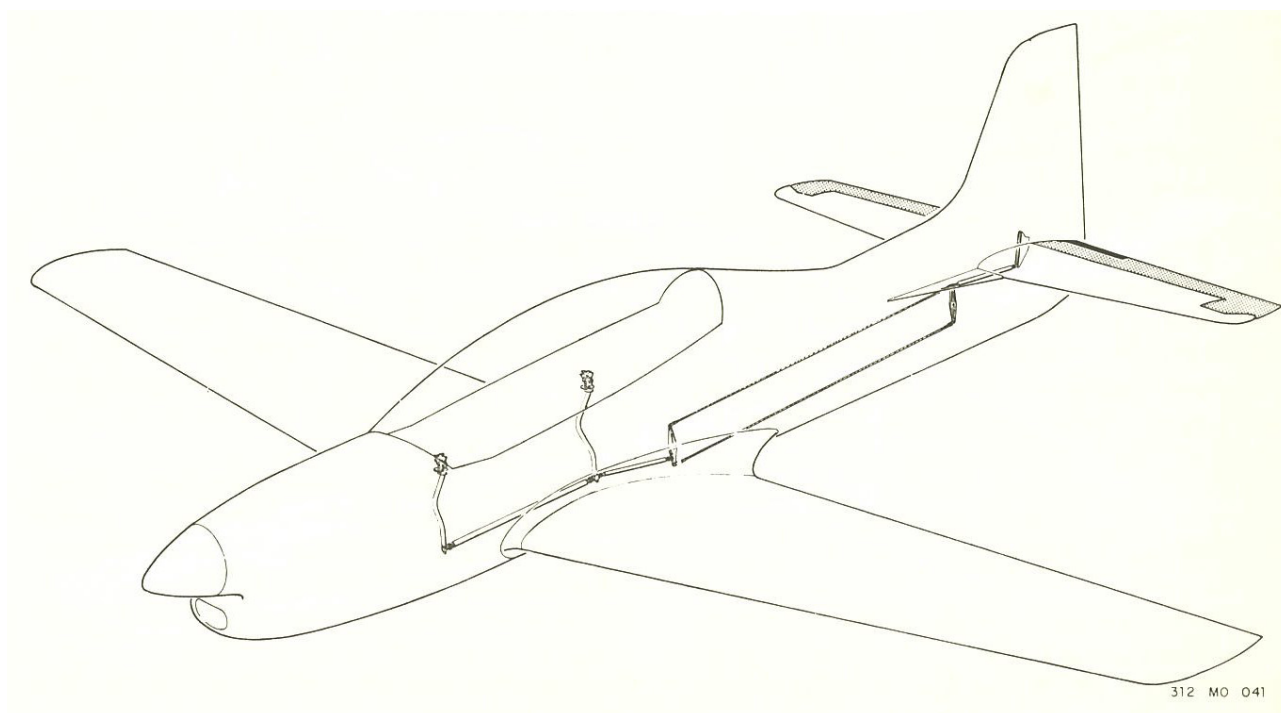


Figura 1-29

COMANDO DO LEME DE DIREÇÃO

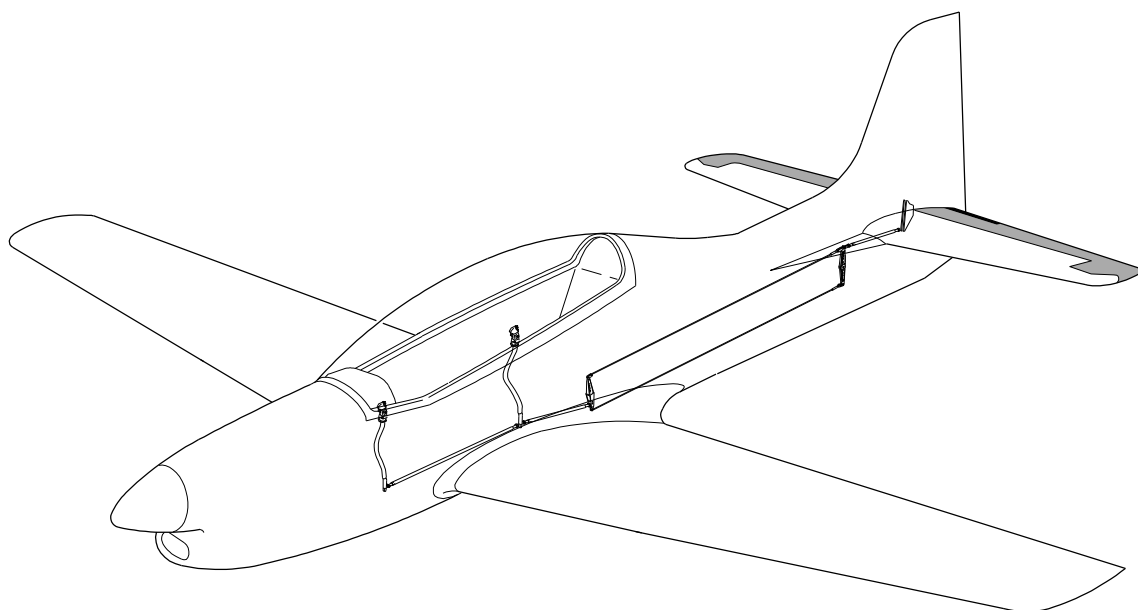


Figura 1-30

COMANDO DO AILERON

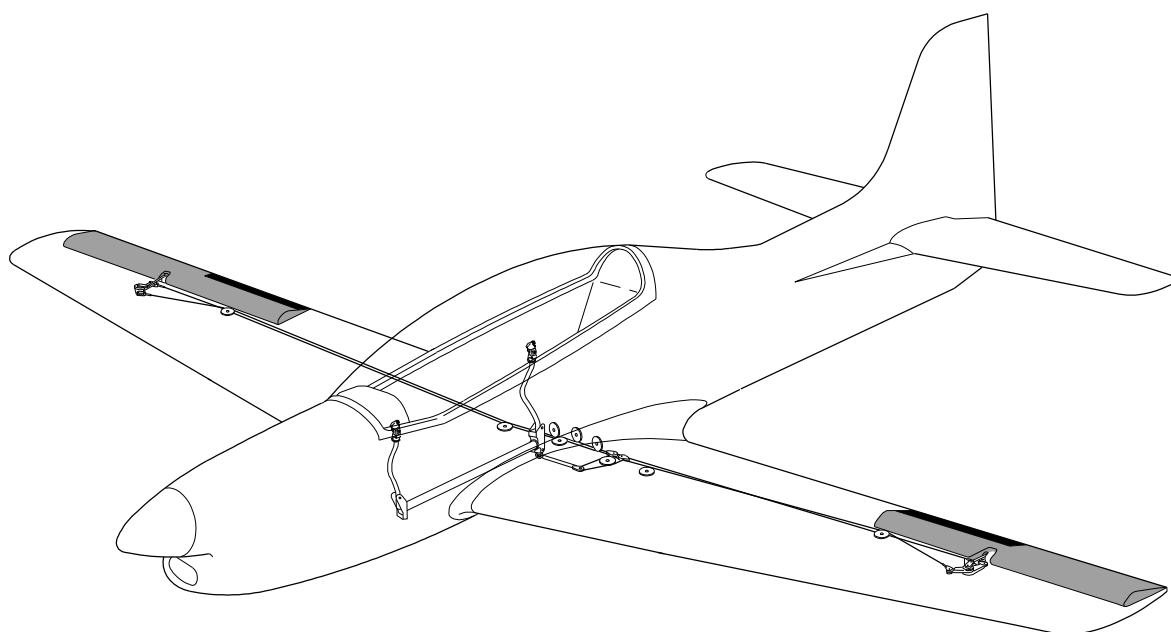


Figura 1-31

CONTROLES E INDICADORES DOS COMANDOS DE VOO

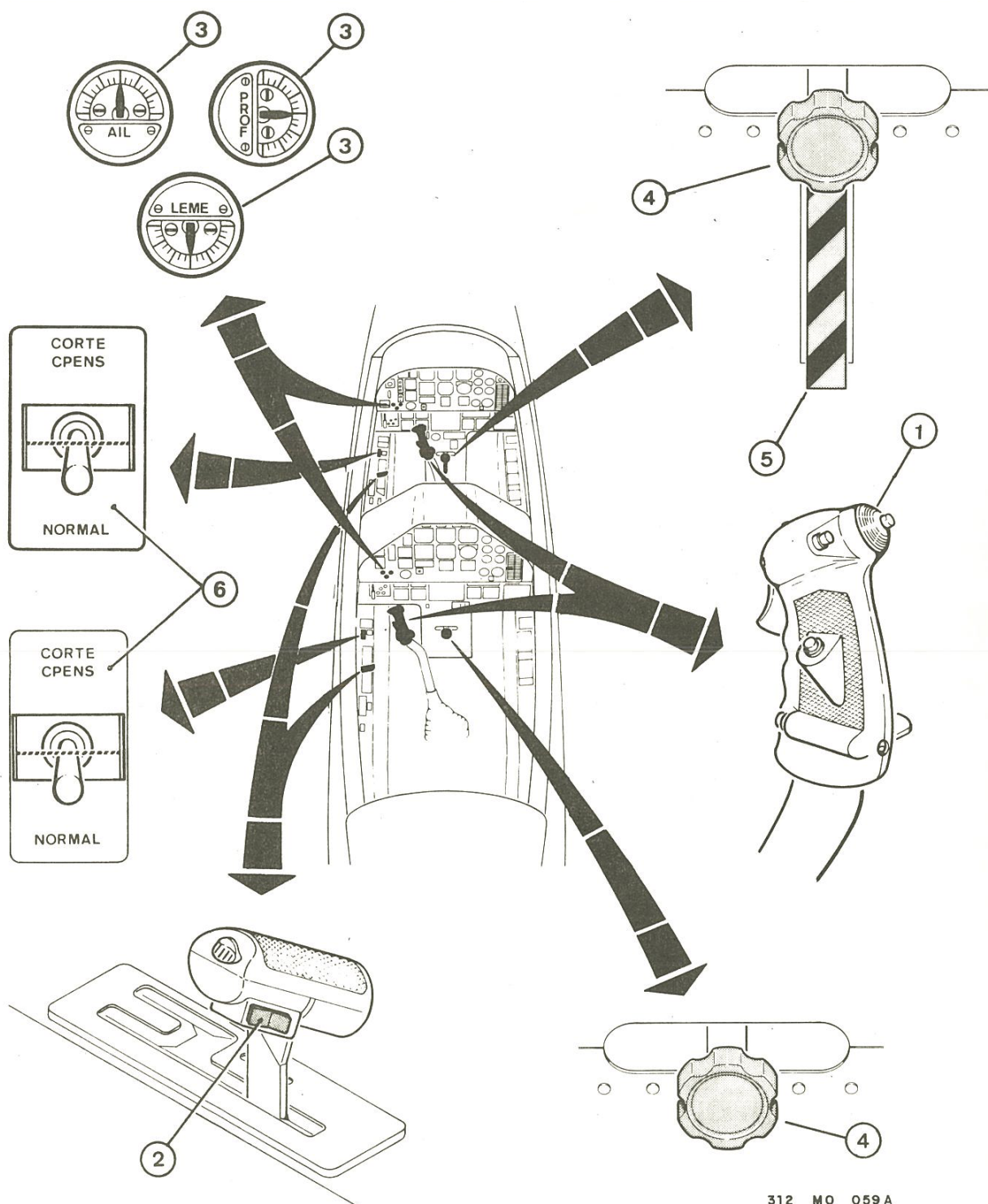


Figura 1-32 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptores de compensação em arfagem e rolamento.	Quando acionado no sentido longitudinal, age sobre o atuador elétrico de compensação em arfagem. Quando acionado lateralmente, age sobre o atuador elétrico de compensação em rolamento.
2. Interruptor de compensação em guinada.	Quando acionado age sobre o atuador elétrico de compensação em guinada.
3. Indicadores de posição.	Apresenta uma indicação de posição dos atuadores de compensação.
4. Botão de ajustagem de pedais.	Quando girado permite ajustar para a frente e para trás a posição dos pedais
5. Trava de comandos.	Quando levantada e encaixada sobre o manche, trava os comandos.
6. Interruptores CORTE CPENS.	Com a guarda abaixada, o interruptor permanece ligado. Quando a guarda for levantada e o interruptor acionado, os circuitos dos compensadores do profundor e dos ailerons serão interrompidos simultaneamente.

Figura 1-32 (Folha 2 de 2)

SISTEMA ANEMOMÉTRICO

A aeronave está equipada com sistemas anemométricos independentes para os postos dianteiro e traseiro.

Cada sistema é composto de um tubo pitot e de duas tomadas de pressão estática.

Em cada linha de pressão, tanto estática como de pitot, está instalado um dreno no ponto mais baixo da linha, provido de um reservatório com um dispositivo para evitar o retorno de água em voo invertido. Em cada linha de pressão estática está incorporada uma câmara amortecedora, para eliminar as flutuações rápidas de pressão.

Os instrumentos alimentados pelos sistemas anemométricos são os velocímetros, os altímetros e os indicadores de razão de subida.

Os velocímetros recebem sinais de pressões dos tubos pitot e das tomadas estáticas, enquanto que os altímetros e os indicadores de razão de subida só recebem sinais de pressões das tomadas estáticas.

O velocímetro do posto dianteiro recebe sinais de um tubo pitot localizado na parte inferior da asa esquerda e o velocímetro do posto traseiro recebe sinais de outro tubo pitot localizado na parte inferior da asa direita.

A pressão estática é captada por dois conjuntos de tomadas, situadas no cone de cauda, um conjunto em cada lado da aeronave. Cada conjunto consta de duas tomadas, sendo que cada posto de pilotagem recebe sinais de uma das tomadas de cada conjunto, ligadas em paralelo.

Os tubos pitot e as tomadas estáticas possuem resistência de aquecimento para prevenir a formação de gelo. Em cada posto de pilotagem existe um interruptor para somente o aquecimento de suas respectivas tomadas de pressão. Uma luz com a inscrição PITOT/EST no painel de avisos de cada posto de pilotagem, quando acesa, indica que as tomadas respectivas estão sendo aquecidas.

INSTRUMENTOS

Neste Capítulo são apresentadas informações referentes aos instrumentos que não são parte integrante de um sistema particular.

VELOCÍMETRO

Um velocímetro está situado em cada posto de pilotagem. Estes instrumentos apresentam a velocidade indicada, a indicação de velocidade máxima permitida na configuração limpa, bem como uma referência visual ajustável de velocidade.

Um interruptor instalado no interior de cada instrumento fornece um sinal elétrico que provoca um alarme de sobrevelocidade no sistema de áudio dos postos de pilotagem dianteiro e traseiro, se a aeronave ultrapassar a velocidade máxima permitida na configuração limpa.

Além disto, o instrumento fornece um alarme visual, caso a aeronave atinja a velocidade de aproximação (abaixo de 100 KIAS) e o trem de pouso não esteja travado embaixo. O dispositivo compreende um contactor interno ajustável associado aos microcontactores do trem de pouso e a uma bandeira oscilante com a inscrição U/C que aparece numa janela sobre o mostrador, nas condições mencionadas.

Cada velocímetro é operado por seu respectivo sistema anemométrico. O arco amarelo no lado esquerdo do ponteiro indicador de velocidade máxima serve como marcação para a faixa de operação com cuidado, onde somente em ar calmo a aeronave pode operar. Este é móvel, devido ao fato de a V NE ser variável de acordo com a altitude.

ALTÍMETROS

Um altímetro está instalado em cada posto de pilotagem. Estes instrumentos cobrem a faixa de altitudes de - 1000 ft até + 50000 ft e o ajuste de pressão de referência pode ser efetuado tanto em milibares como em polegadas de mercúrio.

O altímetro do posto dianteiro possui a capacidade de codificar a informação de altitude para permitir o funcionamento do Transponder no modo C. Ambos os instrumentos possuem vibradores elétricos que minimizam erros de indicação provocados pelo atrito interno do instrumento.

Cada altímetro recebe informações do seu respectivo sistema anemométrico.

INDICADOR DE RAZÃO DE SUBIDA

Cada posto de pilotagem está equipado com um indicador, capaz de fornecer a razão de subida ou descida em ft/min. Cada indicador de razão de subida é operado por seu respectivo sistema anemométrico.

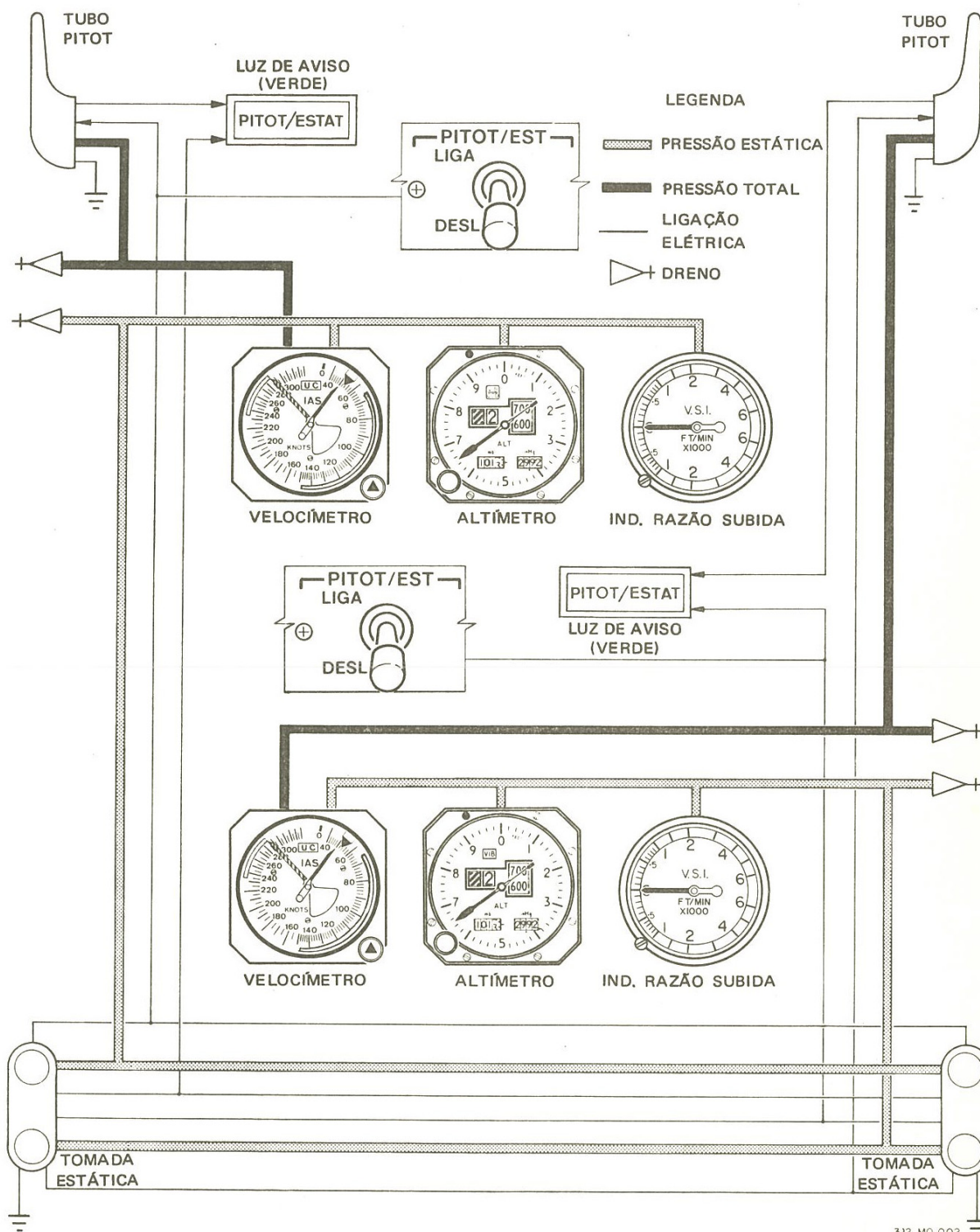
INDICADOR DE CURVA E DERRAPAGEM

É um instrumento acionado eletricamente, alimentado pela barra principal de 28 V DC, e que indica a razão de curva efetuada pela aeronave. Um indicador de derrapagem do tipo esfera está incorporado ao instrumento.

BÚSSOLA MAGNÉTICA

Uma bússola magnética convencional está instalada no posto dianteiro, na parte superior esquerda do painel de instrumentos, para uso em caso de falha do sistema de bússola giromagnética.

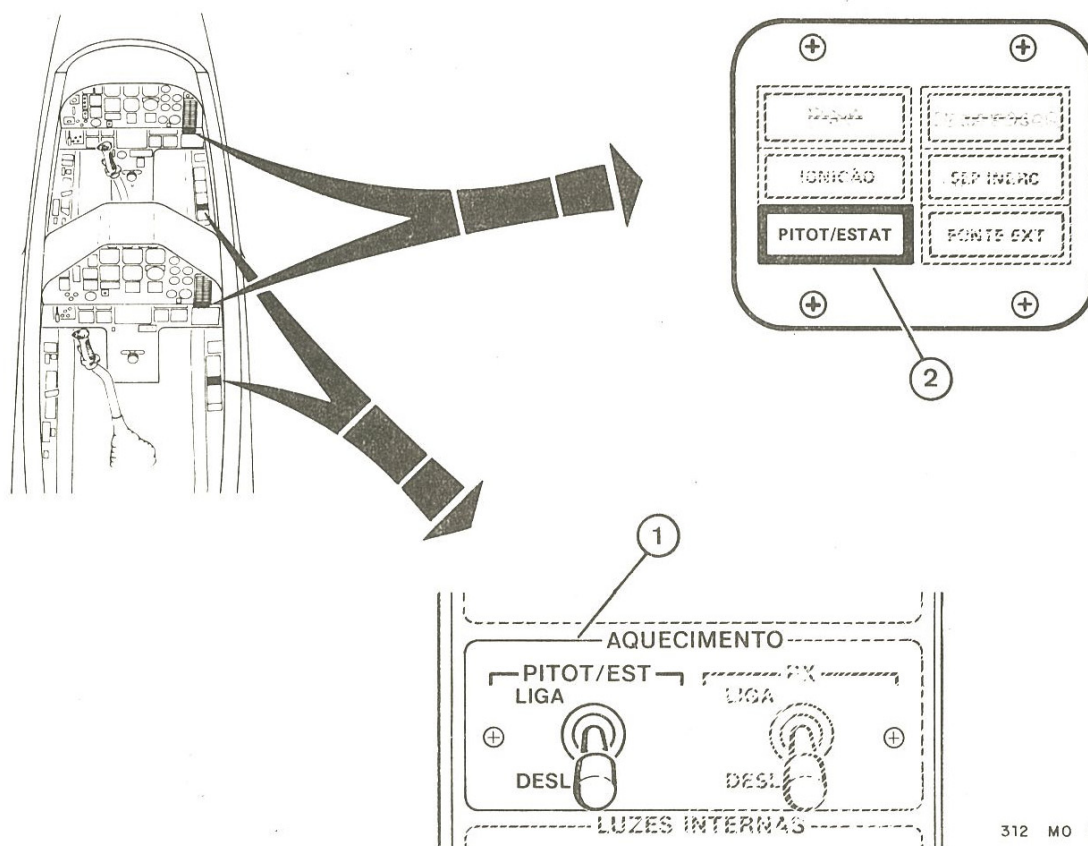
SISTEMA ANEMOMÉTRICO



312 MO 002

Figura 1-33

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA ANEMOMÉTRICO



312 MO 052

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptores PITOT/EST.	LIGA - Liga o aquecimento do tubo Pitot e as tomadas estáticas respectivas. DESL - Desliga o aquecimento do tubo Pitot e as tomadas estáticas respectivas.
2. Luzes PITOT/EST.	Acendem indicando o funcionamento do aquecimento dos tubos Pitot e das tomadas estáticas respectivas.

Figura 1-34

CRONÔMETRO

Um cronômetro com corda para oito dias está instalado em cada posto de pilotagem. Possui ponteiros de minutos e segundos, comandados através de um botão para fins de cronometragem, o que não interfere com os ponteiros normais de horas e minutos.

INDICADOR DE ATITUDE PRINCIPAL (POSTOS DIANTEIRO E TRASEIRO)

Um indicador de atitude principal está instalado em cada posto de pilotagem; o instrumento fornece uma indicação visual da atitude de arfagem e rolamento da aeronave. Os indicadores de altitude são alimentados pela barra de emergência de 28 V DC.

INDICADOR DE ATITUDE DE RESERVA (POSTOS DIANTEIRO E TRASEIRO)

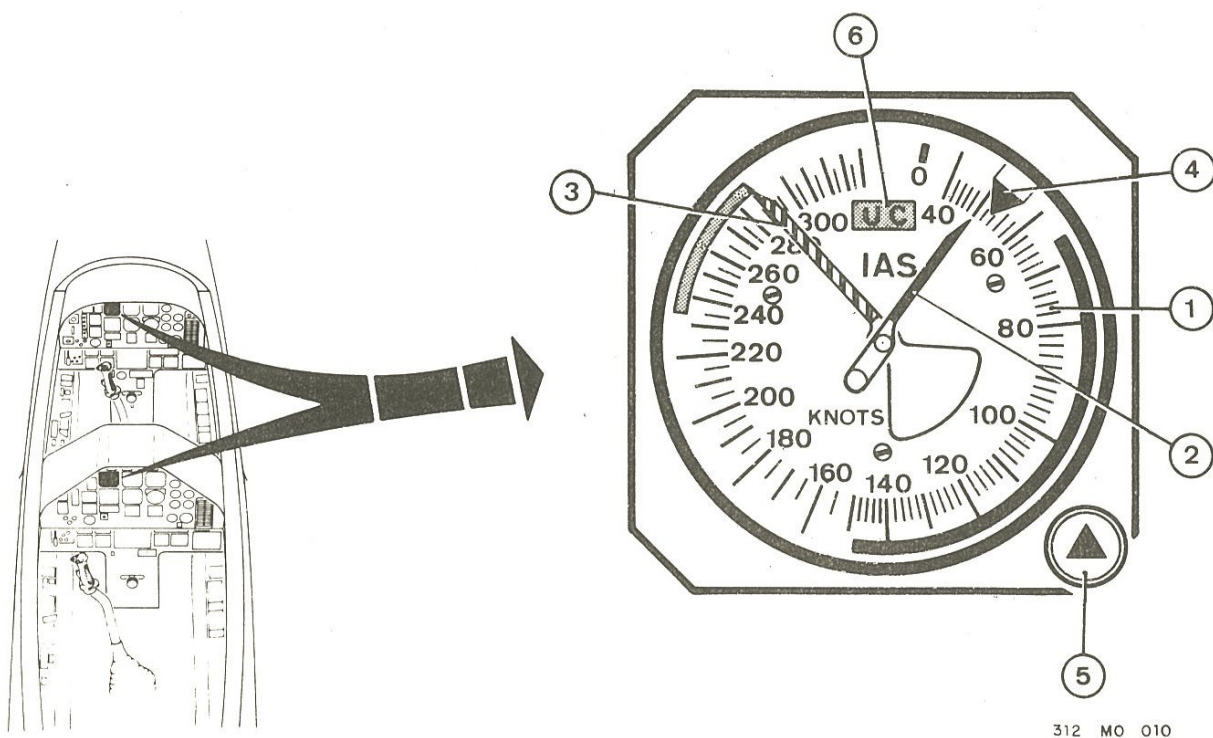
Cada posto de pilotagem possui um indicador de atitude de reserva. Este indicador passa a ser a indicação primária de atitude, em caso de falha do indicador de atitude principal.

Estes indicadores são alimentados normalmente pela barra de emergência de 28 V DC; se a tensão desta barra cair abaixo de 19 V, a bateria de emergência assume automaticamente estas cargas. Veja maiores detalhes em Sistema Elétrico.

INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERNO (POSTO DIANTEIRO)

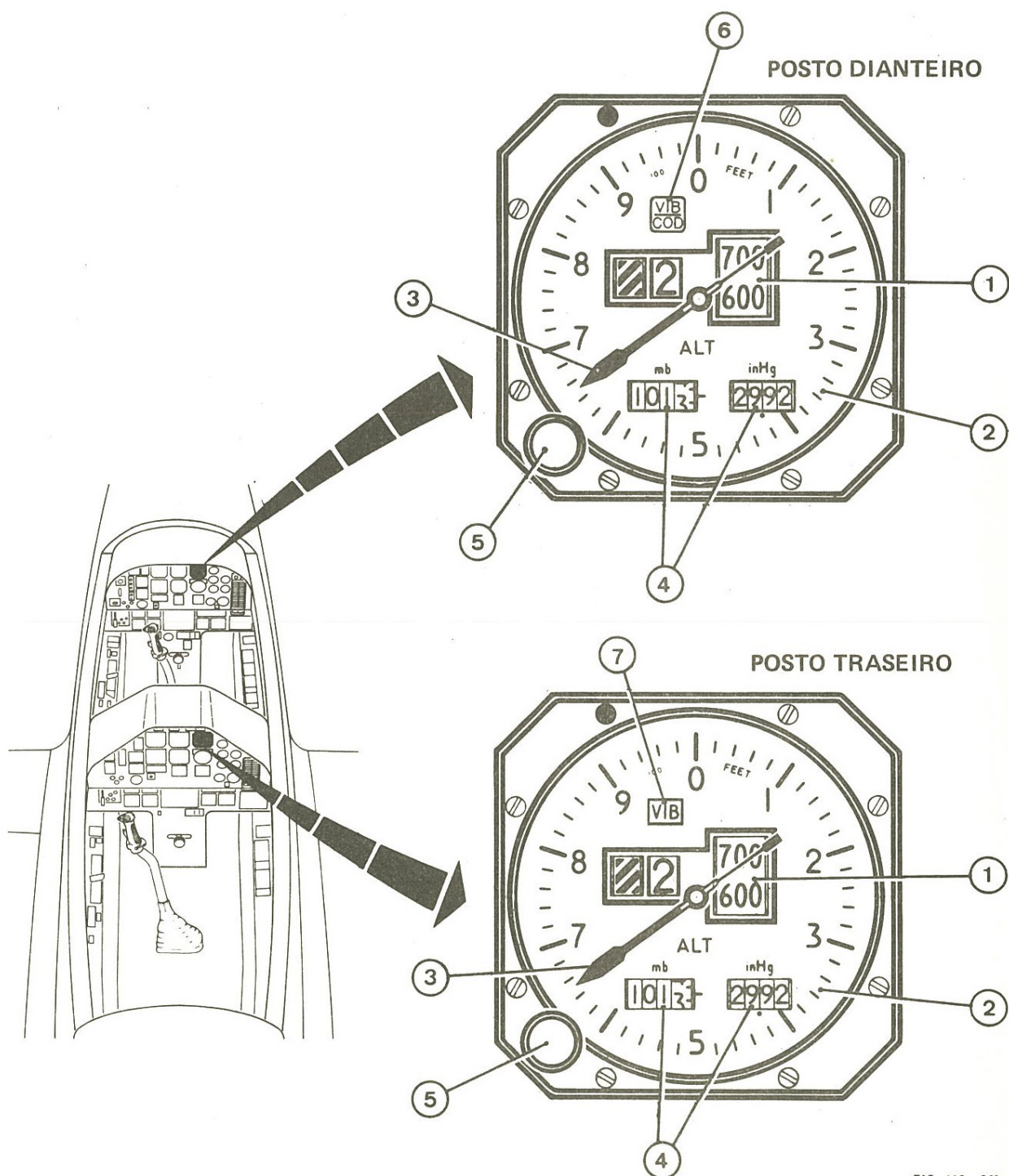
O posto de pilotagem dianteiro possui um indicador de temperatura do ar externo, acionado eletricamente, alimentado pela barra principal 28 V DC. Este indicador é calibrado em °C e recebe sinais de um sensor instalado na parte inferior da ponta da asa direita.

VELOCÍMETRO



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Escala de velocidade.	Escala de velocidade indicada em KNOTS IAS.
2. Ponteiro de velocidade.	Mostra, sobre a escala de velocidade, a velocidade indicada do avião.
3. Ponteiro de velocidade máxima permitida.	Mostra sobre a escala de velocidade, a velocidade máxima permitida ao avião na configuração limpa. Caso a aeronave atinja a velocidade máxima permitida um sinal de sobrevelocidade é enviado pelo velocímetro à unidade de alarme sonoro e posteriormente soa o alarme nos fones dos tripulantes.
4. Índice de referência.	Referência móvel sobre a escala de velocidade.
5. Botão de ajuste.	Ajusta a posição do índice de referência sobre a escala de velocidade.
6. Bandeira UC.	Aparece intermitentemente quando a aeronave estiver voando abaixo de 100 KIAS e o trem de pouso não estiver travado embaixo. Aparece continuamente quando houver falta de energia elétrica na aeronave.

Figura 1-35

ALTÍMETRO

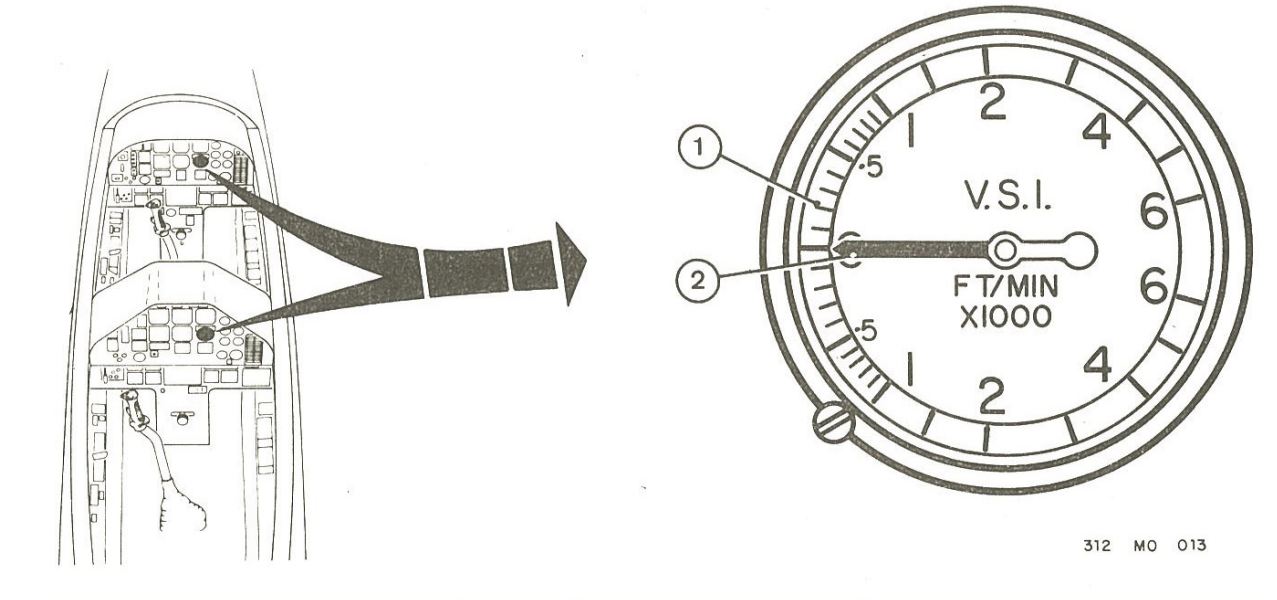
312 MO 011

Figura 1-36 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Tambor de altitude.	É dividido em duas partes e indica, de forma digital, a altitude da aeronave em ft.
2. Escala de altitude.	Escala graduada em incrementos de 20 ft, de 0 a 1000 ft de altitude.
3. Ponteiro.	Ponteiro que dá uma volta (360°) para cada 1000 ft de altitude.
4. Janelas de pressão.	Apresenta a pressão de referência do altímetro em milibares e polegadas de mercúrio.
5. Botão de ajuste.	Ajusta a pressão de referência do altímetro.
6. Bandeira VIB/COD.	Aparece quando o vibrador está inoperante ou o altímetro não está codificando a informação de altitude para o Transponder.
7. Bandeira VIB.	Aparece quando o vibrador está inoperante.

Figura 1-36 (Folha 2 de 2)

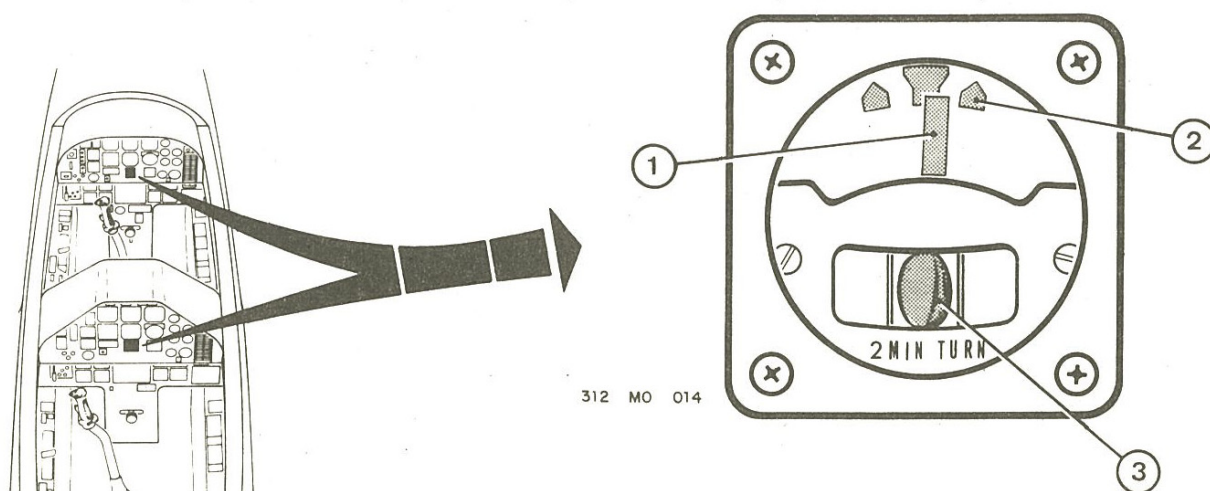
INDICADOR DE RAZÃO DE SUBIDA



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Escala de razão de subida.	Escala graduada em incrementos de 100 ft/min, de 0 a 1000 ft/min, incrementos de 500 ft/min, de 1000 a 2000 ft/min, e incrementos de 1000 ft/min de 2000 a 6000 ft/min.
2. Ponteiro indicador.	Indica a razão de subida positiva ou negativa da aeronave.

Figura 1-37

INDICADOR DE CURVA E DERRAPAGEM



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Ponteiro indicador.	Indica a direção da curva que a aeronave está descrevendo.
2. Escala de curva.	Escala que indica a velocidade angular da aeronave em uma trajetória curva. Para um deslocamento do ponteiro igual à sua largura, a aeronave descreve uma curva com uma variação de 1,5° por segundo (360° em quatro minutos). Quando o ponteiro coincidir com uma marcação lateral, a variação é de 3,0° por segundo (360° em dois minutos).
3. Esfera indicadora.	Indica se a curva está corretamente coordenada, permanecendo no espaço delimitado pelos traços de referência.

Figura 1-38

BÚSSOLA MAGNÉTICA

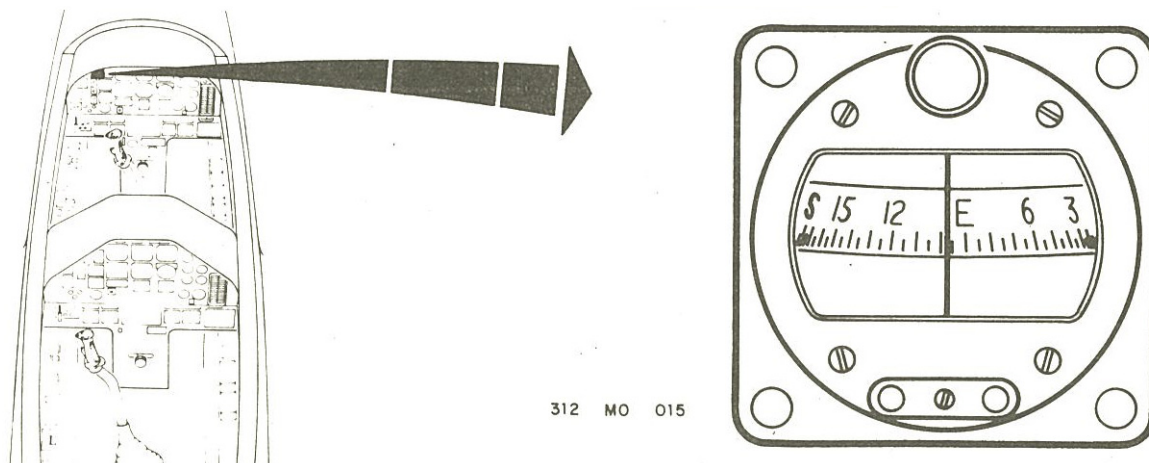
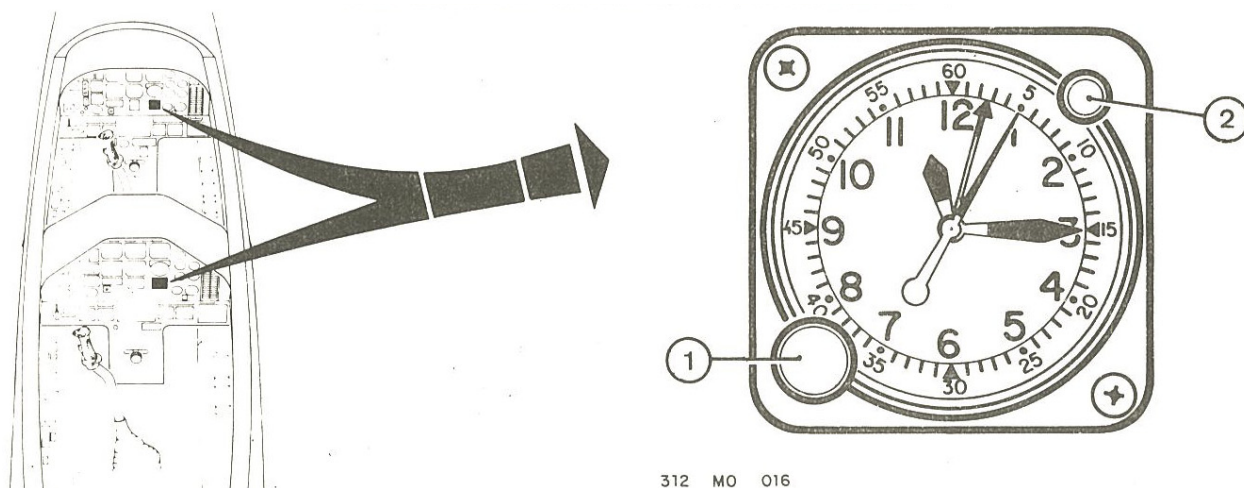


Figura 1-39

RELÓGIO CRONÔMETRO



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Botão de corda.	Permite dar corda para um período de oito dias e acertar o relógio.
2. Comando do cronômetro.	Comanda o disparo, o bloqueio e a volta dos ponteiros de segundos e de minutos à posição normal, sem afetar a indicação do relógio (horas e minutos).

Figura 1-40

ACELERÔMETRO

Um acelerômetro está instalado em cada posto de pilotagem e apresenta o fator de carga sofrido pela aeronave. Um alarme sonoro soará toda vez que a aeronave exceder os limites de fator de carga.

MEDIDOR DE FADIGA

Todas aeronaves são equipadas com um medidor de fadiga, instalado no console esquerdo do posto de pilotagem dianteiro. (Pós-Mod BS 312-31-0007).

A finalidade deste aparelho é medir e registrar as acelerações segundo o eixo vertical às quais a aeronave é submetida durante o voo.

O circuito elétrico é alimentado pela barra principal 28 V DC e possui um microinterruptor no trem de pouso esquerdo, para permitir que o medidor de fadiga só entre em operação quando a aeronave estiver em voo.

O medidor de fadiga registra, por meio de oito contadores, o número de vezes em que é superado cada um dos seguintes valores de aceleração prescritos, expressos em unidades de g: - 2,5; - 1,5; -0,5; + 2,5; + 3,5; + 4,5; + 6,0 e + 8,0.

ESTRIBO E APOIO

O avião possui, atrás da asa esquerda, um estribo e, acima deste, um ponto de apoio, provido de janela de acesso com dispositivo de mola que a mantém fechada quando não pressionada. Estes dois elementos facilitam o acesso à passadeira da parte superior da asa esquerda.

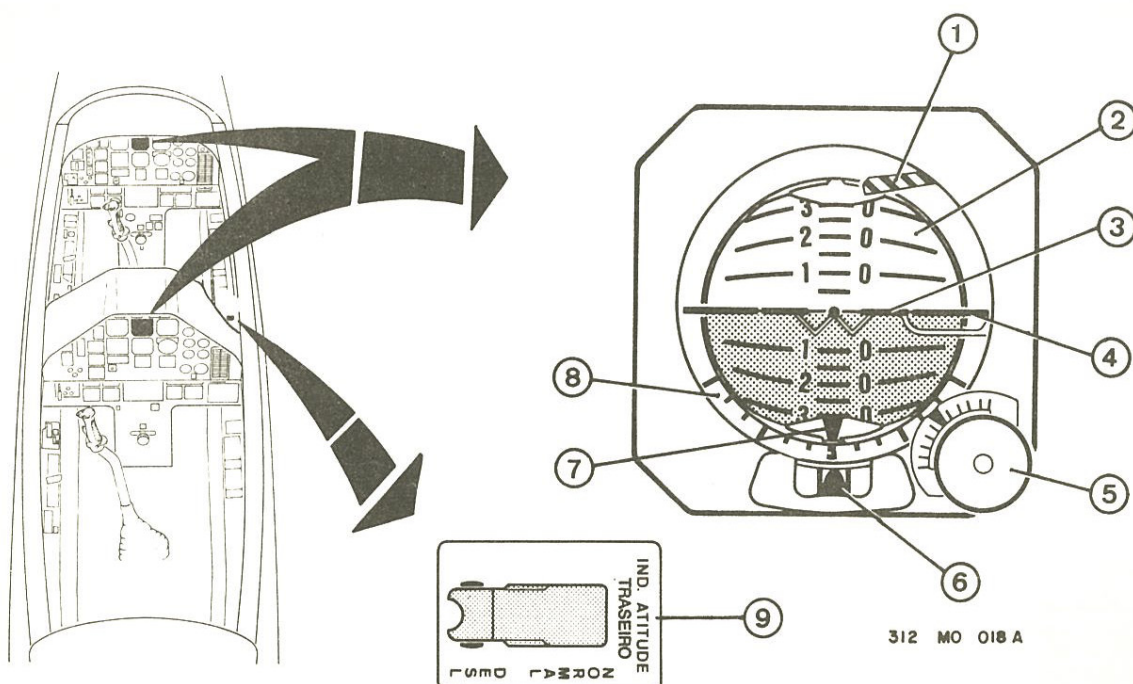
O estribo é retrátil, dobrando-se para trás durante o recolhimento do trem de pouso. A atuação do estribo é efetivada através de um cabo conectado à perna do trem de pouso esquerdo, o qual transmite o movimento da perna para o estribo.

Veja a figura 1-45 para o acesso à cabine.

ADVERTÊNCIA

Não tente recolher o estribo manualmente, pois o sistema de recolhimento automático poderá ser danificado.

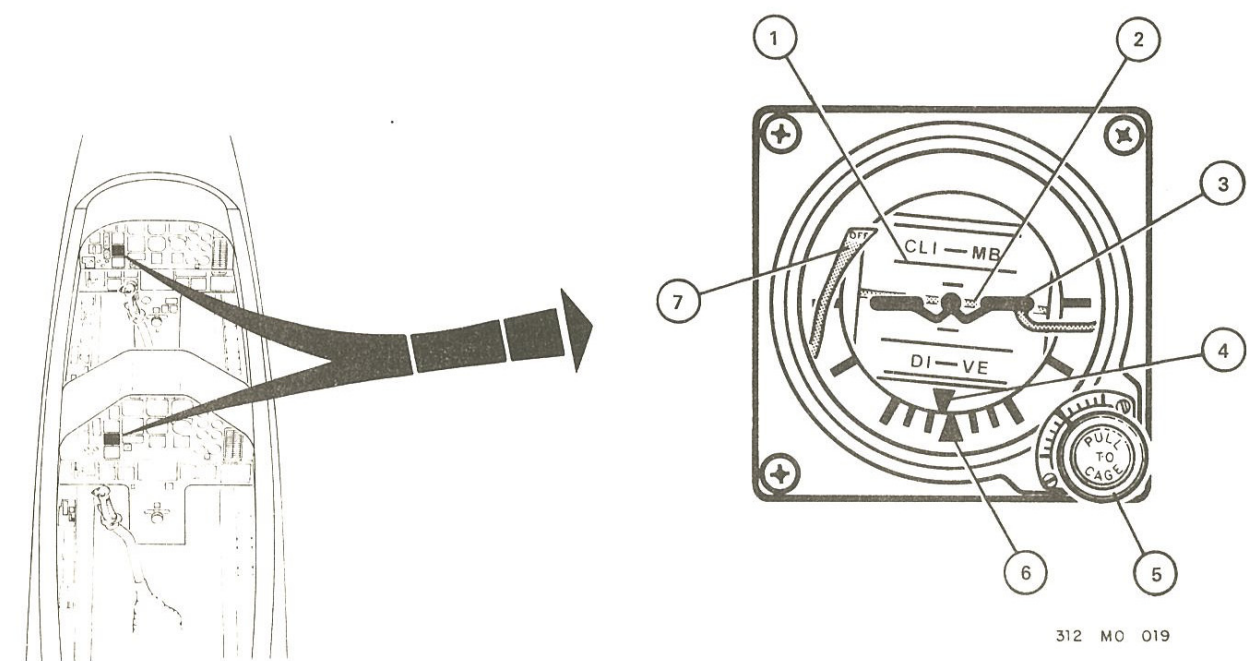
INDICADOR DE ATITUDE PRINCIPAL



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Bandeira OFF.	Aparece quando o indicador de atitude não está energizado.
2. Escala de arfagem.	Apresenta em relação ao avião-miniatura, a atitude de arfagem em graus. Quando a atitude se aproximar da vertical, tornam-se visíveis as marcas ++++ (subida) ou ---- (mergulho).
3. Avião-miniatura.	Representa o avião.
4. Linha do horizonte.	Representa a linha do horizonte.
5. Botão de ereção e ajuste.	Quando girado movimentava verticalmente o avião-miniatura; puxado, energiza o sistema de ereção rápida do giroscópio.
6. Indicador de derrapagem.	Permite coordenar as curvas.
7. Índice de rolamento.	Referência para a determinação da atitude de rolamento.
8. Escala de rolamento.	Apresenta a atitude de rolamento com referência ao índice de rolamento.
9. Interruptor do Indicador de atitude traseiro.	NORMAL - Mantém o indicador de atitude traseiro energizado. DESL - Desenergiza o indicador de atitude traseiro, em caso de voo solo.

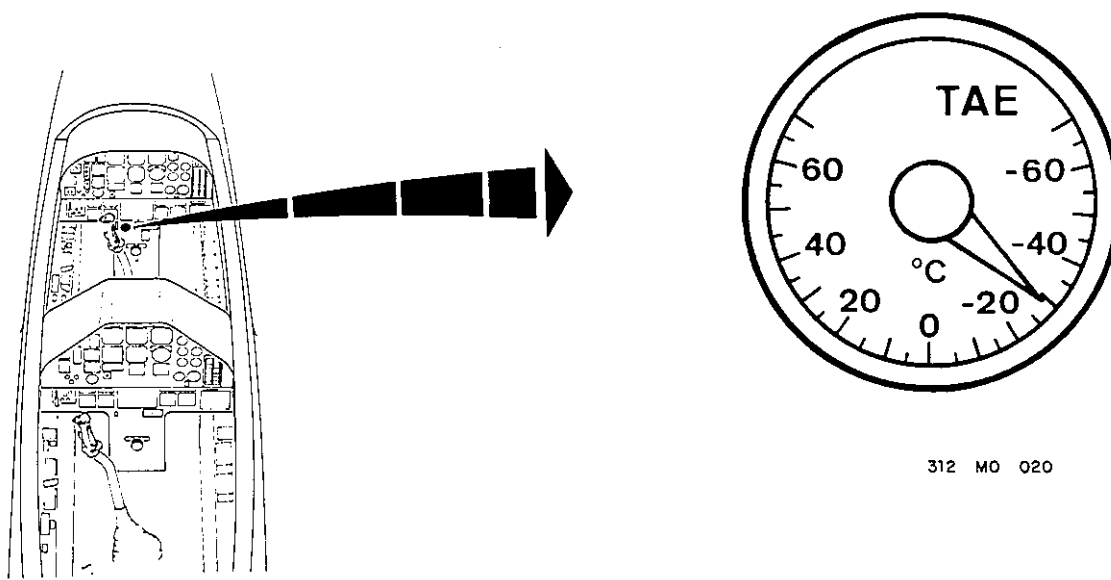
Figura 1-41

INDICADOR DE ATITUDE RESERVA

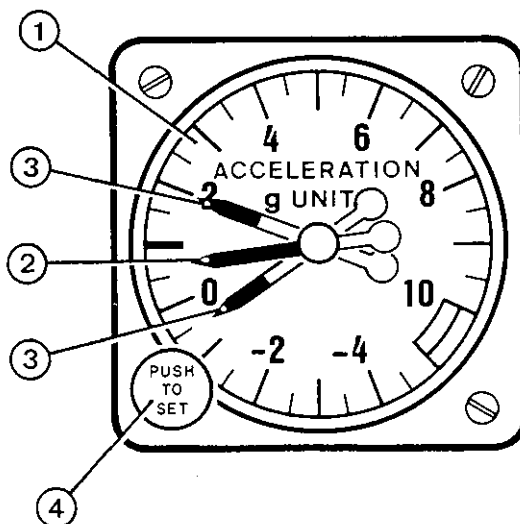
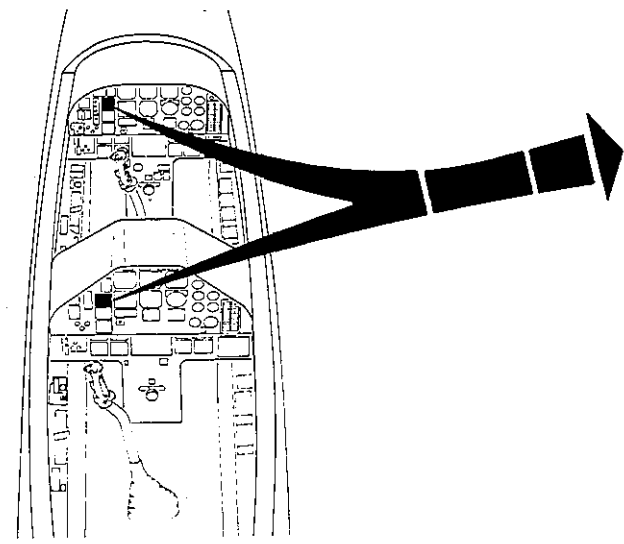


CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Escala de arfagem.	Apresenta em relação ao avião-miniatura, a atitude de arfagem em graus. Quando a atitude se aproximar da vertical, tornam-se visíveis as marcas ++++ (subida) ou ---- (mergulho).
2. Linha do horizonte.	Representa a linha do horizonte.
3. Avião-miniatura.	Representa o avião.
4. Índice de rolamento.	Referência para a determinação de rolamento.
5. Botão de ereção e ajuste.	Quando girado, movimenta verticalmente o avião-miniatura; puxado, energiza o sistema de ereção rápida do giroscópio e, girado para a direita, trava o giro-horizonte.
6. Escala de rolamento.	Apresenta a atitude de rolamento com referência ao índice de rolamento.
7. Bandeira OFF.	Aparece quando o indicador de atitude não está energizado.

Figura 1-42

INDICADOR DE TEMPERATURA DO AR EXTERNO*Figura 1-43*

ACELERÔMETRO



312 MO 017 A

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Escala de fator de carga.	Graduada em unidades de "g" (9,81 m/s ²).
2. Ponteiro indicador.	Indica a razão de subida positiva ou negativa da aeronave.
3. Ponteiros registradores.	Registram o maior fator de carga atingido, tanto positivo como negativo. Permanecem nas posições até serem retornados à posição normal.
4. Botão de retorno.	Quando comprimido, retorna os ponteiros registradores à sua posição normal (1 g).

Figura 1-44

CAPOTA

Uma capota inteira cobre a cabine, sendo fixada à aeronave por meio de dobradiças no lado direito e travas no lado esquerdo.

Um dispositivo de equilíbrio possibilita comandos suaves para abrir e fechar a capota.

A capota é travada manualmente na posição fechada, através de qualquer uma das alavancas situadas à esquerda de cada posto de pilotagem, as quais estão mecanicamente interligadas, ou através de uma alavanca externa situada no lado esquerdo da fuselagem.

Um fino cordão explosivo, ininterrupto, instalado ao longo da moldura da capota, é capaz de rompê-la em caso de emergência. Este cordão pode ser ativado internamente através do acionamento de qualquer um dos comandos localizados em cada posto de pilotagem no lado direito da armação da capota, ou externamente através de qualquer um dos comandos localizados atrás do assento ejetável traseiro, um no lado esquerdo e outro no lado direito da armação da capota, dentro de um compartimento fechado.

Cada um dos comandos externos consiste em um punho conectado a um cabo de, aproximadamente, 5 m de comprimento (aeronaves pré-mod. BS 312-95-0004) ou 3 m de comprimento (aeronaves pós-mod. BS 312-95-0004 ou N/S 312.429 e seguintes).

ATENÇÃO

O sistema de ruptura da capota só deverá ser utilizado no solo.

Em cada comando interno de acionamento do sistema de ruptura está instalado um pino de segurança, para impedir que o sistema seja atuado inadvertidamente. Antes de cada voo, o tripulante de cada posto de pilotagem deve retirar os pinos e colocá-los na bolsa de lona, que está localizada no lado direito da armação da capota, próximo ao painel de instrumentos.

Ao final de cada voo, os pinos devem ser recolocados nos respectivos comandos.

Uma placa divisória presa à capota separa os dois ocupantes e tem por finalidade evitar que estilhaços atinjam o ocupante do posto traseiro, no caso de ruptura da capota. Uma ferramenta de ruptura da capota, localizada na estrutura da capota, no lado direito de cada posto de pilotagem, serve como instrumento alternativo para romper a capota, em caso de ocorrer um pouso anormal e a fuselagem estar deformada, a ponto de impedir a abertura da capota pelo procedimento normal e se houver impossibilidade de detonar o cordão explosivo.

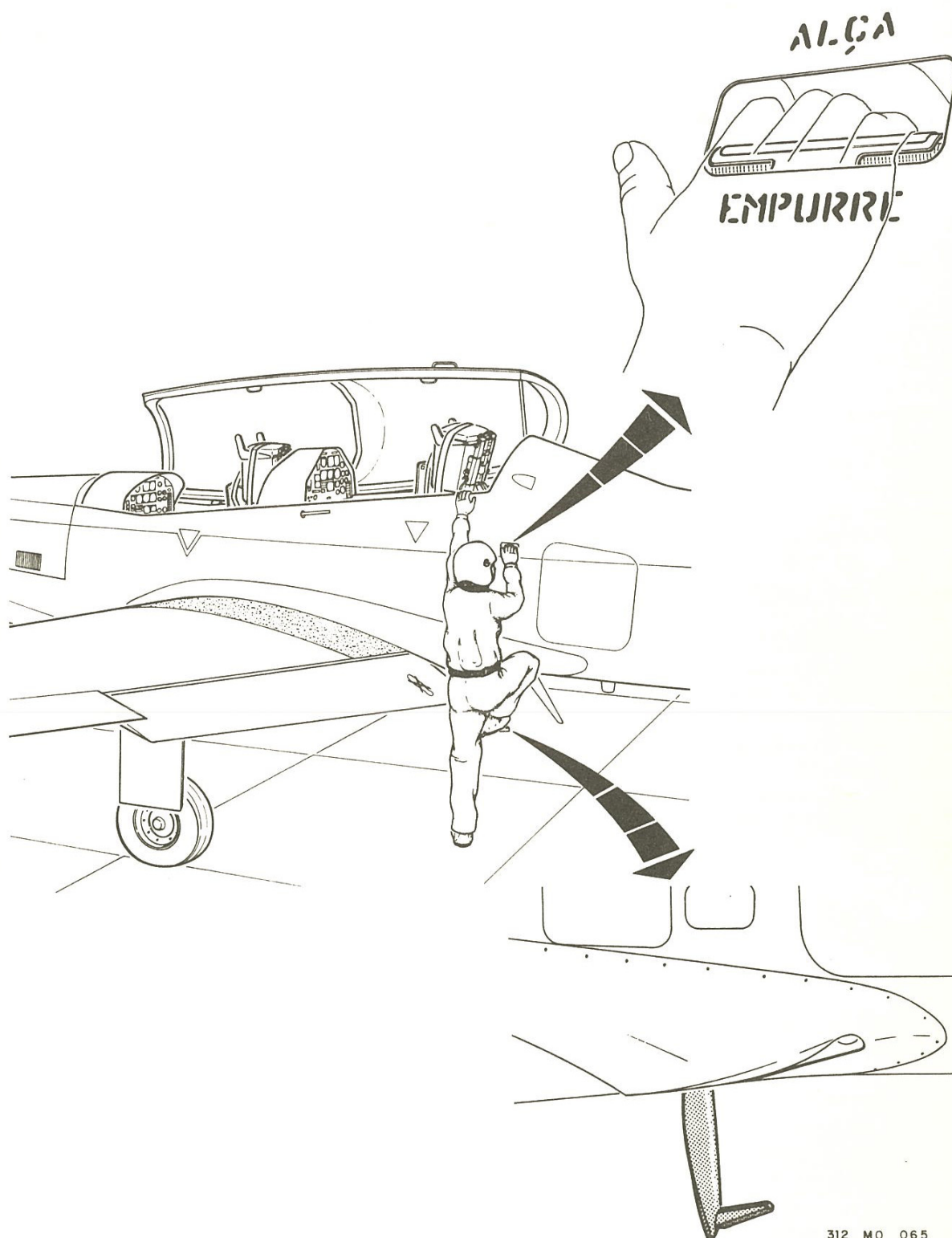
Para a utilização desta ferramenta, o piloto deve colocar as luvas antes de pegá-la, para evitar arranhar as mãos e posteriormente retirar o pino de fixação da ferramenta de ruptura.

Segurando a ferramenta firmemente com as duas mãos, o piloto deve golpear a capota com violência no sentido perpendicular à superfície e, de preferência, em uma região já fragilizada (trincada ou quebrada), até obter uma abertura suficiente para permitir sua saída.

Nota

Para maior segurança e eficiência na utilização da ferramenta de ruptura, o piloto deve manter o corte da lâmina voltada para si.

ACESSO A CABINE



312 MO 065

Figura 1-45

CONTROLES E INDICADORES DA CAPOTA

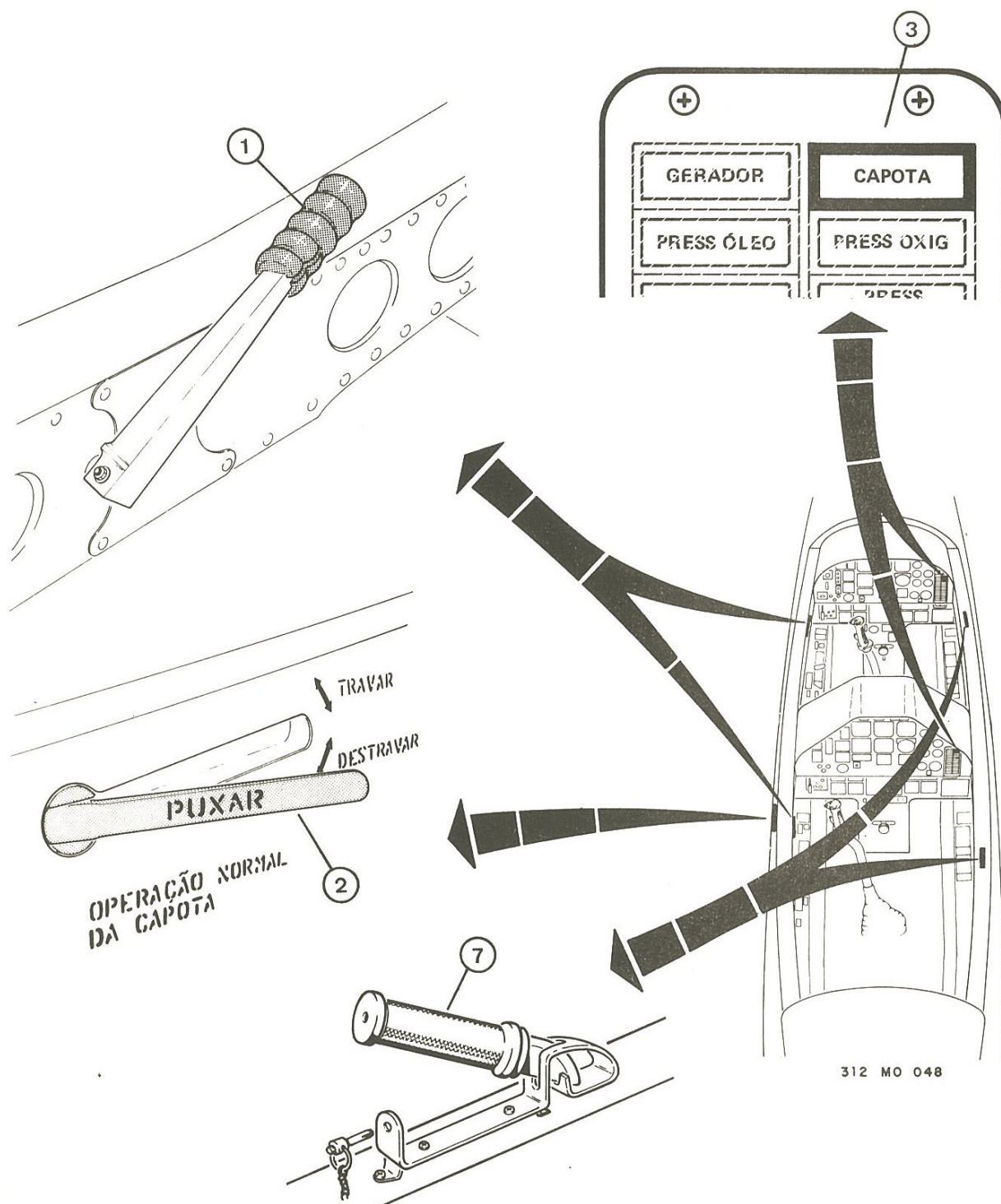


Figura 1-46 (Folha 1 de 3)

CONTROLES E INDICADORES DA CAPOTA

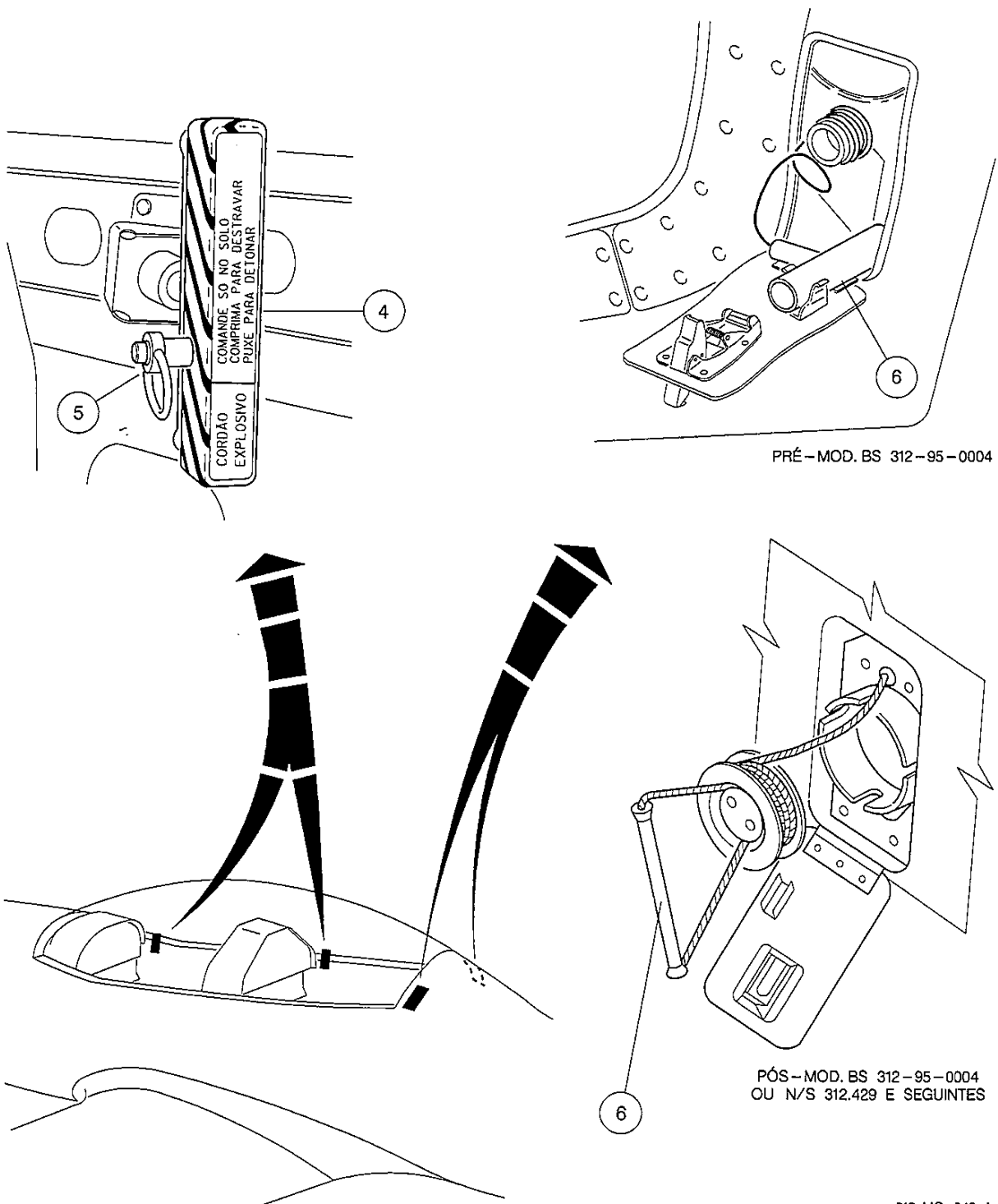


Figura 1-46 (Folha 2 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Alavancas internas de travamento da capota.	Para a frente - Travam a capota. Para trás - Destravam a capota.
2. Alavanca externa de travamento da capota.	Para cima - Trava a capota. Para baixo - Destrava a capota.
3. Luzes CAPOTA.	Quando acesas, indicam que a capota está destravada.
4. Botão de retorno.	Comandos internos de ruptura da capota.
5. Pinos de segurança.	Quando inseridos, impedem que o sistema de ruptura da capota seja acionado. Devem ser retirados antes de cada voo e recolocados logo após o voo.
6. Comandos externos de ruptura da capota.	Quando atuado qualquer um dos punhos, aciona o sistema de ruptura da capota. Nota • Antes de puxar o punho, verifique que o cabo esteja totalmente desenrolado. • Nas aeronaves pré-mod. BS 312-95-0004, o cabo deve ser puxado perpendicularmente ao eixo longitudinal da aeronave
7. Ferramenta de ruptura da capota.	Utilizada para romper a capota, se os outros métodos de abertura falharem

Figura 1-46 (Folha 3 de 3)

ASSENTO EJETÁVEL

A aeronave está equipada com dois assentos ejetáveis Martin Baker MK BR8LC, capazes de ejeção com sucesso ao nível da pista em velocidades superiores a 70 KIAS, com a finalidade de proporcionar aos tripulantes abandono rápido e seguro da aeronave, em caso de emergência.

O conjunto do assento ejetável consta dos seguintes componentes: bacia do assento, encosto, alojamento dos pára-quedas, pistola drogue, unidade barostática de retardo, sistema de amarração, sistema de disparo, sistema manual de sobrepujamento da unidade barostática, sistema de oxigênio de emergência, conjunto de sobrevivência e um dispositivo de regulação vertical.

SISTEMA DE AMARRAÇÃO

Este sistema consiste em um conjunto de suspensório, correias de amarração do piloto ao assento, uma fivela e fitas de restrição das pernas.

O conjunto de suspensório consiste em uma carretilha inercial fixada às colunas do assento e às correias de ombro.

A carretilha inercial possui um dispositivo, cujo comando está localizado no lado esquerdo do assento, que permite travar a mesma.

Na posição travada, alavanca atuada para trás, o mecanismo interno da carretilha opera de modo a permitir o movimento das correias somente para trás. Na posição destravada, alavanca atuada para a frente, o mecanismo interno permite o movimento livre das correias. Em caso de desacelerações longitudinais elevadas, o mecanismo impede a projeção do tripulante para a frente.

A carretilha inercial possui, ainda, uma unidade de retração que recolhe as correias de ombro, forçando o tripulante de encontro ao encosto, quando é comandada a ejeção.

As correias de amarração do tripulante ao assento estão fixadas nas laterais da parte traseira do assento.

As cintas das pernas devem ser colocadas e ajustadas logo abaixo do joelho, como mostrado na figura 1-49.

Nota

Os anéis das cintas devem ficar voltados para a parte frontal e os conectores de engate para a parte interna das pernas.

Uma das extremidades de cada fita de restrição das pernas deverá passar por dentro dos anéis da cinta, no sentido de dentro para fora, e conectada respectivamente nas laterais do assento, antes de cada voo.

As outras extremidades são fixadas no piso da aeronave através dos respectivos pinos cisalháveis e de desengate rápido.

Uma alavanca localizada à esquerda do assento permite liberar manualmente as extremidades das fitas de restrição das laterais do assento.

As fitas de restrição devem ser ajustadas, comprimindo-se a alavanca de liberação das respectivas unidades de travamento, deixando uma folga suficiente para que as pernas possam ser movimentadas livremente durante o voo.

As fitas de restrição tem a função de imobilizar as pernas quando o ocupante do assento é exposto ao fluxo de ar externo após a ejeção.

Durante a fase inicial da ejeção, as pernas do ocupante são trazidas, por inércia, de encontro ao assento, devido ao deslocamento vertical do conjunto, sendo então imobilizadas pelas fitas de restrição.

Após ocorrer a separação assento/piloto, os pontos de fixação do suspensório, das correias de amarração, das fitas de restrição das pernas (nas laterais do assento) e da fita de "g" negativo (fivela), são comandados de modo a possibilitar a separação do conjunto tripulante/assento.

COLOCAÇÃO DO ARNÊS

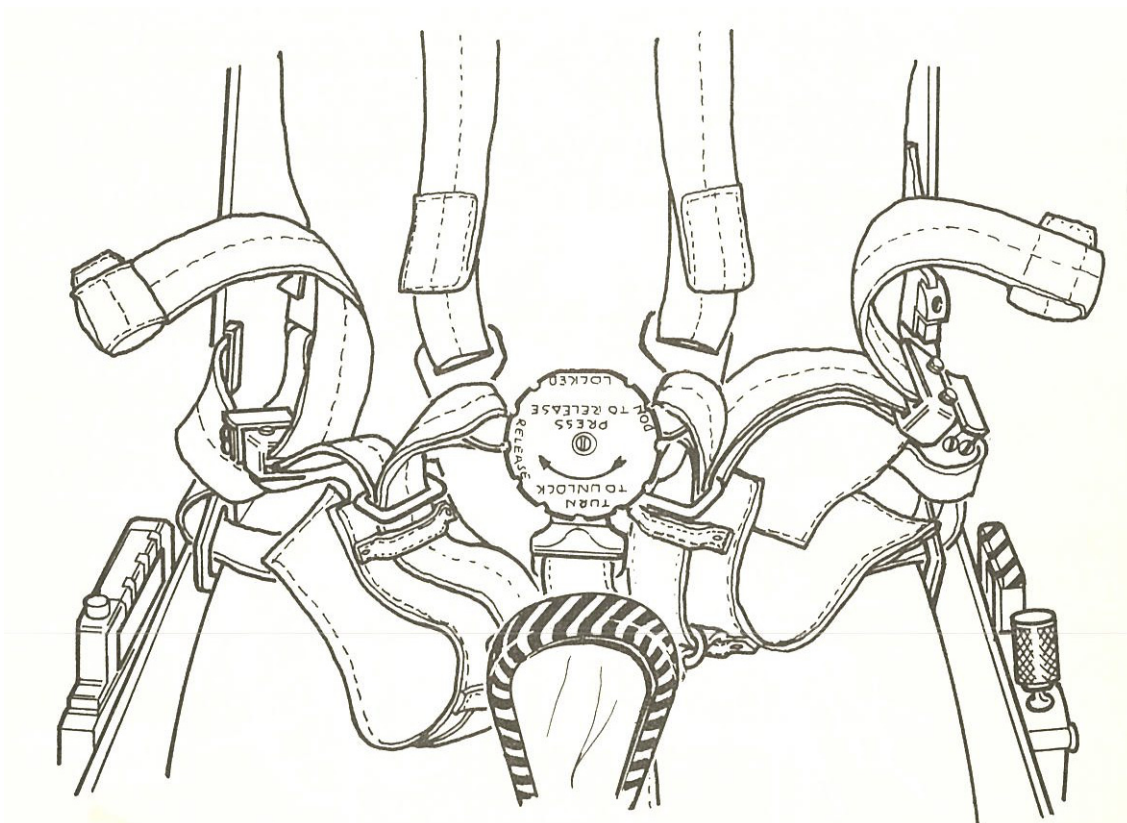
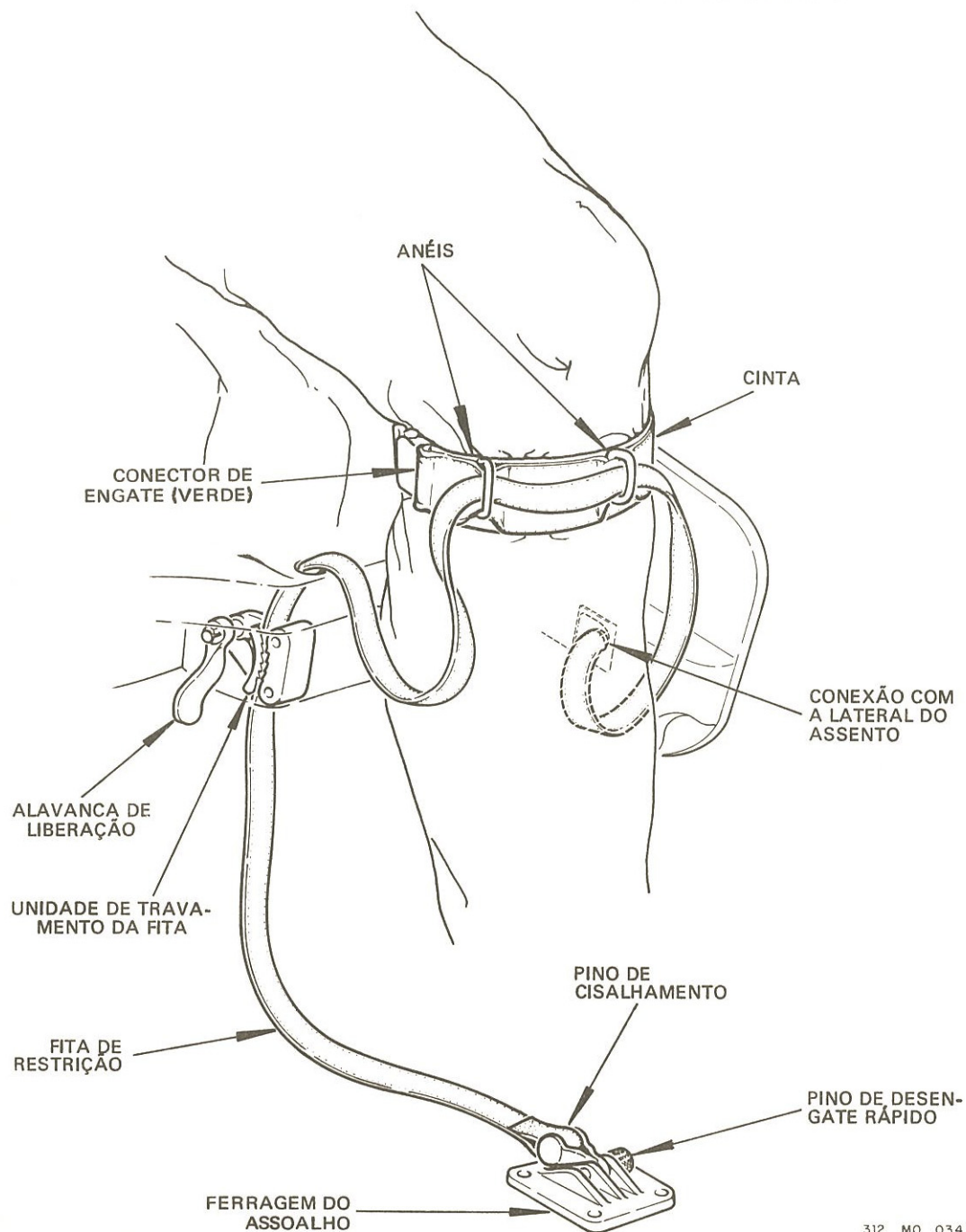


Figura 1-48

SISTEMA DE RESTRIÇÃO DAS PERNAS

NOTA

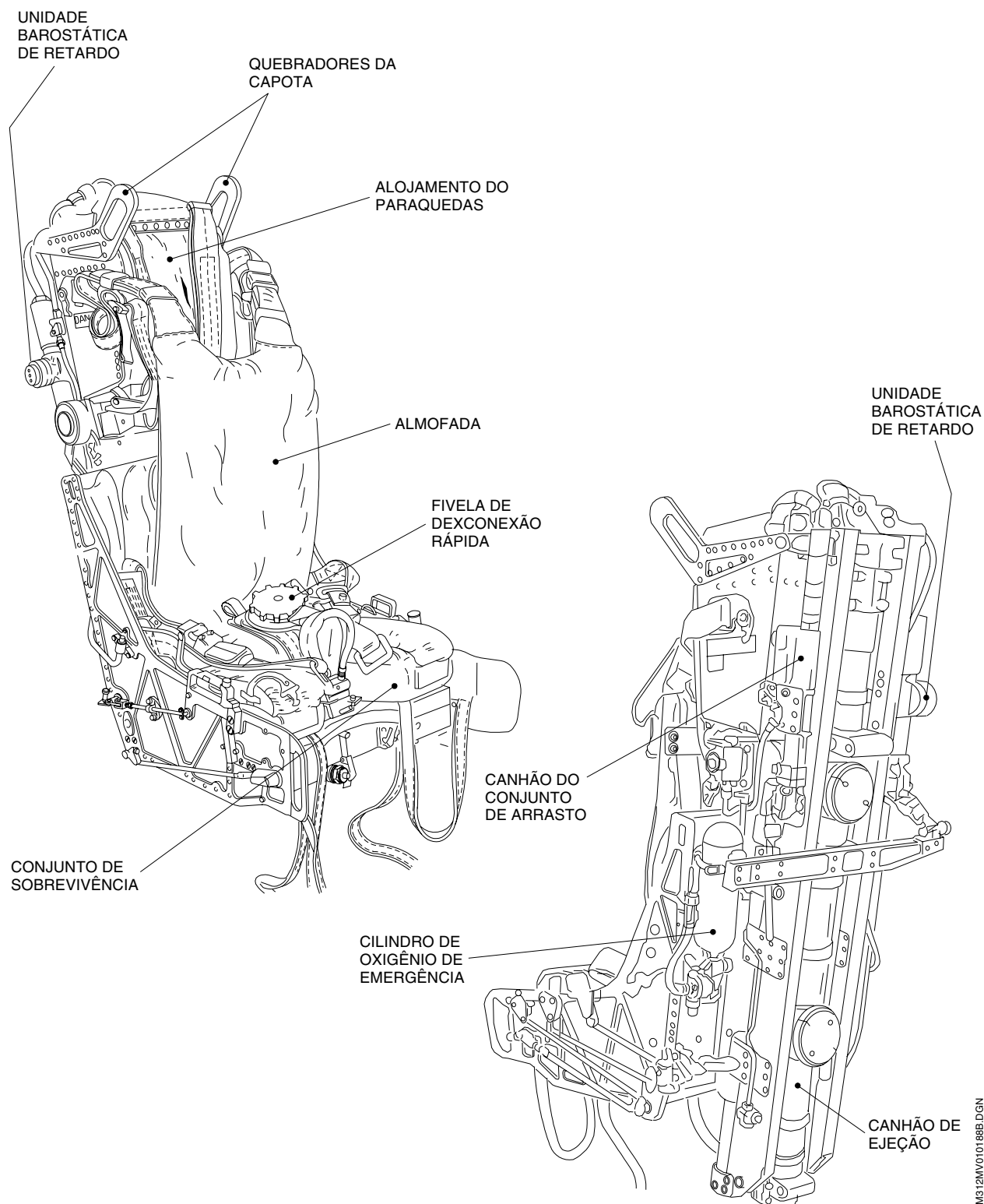
A DISTÂNCIA RECOMENDADA ENTRE O CENTRO DO JOELHO E A LINHA DE CENTRO DA CINTA É DE APROXIMADAMENTE 15 cm.



312 MO 034 A

Figura 1-49

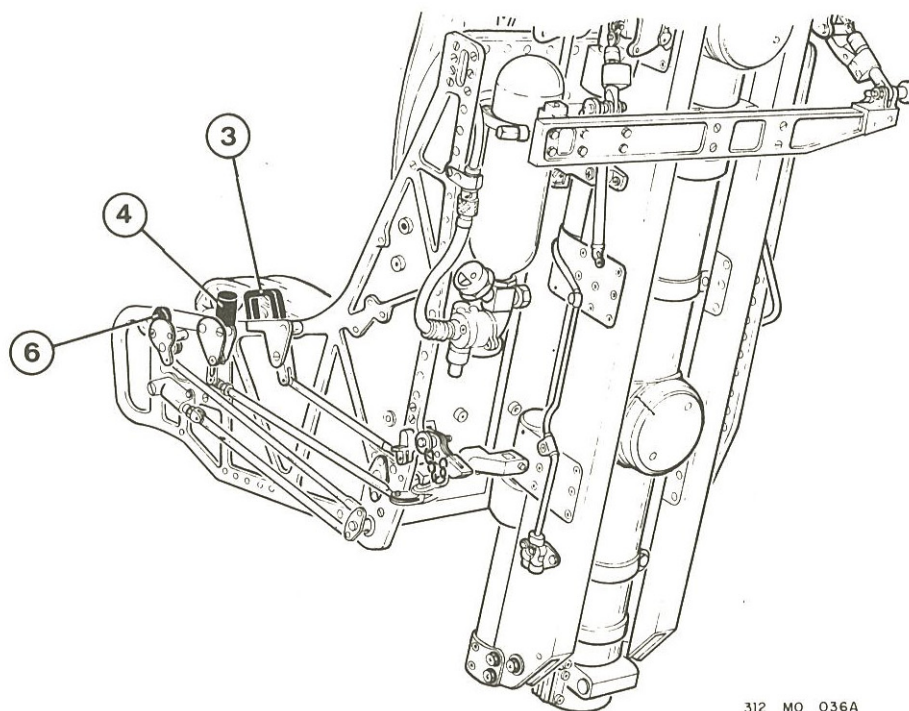
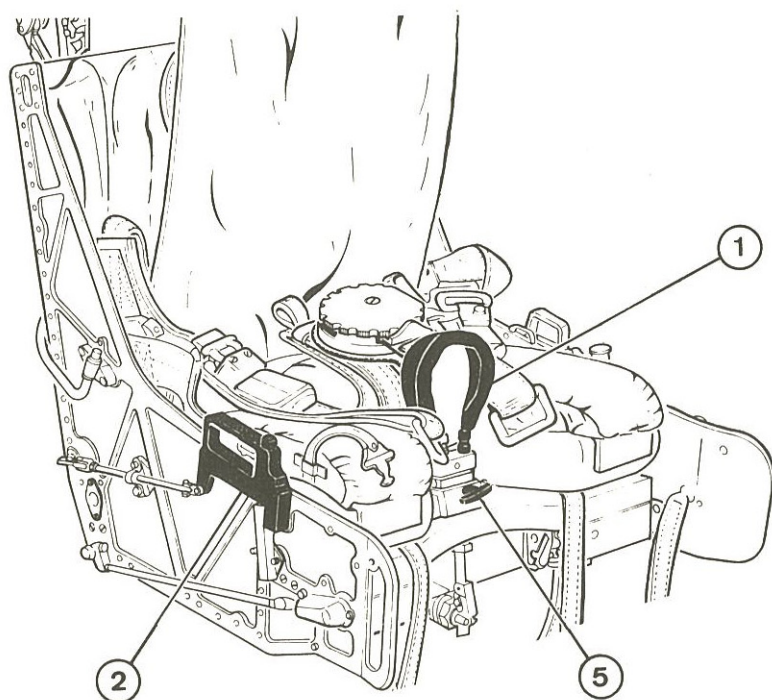
ASSENTO EJETÁVEL



EM312MVO10188B.DGN

Figura 1-50

COMANDOS DO ASSENTO EJETÁVEL



312 MO 036A

Figura 1-51 (Folha 1 de 3)

COMANDO DE REGULAGEM DO ASSENTO EJETÁVEL

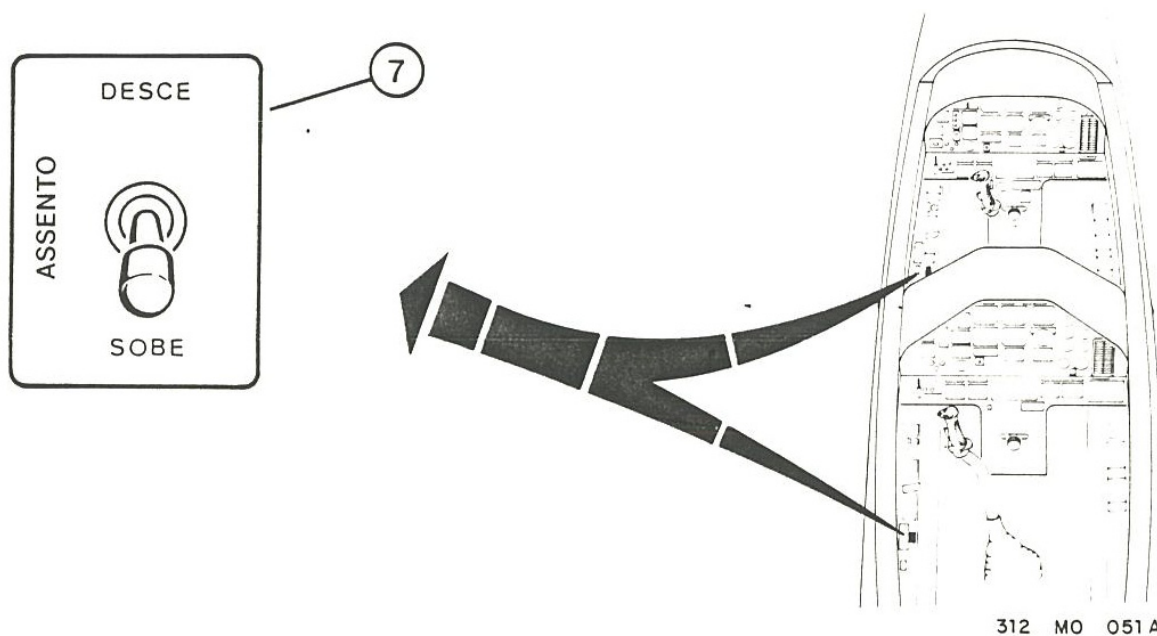


Figura 1-51 (Folha 2 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Punho de disparo.	Quando puxado, inicia a sequência de ejeção.
2. Punho do sistema manual de sobrepujamento da unidade barostática.	Usado em caso de falha da unidade barostática de retardo e/ou da pistola droque na sequência normal de ejeção; quando puxado, permite comandar a abertura dos pára-quedas (estabilizador/extrator e principal) e a separação assento/tripulante após a ejeção. Para puxar o punho, é necessário apertar simultaneamente o botão situado em sua parte superior.
3. Comando do sistema de oxigênio de emergência.	Quando puxado, ativa o sistema de oxigênio de emergência. É usado somente em caso de falha do sistema de oxigênio do avião ou após uma ejeção, no caso de falha de ativação automática do sistema.
4. Trava da carretilha inercial.	Toda à frente - Permite a atuação da carretilha inercial. Toda atrás - A carretilha impede a movimentação do piloto para a frente.
5. Pino de segurança do punho de disparo.	Quando inserido, evita que o punho de disparo seja atuado inadvertidamente.
6. Comando de liberação das fitas de restrição das pernas.	Quando acionado, permite soltar as fitas de restrição das pernas.
7. Interruptor de regulação do assento.	Quando acionado, permite regular a posição do assento, no eixo vertical. Nota • Não acione o interruptor de regulação do assento continuamente, por mais de 1 minuto. Se o interruptor for acionado por 1 minuto, um intervalo de 8 minutos deve ser observado até o próximo acionamento. • Um procedimento prático para o posicionamento dos ocupantes dos assentos é o de deixar no mínimo um espaço entre a parte superior do capacete e a capota, suficiente para passar uma mão cerrada (para ambos os postos de pilotagem). Este procedimento visa manter a distância capota/capacete maior que a distância capota/quebradores.

Figura 1-51 (Folha 3 de 3)

SISTEMA DE EJEÇÃO

Este sistema tem por finalidade disparar o canhão de ejeção do assento e acionar a unidade de retração do suspensório, no sentido de forçar o tripulante de encontro ao encosto do assento, mantendo-o na posição correta de ejeção.

Este sistema possui os seguintes componentes: um punho de disparo, uma carga explosiva detonada por percussão, unidade de retração do suspensório, iniciador do canhão e canhão telescópico de três estágios.

O punho de disparo e a carga explosiva estão localizados na parte inferior dianteira do assento.

O tubo externo do canhão de ejeção é fixado à estrutura da aeronave em dois pontos e incorpora os trilhos, sobre os quais o conjunto do assento desloca-se durante a ejeção. O tubo intermediário tem a função de aumentar o curso do canhão de ejeção. O tubo interno possui em sua extremidade um dispositivo-trava, que o prende à viga horizontal superior da estrutura-suporte do assento.

O canhão é equipado com três cargas explosivas, uma principal e duas auxiliares.

A carga explosiva principal está localizada na parte mais alta do canhão, no tubo interno, e é detonada por percussão. As cargas auxiliares estão localizadas no tubo externo e são detonadas pelos gases quentes provenientes da ignição da primeira carga.

Quando a carga explosiva principal é detonada, pressuriza o canhão e causa o deslocamento do assento.

A distensão dos tubos interno e intermediário expõe primeiramente a carga auxiliar inferior e posteriormente a superior, para manter o empuxo na ejeção.

A unidade de retração dos ombros está localizada no interior da carretilha e constitui-se de um pistão e de um eixo helicoidal. O eixo helicoidal tem suas extremidades presas ao eixo de atuação da carretilha e o pistão atua o eixo helicoidal.

PINOS DE SEGURANÇA DO ASSENTO

O assento ejetável é equipado com cinco pinos de segurança, sendo quatro para execução de tarefas de manutenção e um para operação da aeronave no solo.

Para remover ou instalar os pinos, é necessário pressionar o botão incorporado no pino.

PINOS DE SEGURANÇA DE MANUTENÇÃO

Os pinos de segurança de manutenção, para uso do pessoal de terra, são presos às fitas de identificação e estas são fixadas a uma fita única, todas de cor vermelha. Os pinos de manutenção são os seguintes:

- Pino de segurança da pistola drogue.
- Pino de segurança da unidade barostática.
- Pino de segurança do sistema de sobrepujamento da unidade barostática.
- Pino de segurança da unidade de disparo (aeronaves pós-mod BS 312-095-0001 ou N/S 312.401 e seguintes).

PINO DE SEGURANÇA DO PUNHO DE DISPARO

O pino de segurança do punho de disparo, para uso do piloto, tem a função de evitar o comando inadvertido de ejeção no solo. O pino deve ser inserido na parte dianteira da bacia do assento, atravessando o punho de disparo e impossibilitando o seu acionamento.

O pino de segurança só deve ser removido do assento antes da decolagem, e recolocado logo após o pouso, ao livrar a pista.

Nas aeronaves pré-mod BS 312-095-0002, após removido do assento, o pino de segurança deve ser guardado na bolsa de lona instalada na lateral direita de cada posto de pilotagem.

Nas aeronaves pós-mod BS 312-095-0002 ou N/S 312.369 e seguintes, após ser removido do assento, o pino de segurança deve ser inserido no alojamento próprio localizado no console direito de cada posto de pilotagem. Ao ser inserido no alojamento, o pino aciona um microinterruptor interno que interrompe a alimentação da luz âmbar PINO ASSENTO, no painel múltiplo de alarmes. A luz PINO ASSENTO, quando acesa, alerta o piloto de que o pino de segurança não está inserido no alojamento, e certamente não foi removido do assento.

PÁRA-QUEDAS

O assento está equipado com pára-quedas aerocônico que se caracteriza por uma abertura não explosiva, porém rápida. Este pára-quedas pode ser dirigido através de duas linhas de direção que comandam a abertura de dois painéis existentes no velame.

SISTEMA MANUAL DE SOBREPULAMENTO DA UNIDADE BAROSTÁTICA

O punho de sobrepulamento, localizado no lado direito do assento, permite, quando atuado:

- Detonar a carga secundária da pistola drogue, no caso da carga primária haver falhado;
- Detonar a carga da unidade barostática (sobrepulando sua cápsula aneróide), abrindo a tesoura do assento para soltar o pára-quedas estabilizador/extrator;
- Comandar a abertura do pára-quedas principal; e
- Soltar os pontos de amarração assento/tripulante.

Este sistema é interligado com o mecanismo de disparo, de forma que não é possível a atuação do punho de sobrepulamento enquanto o punho de disparo estiver totalmente alojado.

Nota

O punho de sobrepulamento da unidade barostática só deve ser usado se, após a ejeção normal, ocorrer uma falha da unidade barostática.

CONJUNTO DE SOBREVIVÊNCIA

O conjunto de sobrevivência está colocado dentro da bacia do assento e prende-se ao arnês do pára-quedas por duas fivelas de desconexão rápida.

A aeronave pode ser equipada com um conjunto de sobrevivência específico para selva ou para mar.

O conjunto possui uma linha de abaixamento (4,6 m de comprimento) que deve ser conectada ao arnês do pára-quedas (selva) ou ao colete salva-vidas (mar). Após a ejeção, o conjunto pode ser solto, liberando-se uma das fivelas de desconexão rápida, ficando pendurado pela linha de abaixamento.

SEQÜÊNCIA DE EJEÇÃO

A ejeção é iniciada quando o ocupante da cadeira puxa o punho de comando de ejeção, o que detona o cartucho de iniciação do sistema de disparo. Os gases produzidos provocam a detonação da carga explosiva da unidade de retração do suspensório. Este recolhimento se completa em, no máximo, 0,2 segundo. Os mesmos gases provocam também a detonação da carga explosiva principal de ejeção e o assento inicia seu movimento, o que provoca o recolhimento e a retração das pernas do ocupante, desliga as conexões elétricas e de oxigênio, ativa o sistema de oxigênio de emergência, atravessando, então, a capota.

Os quebradores da capota tem a função de romperem a capota, permitindo assim que a ejeção seja efetuada sem comprometer a integridade física do ocupante do assento.

Ao ser deslocado inicialmente o assento, tanto a unidade barostática de retardo quanto a pistola drogue são ativadas. Meio segundo após sua ativação, o cartucho primário da pistola drogue é detonado, impulsionando um pistão metálico que retira do seu alojamento o pára-quedas estabilizador/extrator, que se abre, estabilizando o assento. A unidade barostática de retardo age 1,5 segundo após ser ativada, liberando o assento do pára-quedas estabilizador/extrator. A força exercida pelo pára-quedas estabilizador/extrator é então transferida ao pára-quedas principal, extraindo-o do alojamento; simultaneamente, são liberados os suspensórios e as correias de amarração, ficando o piloto preso ao assento apenas por cliques que se soltam com o choque de abertura do pára-quedas principal, provocando a separação entre o assento e o tripulante.

A seqüência descrita acima é válida para ejeção abaixo de 16400 ft. Acima de 16400 ft, a separação assento/tripulante é retardada até 16400 ft, quando se recai no caso descrito anteriormente.

A unidade barostática de retardo poderá ser regulada, pela manutenção, para altitudes diferentes de 16400 ft, em caso de operações específicas.

PINOS DE SEGURANÇA DE MANUTENÇÃO

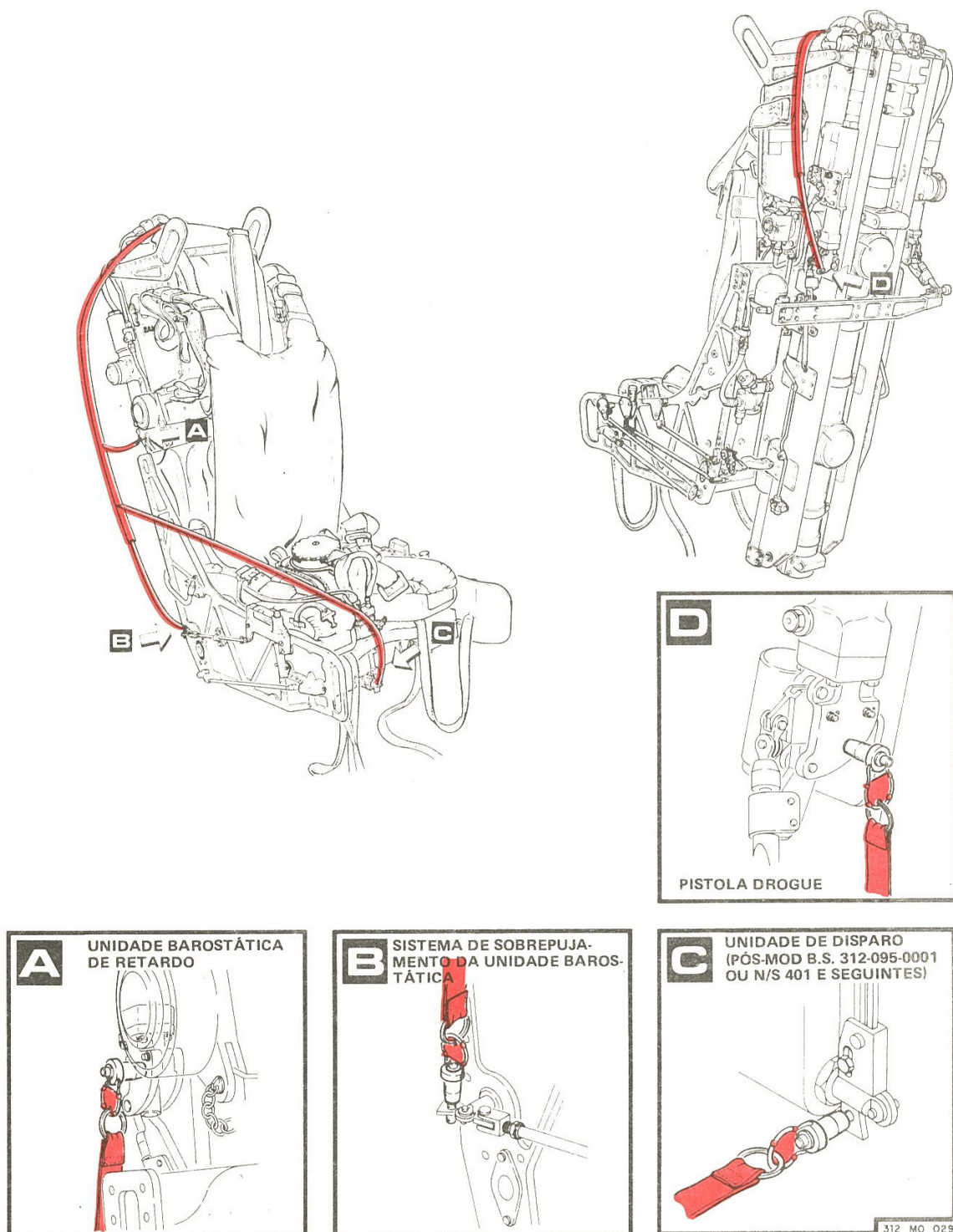
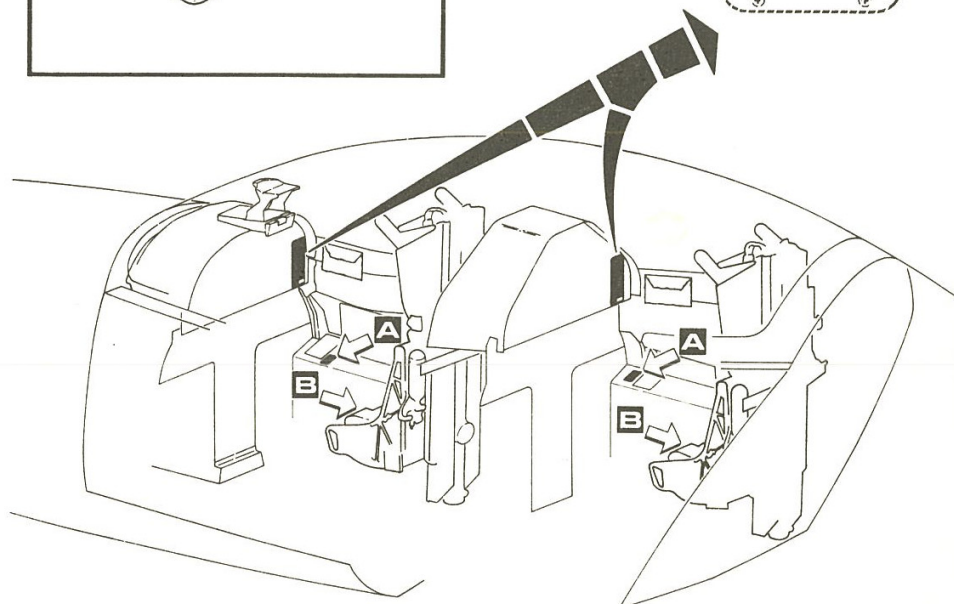


Figura 1-52

PINO DE SEGURANÇA DO PUNHO DE DISPARO



312 MO 698

Figura 1-53

PÁRA-QUEDAS GQ AEROCÔNICO

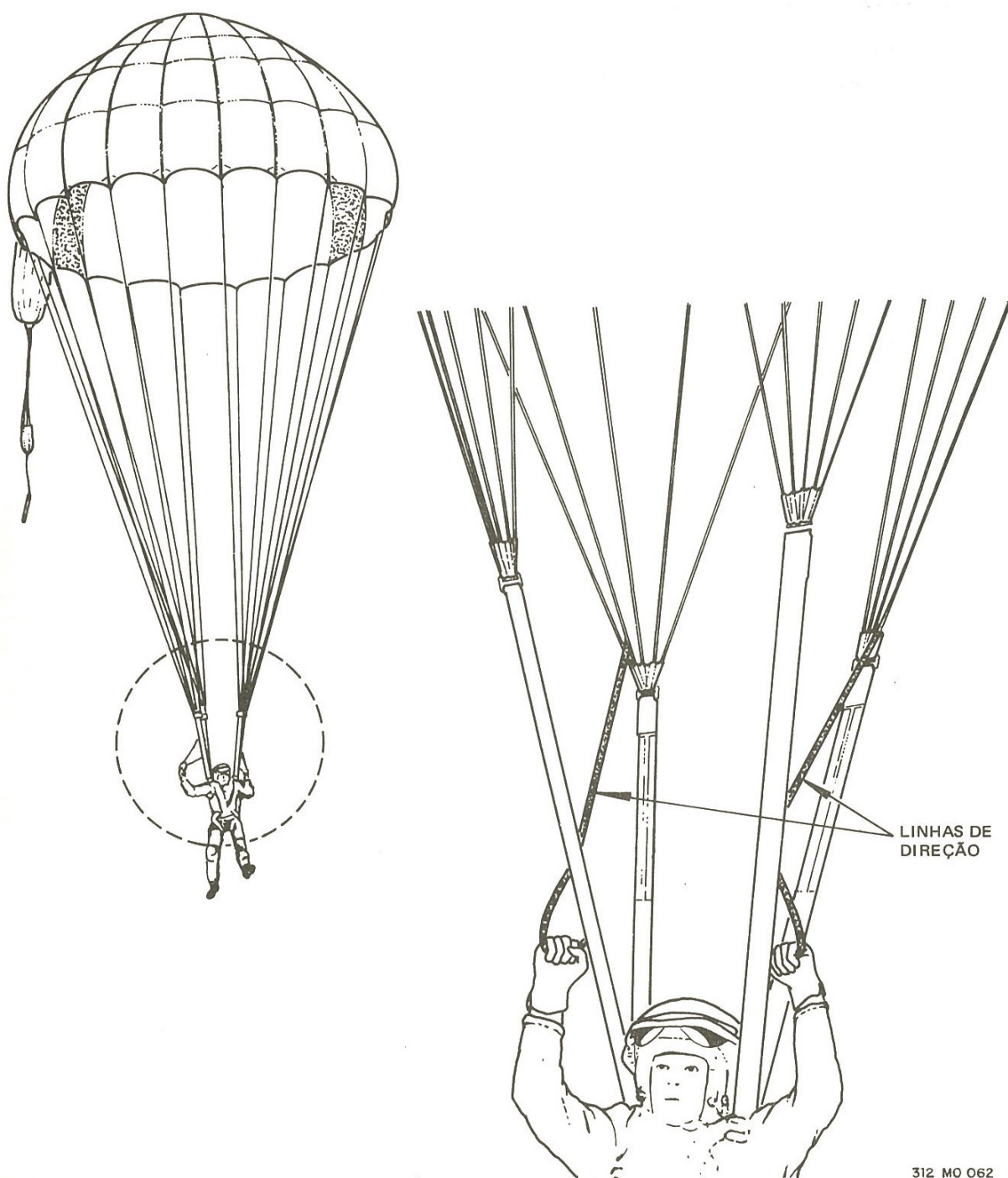
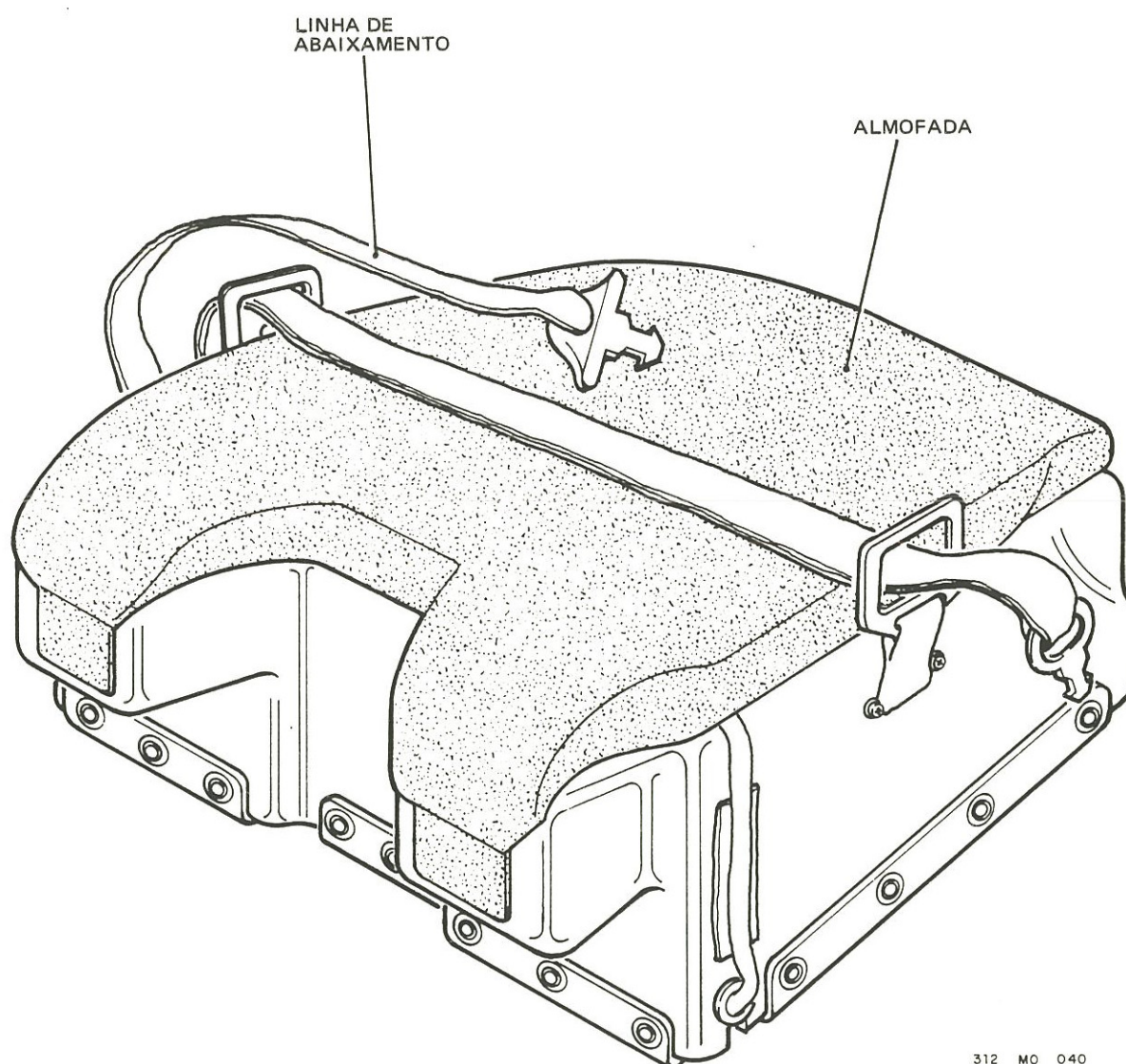


Figura 1-54

CONJUNTO DE SOBREVIVÊNCIA



312 MO 040

Figura 1-55

SISTEMA DE AR CONDICIONADO

O avião possui um sistema de ar condicionado, que permite climatizar os postos de pilotagem, fornecendo tanto ar frio como ar quente, sendo também possível ventilar a cabine, usando apenas ar externo.

AR REFRIGERADO

O ar refrigerado é provido por um ciclo de refrigeração, onde um fluido (HFC-134a) Pós-Mod BS312-21-0019-03 sofre uma série de mudanças de estado, de modo a absorver a energia térmica da cabine e transferi-la para o exterior. O compressor é acionado pelo motor, através de uma polia/correia e de uma embreagem eletromagnética comandada por uma caixa de controle. Esta embreagem acopla e desacopla o compressor ao motor, de maneira a adequar o sistema à temperatura sentida por um bulbo e à solicitação da tripulação.

A distribuição de ar refrigerado é promovida por um ventilador que recircula o ar da cabine, captando-o atrás do posto traseiro de pilotagem, succionando-o através do evaporador e dirigindo-o para um "plenum", de onde é redistribuído na cabine por saídas reguláveis, que dirigem o fluxo para a parte superior do corpo e para os pés dos tripulantes.

AQUECIMENTO

O ar aquecido é obtido por sangria do compressor do motor e também é dirigido para o "plenum", para ser distribuído pelas mesmas saídas reguláveis anteriormente descritas.

O ar de sangria é controlado por uma válvula atuada mecanicamente no painel de ar condicionado. Este mesmo ar deve ser sempre misturado com o ar do interior da cabine ou com o ar externo de ventilação, para manter uma temperatura agradável dentro da cabine.

VENTILAÇÃO

A cabine pode ser ventilada pelo ar externo, que é captado através de uma entrada de ar NACA e dirigido para o "plenum". A ventilação é controlada por uma válvula tipo borboleta, atuada mecanicamente no painel de ar condicionado.

Uma válvula-flape, montada na saída do ventilador de recirculação, evita que o ar de ventilação penetre na cabine através do evaporador, no sentido contrário ao fluxo normal.

O ar de ventilação também é introduzido através das mesmas saídas utilizadas para a refrigeração e para o aquecimento.

PROTEÇÕES

O sistema de refrigeração possui proteção contra formação de gelo, no evaporador, e contra baixa pressão e alta pressão, no circuito de refrigeração. Caso ocorra uma condição de sobrepressão no circuito e a proteção contra alta pressão falhe, o sistema de refrigeração elimina o fluido refrigerador para o exterior, através de uma válvula de alívio.

As proteções contra alta pressão e baixa pressão no circuito de refrigeração e contra formação de gelo no evaporador provocam o desligamento da embreagem eletromagnética, através da caixa de controle. O rearmamento do sistema de refrigeração é automático nos casos de formação de gelo no evaporador e baixa pressão no circuito de refrigeração, desde que cesse a causa da falha. No caso de alta pressão no circuito de refrigeração, é requerida a intervenção do piloto para rearmar o sistema.

O sistema de refrigeração também possui proteção para o caso de voo invertido. Esta proteção faz com que a embreagem eletromagnética seja desacoplada após a aeronave permanecer 10 segundos nessa condição. O rearmamento para esse caso é automático e é efetuado quando a aeronave assumir uma condição normal de voo.

As aeronaves Pós-Mod. BS 312-21-0012 ou N/S 312385 e seguintes são equipadas com um separador de óleo instalado entre o compressor e o condensador, para retirar as gotículas de óleo que eventualmente tenham contaminado o ar durante o processo de compressão.

DESEMBAÇAMENTO

O sistema de distribuição de ar incorpora várias saídas não reguláveis de ar, junto à superfície da capota, no posto dianteiro de pilotagem, que evitam o embaçamento da capota

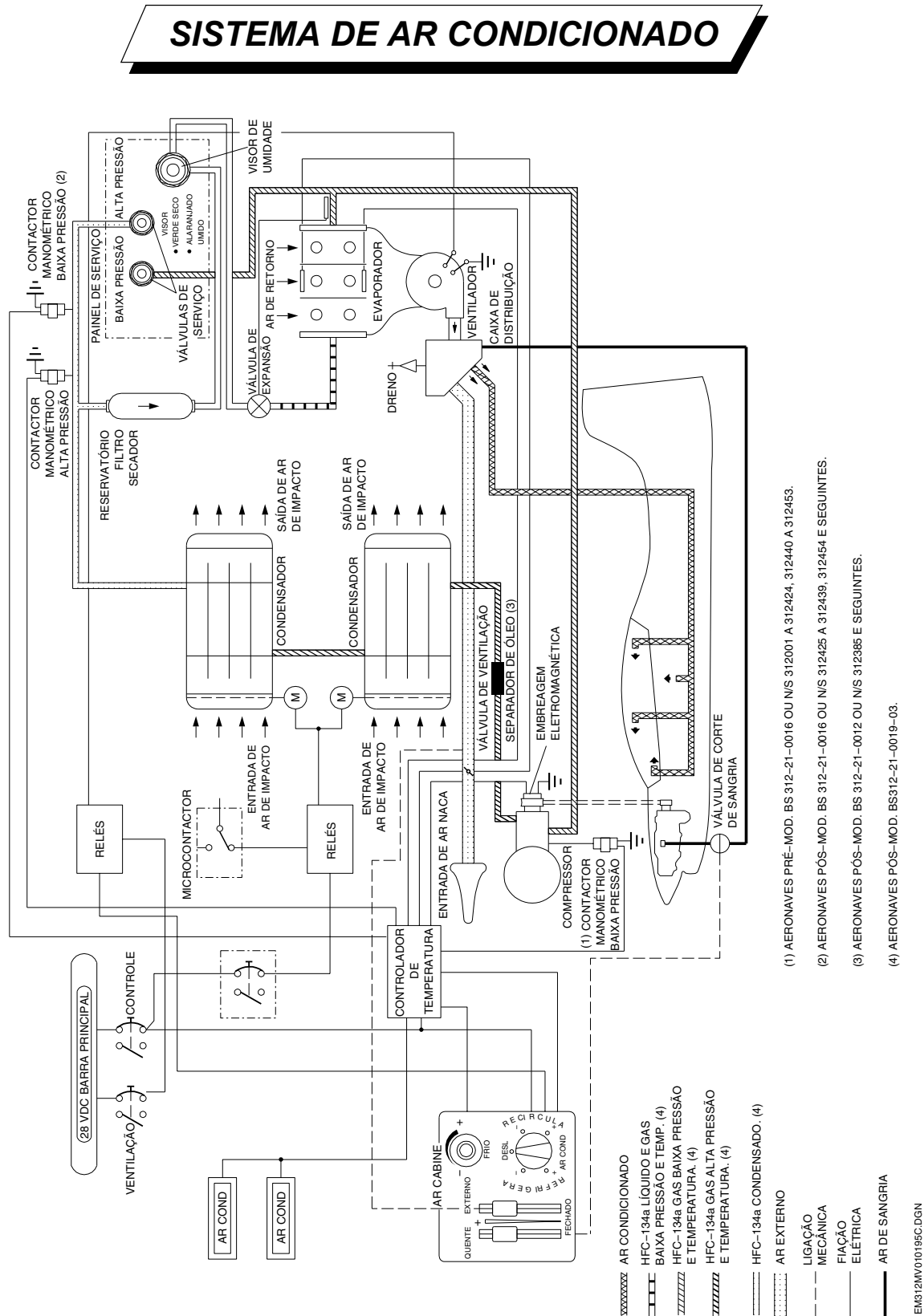
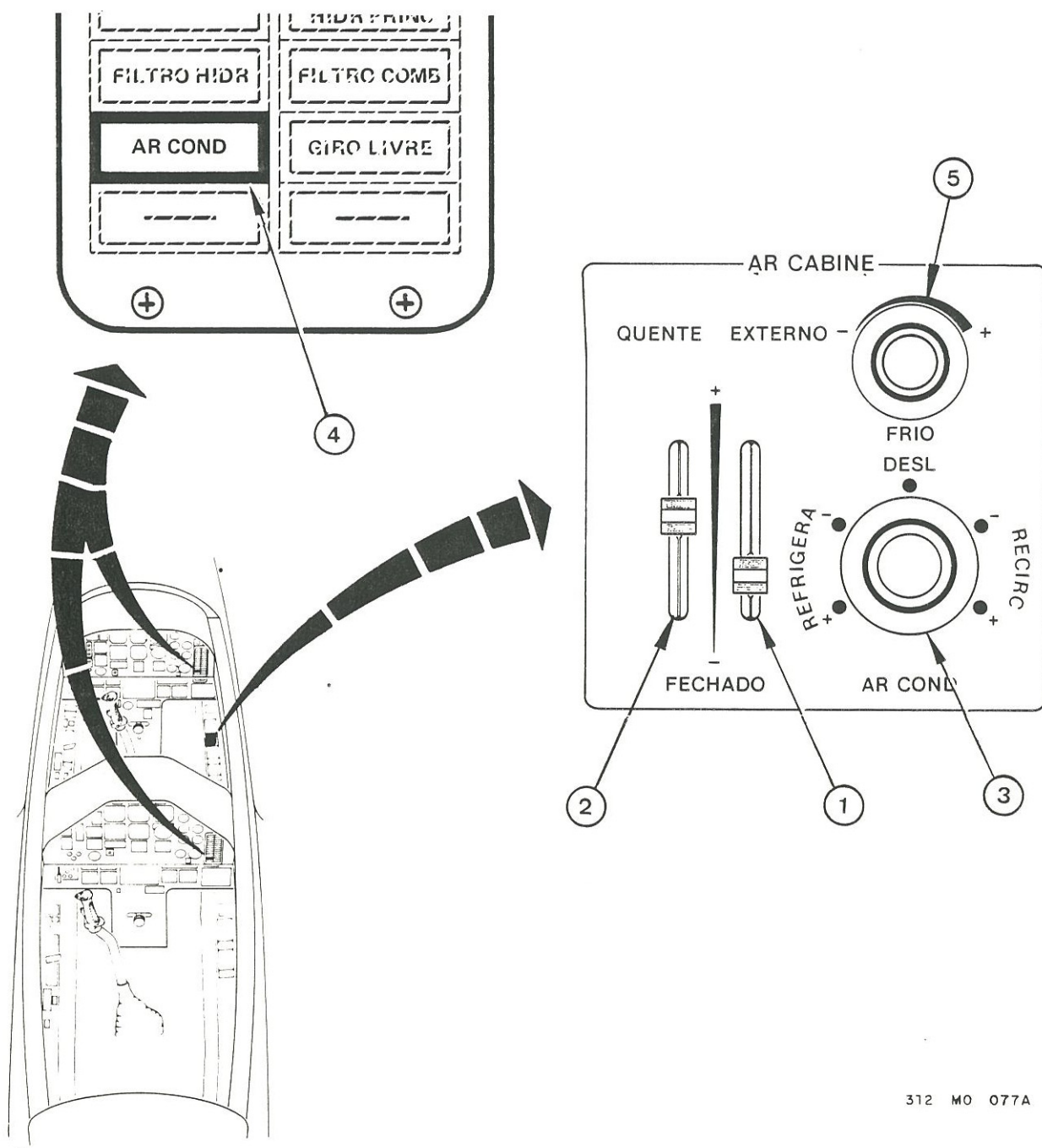


Figura 1-56

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE AR CONDICIONADO



312 MO 077A

Figura 1-57 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Alavanca de controle EXTERNO.	Comanda a posição da válvula do ar externo de ventilação.
2. Alavanca de controle QUENTE.	Usado em caso de falha da unidade barostática de retardo e/ou da pistola droque na seqüência normal de ejeção; quando puxado, permite comandar a abertura dos pára-quedas (estabilizador/extrator e principal) e a separação assento/tripulante após a ejeção. Para puxar o punho, é necessário apertar simultaneamente o botão situado em sua parte superior.
3. Seletor de refrigeração.	DESL - Mantém todo o sistema de refrigeração desligado. RECIRC - Energiza o ventilador de recirculação. São disponíveis duas velocidades. REFRIGERA - Liga o ventilador de recirculação e a unidade de refrigeração (desde que o seletor de temperatura esteja ligado). São disponíveis duas velocidades para o ventilador.
4. Luzes AR COND.	Acendem, indicando que a unidade de refrigeração foi desenergizada devido à alta pressão. Torna-se necessário retornar o controle de refrigeração para DESL, para que a unidade de refrigeração possa ser religada.
5. Seletor de temperatura.	Permite o controle da temperatura interna da cabine. Totalmente girado no sentido anti-horário, desativa o sistema de refrigeração. Entretanto, se o seletor de refrigeração estiver na posição REFRIGERA e a temperatura na cabine aumentar consideravelmente, a unidade de refrigeração será automaticamente ligada pelo termostato localizado no evaporador. Movido no sentido horário, ativa o sistema de refrigeração (desde que o seletor de refrigeração esteja em REFRIGERA) e permite diminuir a temperatura da cabine.

Figura 1-57 (Folha 2 de 2)

EQUIPAMENTO DE COMUNICAÇÃO E NAVEGAÇÃO

A lista do equipamento de comunicação e navegação instalado no avião encontra-se na tabela da figura 1-61.

Veja SISTEMA ELÉTRICO para o suprimento de energia elétrica para os equipamentos.

SISTEMA DE ÁUDIO

O sistema de áudio permite o controle dos sinais de áudio dos equipamentos de comunicação e navegação.

O sistema é constituído em cada posto de pilotagem, por um painel seletor instalado no painel de instrumentos, por um par de fones e um microfone embutido na máscara de oxigênio com pré-amplificador incorporado, por dois interruptores tipo botão (PTT), localizados no manche e usados na função de interfonia, e por um interruptor deslizante, para a seleção e a transmissão dos VHF1 e VHF2, embutidos na manete (postos dianteiros e traseiro). O sistema tem as seguintes funções:

– **Recepção**

Nesta função, o sistema realiza a seleção, a mixagem e a amplificação dos sinais dos rádios receptores VHF1, VHF2, NAV, DME, ADF e MB.

– **Transmissão**

Permite a seleção dos transceptores de VHF1 ou VHF2, para efetuar a comunicação entre aeronave/aeronave ou entre aeronave/terra, bem como a audição simultânea, em ambos os postos, do "sidetone".

– **Interfone**

Nesta função, o sistema permite a comunicação somente entre os tripulantes, através do microfone quente ou da utilização do interruptor, tipo botão, do interfone (PTT).

– **Alarme Sonoro**

O sistema está interligado à unidade geradora de tons de áudio do sistema de alarme sonoro. O áudio gerado por esta unidade é injetado diretamente nos fones.

Quando ocorrer alguma falha em sua condição normal de operação, o sistema manterá todas as funções anteriormente descritas, através de um canal de emergência. Para que isso ocorra, é necessário levar o interruptor de canal da posição NORM para EMG.

O canal de emergência é idêntico ao canal normal, exceto o controle automático de ganho, o qual permanece desativado.

– **Interfone de Rampa (Pós-Mod. BS 312-23-0005)**

O interfone de rampa permite a comunicação entre os membros da tripulação e a equipe de solo, gerando um sinal de áudio nos fones de ouvido do piloto, no fone do operador da rampa e em qualquer painel seletor de áudio conectado à linha INPH. Este sinal avisa o piloto que o pessoal de terra (RAMP) pede para falar, veja a figura 1-58B.

SISTEMA VHF

O sistema VHF permite a comunicação, em fonia, com estações de terra ou com outros aviões em voo. O avião está equipado com dois sistemas de VHF, o VHF1 e o VHF2. Cada sistema consiste de um transceptor e de dois painéis de controle, um para cada posto de pilotagem. Os transceptores podem operar numa faixa de frequência de 117,000 a 135,975 MHz, em intervalos de 25 kHz, mas, em operação normal, operam numa faixa de frequência de 118,000 a 135,950 MHz, em intervalos de 50 kHz.

Nota

Embora cada sistema de VHF possa ser sintonizado em frequências diferentes nos painéis de controle dos postos dianteiro e traseiro, a operação do sistema, tanto para transmissão como para recepção, em ambas as partes, é realizada somente na frequência do posto que estiver com a prioridade do painel do sistema de transferência de rádios. O posto que não estiver com a prioridade do painel do sistema de transferência deverá manter o equipamento ligado para receber e transmitir.

SISTEMA ADF

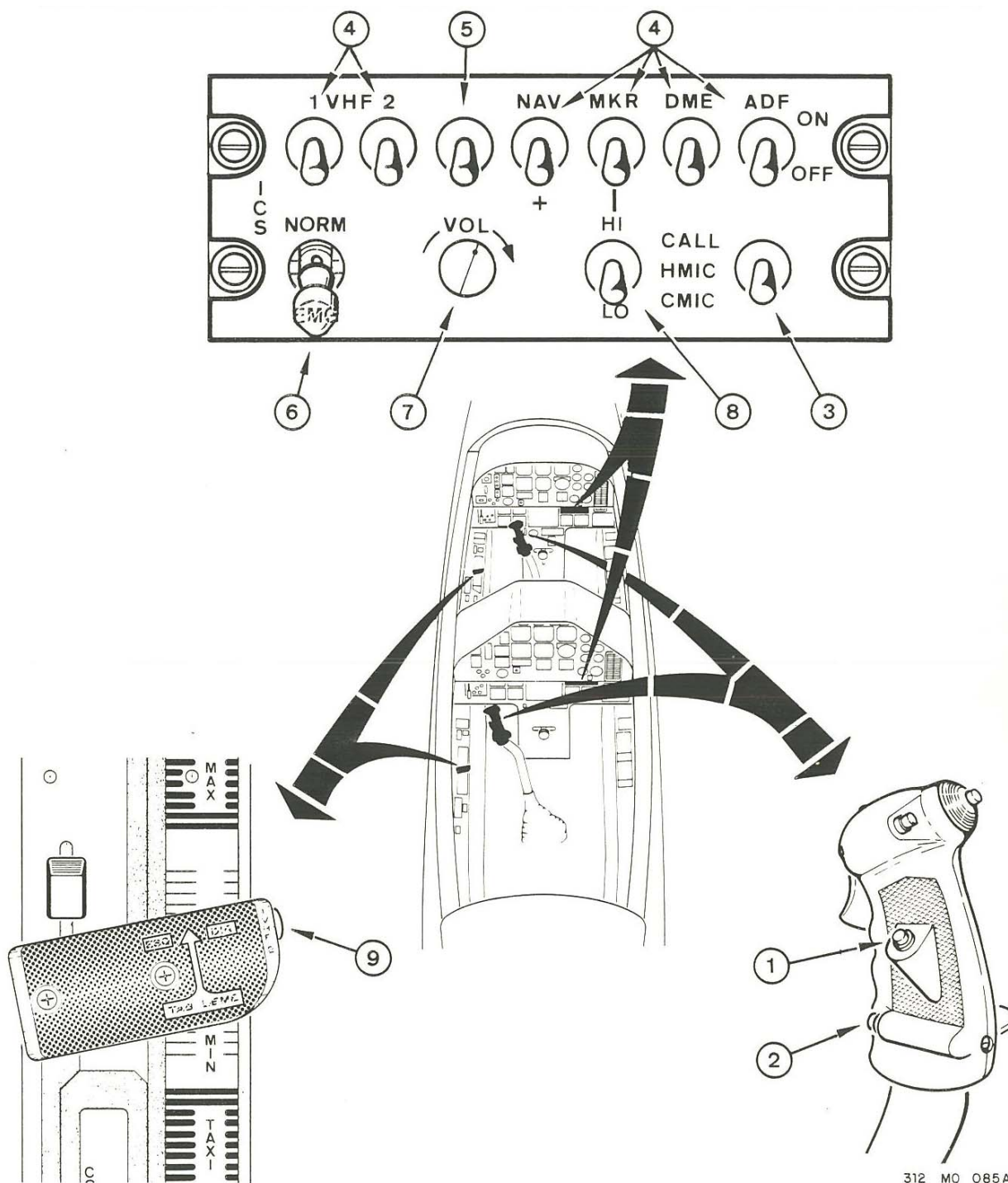
O sistema ADF é um auxílio à navegação, usado em conjunto com o Indicador Radiomagnético (RMI). O sistema ADF tem as seguintes funções:

a. Como radiogoniômetro automático, fornece uma indicação contínua da marcação magnética da estação sintonizada, por meio do ponteiro indicador no mostrador do RMI.

b. Como receptor convencional, permite a recepção auditiva de sinais modulados em amplitude.

O sistema inclui dois painéis de controle, um em cada posto de pilotagem, e opera numa faixa de frequência de 200 a 1799 kHz, em intervalos de 0,5 kHz.

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE ÁUDIO (PRÉ-MOD. BS 312-23-0005)



312 MO 085A

Figura 1-58 (Folha 1de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor de comando (PTT) do sistema de interfone.	Utilizado somente na comunicação entre tripulantes, no modo COLD MIC (CMIC) do interruptor de modos do interfone. Deve ser mantido pressionado, em cada posto, somente durante a transmissão.
2. Interruptor CALL.	Utilizado quando houver necessidade de uma comunicação urgente e com a máxima clareza entre os tripulantes. Pode ser mantido pressionado durante a comunicação em um dos postos e, desse modo, elimina-se o som dos receptores nos fones de ambos os postos. O alarme sonoro não é eliminado.
3. Interruptor de modos do interfone.	CALL - Esta posição é utilizada para a mesma finalidade que o interruptor CALL e, também, o interruptor deve ser mantido pressionado durante a comunicação. Neste caso, também, o alarme sonoro não é eliminado. HMIC - Posição utilizada para a comunicação entre os tripulantes, sem precisar pressionar o interruptor de comando (PTT) do sistema de interfone. CMIC - Posição utilizada para a comunicação entre os tripulantes; é necessário, porém, pressionar o interruptor de comando (PTT) do sistema de interfone, em cada posto, somente durante a transmissão.
4. Interruptores de áudio (VHF1, VHF2, NAV, MKR, DME e ADF).	ON - Permite o fornecimento do áudio do respectivo sistema aos fones. OFF - O áudio do respectivo sistema aos fones é desligado.
5. Inoperante.	Reserva.
6. Chave seletora de áudio.	NORM - O sistema de áudio opera com o canal normal. EMG - O sistema de áudio opera com o canal de emergência.
7. Controle de volume.	Permite controlar o volume de áudio dos fones.
8. Interruptor de sensibilidade do "Marker Beacon".	HI - Aumenta a sensibilidade do receptor de "Marker Beacon". LO - Diminui a sensibilidade do receptor de "Marker Beacon".
9. Interruptor de comando (PTT) dos sistemas de VHF1 e VHF2.	VHF1 - Utilizado para transmissão, através do VHF1. Deve ser mantido pressionado durante a transmissão. VHF2 - Utilizado para transmissão, através do VHF2. Deve ser mantido pressionado durante a transmissão.

Figura 1-58 (Folha 2 de 2)

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE ÁUDIO (PÓS-MOD. BS 312-23-0005)

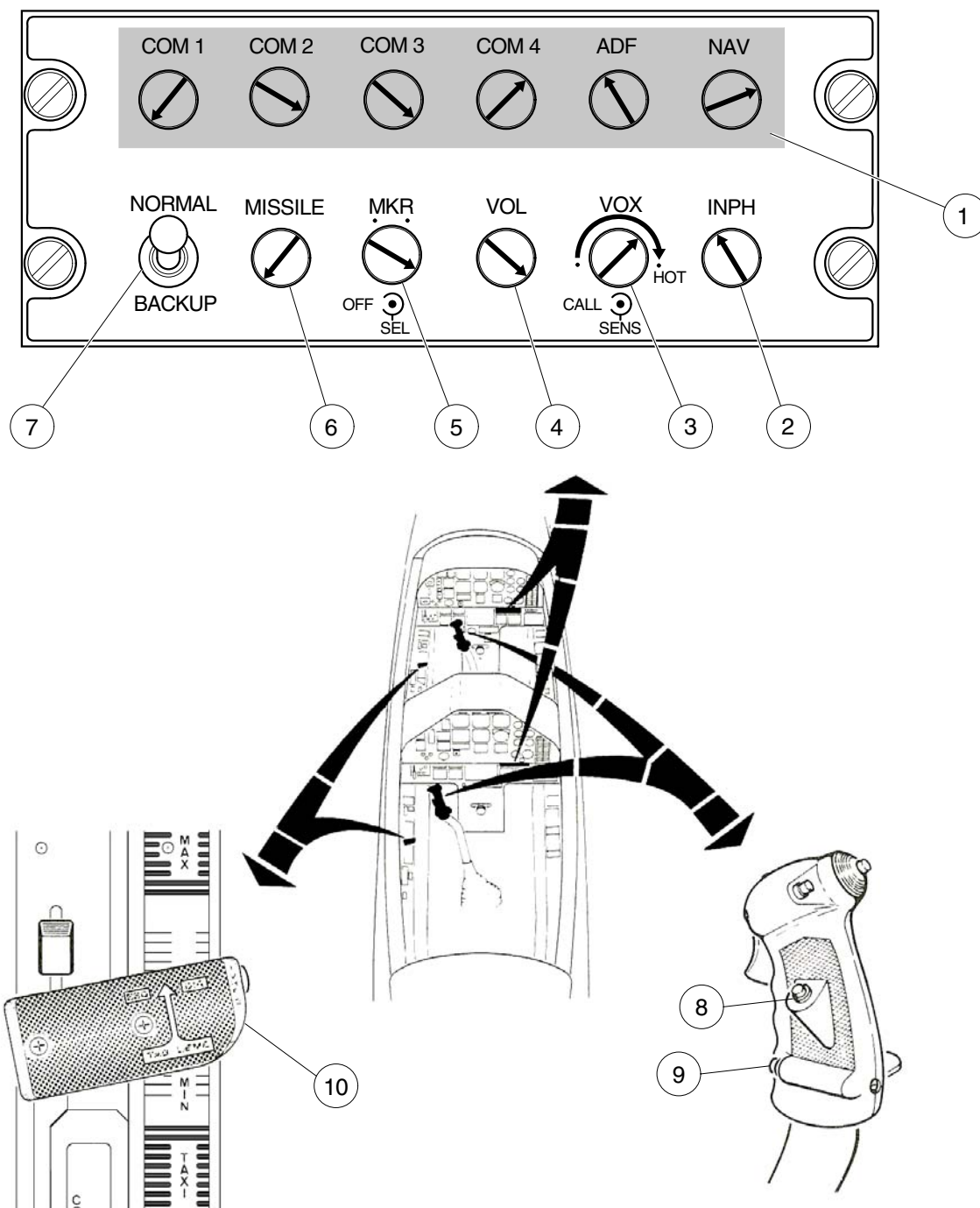


Figura 1-58A (Folha 1 de 3)

EM312MV010351A.IDR

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Botões seletores de áudio	Quando puxados, ligam a fonte de áudio associada. Quando girados, ajustam o volume do rádio associado. Quando puxados (posição ON), esses botões ficam iluminados. Nota Os botões COM 1 e COM 2 são os controles dos sistemas VHF1e VHF2 respectivamente. Os botões COM 3 e COM 4 estão inoperantes.
2. Botão de controle de volume do sistema de interfone	Quando girado, ajusta o volume do sistema de interfone entre o piloto, co-piloto e a rampa. Esse botão fica sempre iluminado
3. Botão VOX	Quando colocado na posição neutra (não pressionado), seleciona o modo VOX. O modo VOX permite a ativação do sistema de interfone pela própria voz, sem interferência manual. Quando pressionado (momentaneamente), ativa o modo CALL. O modo CALL pode ser ativado também por meio do botão localizado no punho do manche. O modo CALL permite a comunicação bilateral entre o piloto e o co-piloto, por meio do sistema de interfone. Com o modo CALL ativado, ocorre o seguinte: O modo VOX perde a função. O volume de áudio de todos os receptores diminui nos fones de ouvido. O volume do sistema de interfone aumenta. Esse botão fica sempre iluminado.
4. Botão principal de controle de volume	Quando girado, ajusta o volume de todos os sinais de áudio enviados aos fones de ouvido pelo canal normal ou reserva, com exceção dos sinais de áudio do Sistema de Alarmes de Voz.
5. Botão de controle do "Marker Beacon"	Quando pressionado, desliga o sinal de áudio do Marker Beacon; Quando liberado (não pressionado), liga o sinal de áudio do Marker Beacon, cujo volume é controlado pelo botão VOL. Quando girado (2 posições fixas), seleciona o nível de ganho entre alto e baixo. O botão de controle, quando liberado (não pressionado), fica iluminado.
6. Botão MISSILE	– Quando liberado, liga o sinal de áudio do míssil. – Quando girado, controla o volume do tom de míssil. – O botão de controle, quando liberado (não pressionado), fica iluminado.

Figura 1-58A (Folha 2 de 3)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
7. Interruptor seletor de amplificação no modo normal e no modo reserva	Esse interruptor tem duas posições: NORMAL O sistema de áudio é alimentado pela BARRA PRINCIPAL DC e pela BARRA DE EMERGÊNCIA DC. BACKUP Nesse modo de alimentação, os circuitos reservas (backup) são acionados para manter as características funcionais e desempenho do sistema quando operando em modo NORMAL, e são alimentados somente pela BARRA DE EMERGÊNCIA DC. Os circuitos não essenciais, tais como controle de volume individual dos rádios, são desenergizados, mas o controle de volume principal funciona normalmente.
8. Interruptor de comando (PTT) do sistema de interfone.	Utilizado somente na comunicação entre tripulantes, no modo COLD MIC (CMIC) do interruptor de modos do interfone. Deve ser mantido pressionado, em cada posto, somente durante a transmissão.
9. Interruptor CALL.	Utilizado quando houver necessidade de uma comunicação urgente e com a máxima clareza entre os tripulantes. Pode ser mantido pressionado durante a comunicação em um dos postos e, desse modo, elimina-se o som dos receptores nos fones de ambos os postos. O alarme sonoro não é eliminado.
10. Interruptor de comando (PTT) dos sistemas de VHF1 (COM1) e VHF2 (COM2).	VHF1 - Utilizado para transmissão, através do VHF1. Deve ser mantido pressionado durante a transmissão. VHF2 - Utilizado para transmissão, através do VHF2. Deve ser mantido pressionado durante a transmissão.

Figura 1-58A (Folha 3 de 3)

LOCALIZAÇÃO DO CONECTOR DE RAMPA (PÓS-MOD. BS 312-23-0005)

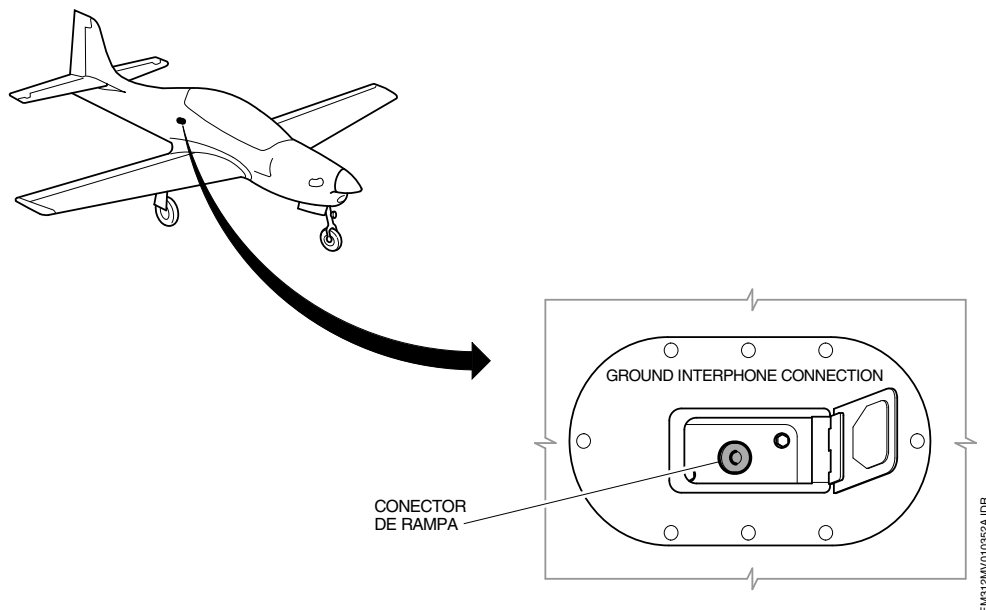
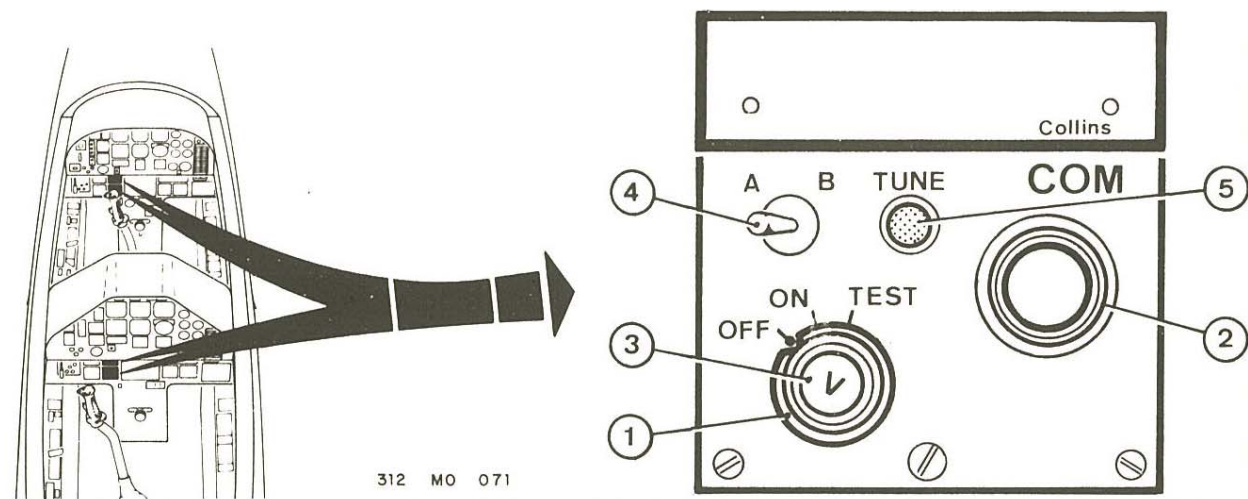


Figura 1-58B

CONTROLES E INDICADORES DE VHF



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Seletor OFF-ON-TEST.	OFF - Desliga o sistema. ON - Energiza o sistema, permitindo transmissão e recepção. TEST - Desativa o circuito abafador, permitindo a recepção com ruído de fundo no áudio.
2. Seletores de frequência.	MAIOR - Permite a seleção de unidades e de dezenas de MHz da frequência que aparece no mostrador. MENOR - Permite a seleção de décimos e centésimos de MHz da frequência que aparece no mostrador.
3. Controle de volume - V.	Concêntrico ao seletor OFF-ON-TEST, permite ajustar o nível de áudio do receptor de VHF.
4. Interruptor A-B.	Permite apresentar, no mostrador, ora a frequência ativa, ora a frequência pré-selecionada. A apresentação da frequência ativa é feita sempre de modo contínuo, enquanto que a frequência pré-selecionada é apresentada intermitentemente.
5. Interruptor de pressão/lâmpada - TUNE.	Quando acesa, indica que o sistema está no modo de transmissão. Quando pressionado, faz com que o transceptor fique sintonizado na frequência apresentada no mostrador, isto é, permite mudar de uma frequência pré-selecionada para uma frequência ativa e, conseqüentemente, a frequência ativa passa a ser a frequência pré-selecionada e vice-versa. Nota Para realizar a mudança de frequência, é necessário que a frequência pré-selecionada apareça intermitentemente no mostrador.

Figura 1-59

SISTEMA NAV (VOR/ILS/MB)

O sistema VOR/ILS/MB, combinado com o HSI e com o RMI, dá as seguintes indicações:

- Determinação dos cursos TO-FROM (de e para a estação) e do desvio do avião em relação a um curso pré-selecionado da estação de VOR.
- Indicação do desvio do avião, relativamente ao localizador e à trajetória de planeio, quando sintonizado em uma estação de ILS.
- Indicação visual e auditiva da passagem do avião sobre um marcador.

O sistema inclui, em cada posto de pilotagem, um painel de comando NAV e um conjunto de luzes indicadoras de marcador.

O sistema opera nas faixas de frequência de 108,00 a 117,95 MHz, com intervalos de 50 kHz (VOR/LOC), de 329,15 a 335,00 MHz com intervalos de 150 kHz (GS) e 75 MHz (MB); os décimos ímpares de MHz, de 108,10 a 111,95 MHz são reservados para a operação de localizadores.

TESTE DO SISTEMA NAV

Com o sistema NAV sintonizado em uma frequência de VOR, o HSI com um curso de 5° selecionado, pressione o botão TEST.

- Com o sinal de VOR:

No HSI a bandeira NAV permanece recolhida, a barra de desvio lateral deverá se posicionar aproximadamente no centro e o indicador TO-FROM deverá indicar TO. No RMI o ponteiro de VOR deve indicar de 0° a 5°. Os três anunciadores de Marker Beacon ficarão piscando.

Quando o botão TESTE deixar de ser pressionado, no HSI a bandeira NAV aparecerá no RMI o ponteiro de VOR indicará uma posição de 90° em relação à proa da aeronave. Em 5 segundos a bandeira NAV desaparecerá e o ponteiro VOR do RMI apontará para a estação.

- Sem sinal de VOR:

No HSI a barra de desvio lateral deverá permanecer centrada, o indicador TO-FROM indicará FROM. Após 3 segundos a bandeira NAV deverá desaparecer e o ponteiro VOR do RMI indicará 0° a 5°.

Quando o botão TESTE deixar de ser pressionado, no HSI a barra de desvio lateral permanecerá centrada, a bandeira NAV deverá aparecer, o indicador TO-FROM desaparecerá e no RMI os ponteiros indicarão uma posição de 90° em relação à proa da aeronave.

Com sinal de "localizer", frequência de LOC sintonizada e curso de ILS, pressione o botão TESTE.

- Com sinal de LOC:

No HSI a bandeira NAV permanece recolhida, a barra de desvio lateral deverá indicar aproximadamente 2 a 4 pontos, a bandeira GS desaparecerá e o ponteiro GS indicará aproximadamente 1 ponto abaixo.

Quando o botão TESTE deixar de ser pressionado, no HSI e a bandeira NAV deverá aparecer.

Em 5 segundos a barra de desvio lateral deverá deslocar-se para um dos lados, em seguida a bandeira NAV deverá desaparecer.

- Sem sinal de LOC:

No HSI a barra de desvio lateral deverá deslocar-se 3 a 4 pontos a direita e a bandeira NAV deverá desaparecer. A bandeira GS também desaparecerá e o ponteiro GS indicará 1 ponto abaixo.

Quando o botão TESTE deixar de ser pressionado, as bandeiras e a barra de desvio lateral deverão retornar às posições iniciais.

CONTROLES E INDICADORES DO ADF

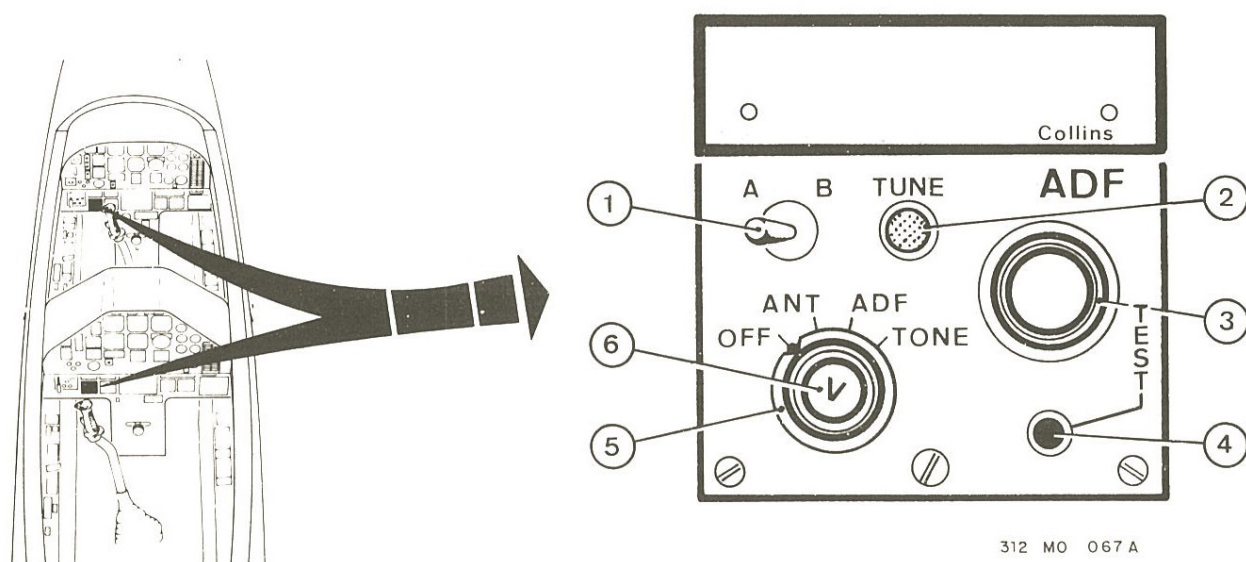


Figura 1-60 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor A-B.	Permite apresentar, no mostrador, ora a frequência ativa, ora a frequência pré-selecionada. A apresentação da frequência ativa é feita sempre de modo contínuo, enquanto que a frequência pré-selecionada é apresentada intermitentemente.
2. Interruptor de pressão TUNE. Lâmpada do botão TUNE.	Quando pressionado, faz com que o receptor fique sintonizado na frequência apresentada no mostrador. Lâmpada do botão TUNE. Quando acesa, indica que o sistema ADF está em operação; acende nos dois postos de pilotagem simultaneamente. Nota Para realizar a mudança de frequência, é necessário que a frequência pré-selecionada apareça intermitentemente no mostrador.
3. Seletores de frequência.	MAIOR - Permite a seleção de centenas e milhares de kHz da frequência que aparece no mostrador. MENOR - Permite a seleção das dezenas, unidades e décimos de kHz em incrementos de 0.5 kHz, da frequência que aparece no mostrador.
4. Interruptor TEST.	Quando pressionado, ativa o autoteste do sistema ADF. O ponteiro duplo do RMI posicionará a 90° (sentido anti-horário) da estação sintonizada e um tom de 1000 Hz será ouvido nos fones.
5. Seletor de modos.	OFF - Desliga o sistema. ANT - Energiza o sistema, ligando o receptor para a obtenção de sinais auditivos das estações de radiofarol. Nesta situação, o ponteiro duplo do RMI fica na posição relativa de 270°. ADF - O sistema opera no modo ADF e o ponteiro duplo do RMI indica o rumo magnético da estação. TONE - Permite a recepção de sinais modulados em telegrafia e produz um sinal audível de 1000 Hz.
6. Controle de volume - V.	Concêntrico ao seletor de modos, permite ajustar o nível de áudio do receptor ADF.

Figura 1-60 (Folha 2 de 2)

SISTEMA DME

O sistema DME mede a distância entre o avião e uma estação de terra, apresentando no indicador uma leitura desta distância em milhas náuticas, além da leitura, em nós, da velocidade em relação ao solo de aproximação ou afastamento da emissora sintonizada e o tempo em minutos que separa o avião da estação transmissora, sendo que as informações de velocidade e tempo só serão corretas com o avião voando em uma mesma radial, afastando-se ou aproximando-se da estação.

Cada estação de DME opera, geralmente, em conjunto com uma emissora de VOR, de tal forma que, sintonizando-se uma emissora de VOR, a estação de DME (se existir) ficará automaticamente sintonizada. O sistema inclui um indicador em cada posto de pilotagem.

OPERAÇÃO DO SISTEMA DME

Para operar o sistema DME, é necessário inicialmente posicionar o seletor de modos do painel de controle NAV em DME.

Posteriormente, deve ser sintonizada uma estação de VOR (na frequência ativa) no painel de controle NAV e esta estação deve possuir uma estação DME associada. O seletor N-H no painel de controle DME deve estar posicionado em N.

Desta maneira, as informações de distância, tempo e velocidade em relação ao solo, de aproximação ou afastamento da estação DME associada à estação VOR, cuja frequência aparece no painel NAV, estarão disponíveis no indicador do painel de controle DME. Para se obter uma indicação sonora, basta posicionar em ON o interruptor DME no painel de controle de áudio, sendo que o volume pode ser controlado através de um botão localizado abaixo do indicador de DME ou no painel de controle de áudio.

A operação no modo HOLD, com o seletor N-H posicionado em H, permite obter informações da estação de VOR sintonizada no painel NAV, podendo-se, deste modo, mudar a frequência ativa do painel NAV sem com isto alterar as informações do DME referentes à estação sintonizada anteriormente.

A lâmpada TUNE no painel NAV permanecerá acesa quando o DME estiver em HOLD.

Para certificar qual a frequência da estação VOR, basta posicionar o seletor de modos do painel de controle NAV em FREQ.

Para se realizar o teste do sistema DME, é necessário que o sistema esteja energizado por um período mínimo de três minutos e deve ser sintonizada, no painel de controle NAV, uma estação VOR que possua uma estação DME associada. Ao pressionar a tecla TEST no painel de controle do sistema DME, aparecerão os dígitos 2999 no mostrador.

Ao liberar a tecla, o mostrador deverá apresentar o algarismo 8 em todos os dígitos por um período que varia de 8 a 12 segundos, retornando, em seguida, à sua operação normal.

Deve-se verificar a inteligibilidade do sinal de identificação da estação DME, que chega aos fones de ouvido.

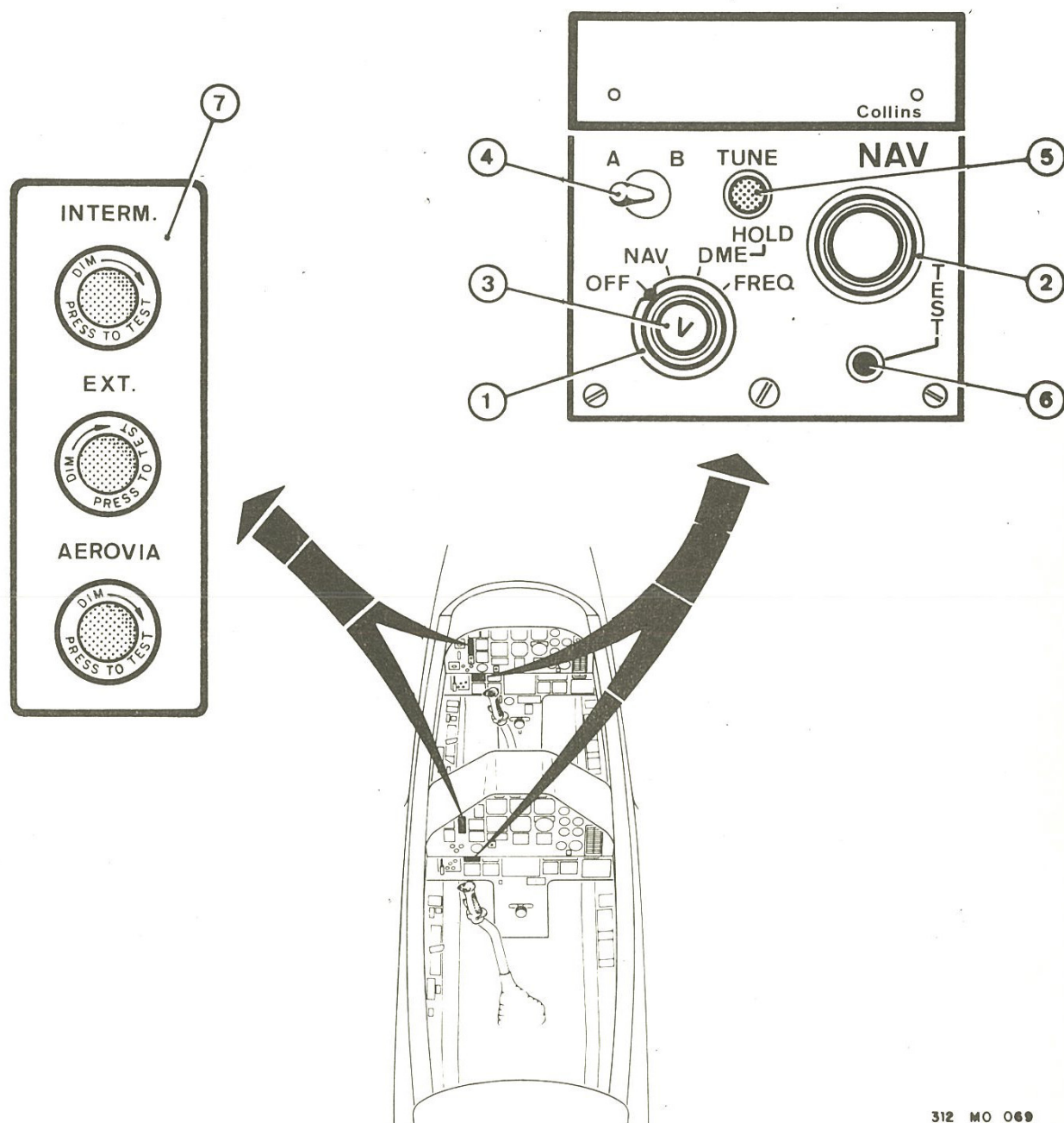
TRANSPONDER

O transponder é parte integrante do sistema de controle de tráfego aéreo. O equipamento instalado no avião é interrogado por pulsos de radar, enviados pela estação de terra, aos quais responde automaticamente com outra série de pulsos. Estes pulsos são codificados para fornecer a identificação do avião e, caso desejado, a informação codificada de altitude. Um painel de controle do transponder é instalado em cada posto de pilotagem.

TABELA DO EQUIPAMENTO DE COMUNICAÇÃO E NAVEGAÇÃO					
SISTEMA	TIPO	FUNÇÃO	OPERADOR	ALCANCE	LOCALIZAÇÃO DO PAINEL DE CONTROLE
ÁUDIO	AvTech	Controle dos sinais de áudio dos equipamentos de comunicação e de navegação. Intercomunicação dos tripulantes. Canalização de sinais da unidade de alarme sonoro.	Piloto ou co-piloto	Cabine	Painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.
VHF1 e VHF2	Collins VHF-20A + CTL-21	Comunicação em fonia em dois sentidos.	Piloto ou co-piloto	Linha do horizonte	Painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.
ADF	Collins ADF-60A + CTL-61	Radiogoniômetro automático. Receptor auditivo de navegação.	Piloto ou co-piloto	220 km	Painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.
VOR/ILS/MB	Collins VIR-31A + CTL-31	Orientação por VOR. Descida por ILS. Indica a passagem do avião sobre um radiofarol balizador.	Piloto ou co-piloto	Linha do horizonte	Painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.
DME	Collins DME-40	Indicação da velocidade no solo, tempo e distância para a estação.	Piloto ou co-piloto	240 km	Painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.
Transponder	Collins TDR-90 + CTL-91	Controle de tráfego aéreo.	Piloto ou co-piloto	240 km	Painéis de instrumentos dianteiro e traseiro.

Figura 1-61

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA NAV (VOR/ILS/MB)



312 MO 069

Figura 1-62 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Seletor de modos.	OFF - Desliga o sistema. NAV - Liga o sistema NAV (VOR, ILS, MB). DME - Liga o sistema DME, além de manter energizado o sistema NAV. FREQ - Se o sistema DME estiver no modo HOLD, e o sistema NAV sintonizado em uma frequência diferente, permite a apresentação da frequência da estação de VOR, na qual o sistema DME está sintonizado.
2. Seletores de frequência.	MAIOR - Permite a seleção de unidades e de dezenas de MHz da frequência que aparece no mostrador. MENOR - Permite a seleção de décimos e centésimos de MHz da frequência que aparece no mostrador.
3. Controle de volume - V.	Concêntrico ao seletor de modos, permite ajustar o nível de áudio do receptor NAV.
4. Interruptor A-B.	Permite apresentar no mostrador, ora a frequência ativa, ora a frequência pré-selecionada. A apresentação da frequência ativa é feita sempre de modo contínuo, enquanto que a frequência pré-selecionada é apresentada intermitentemente.
5. Interruptor de pressão/lâmpada - TUNE.	Quando acesa, indica que o sistema DME está no modo HOLD. Quando pressionado, faz com que o receptor fique sintonizado na frequência apresentada no mostrador, isto é, permite mudar de uma frequência pré-selecionada para uma frequência ativa e automaticamente mudar da frequência ativa para a frequência pré-selecionada. Nota Para se realizar a mudança de frequência, é necessário que a frequência pré-selecionada apareça intermitentemente no mostrador.
6. Interruptor TEST.	Quando pressionado, ativa o autoteste dos sistemas VOR/LOC/MB.
7. Luzes indicadoras de MB.	INTERM - Acende (na cor âmbar), quando a aeronave passar sobre o marcador intermediário. EXT - Acende (na cor azul), quando a aeronave passar sobre o marcador externo. AEROVIA - Acende (na cor branca), quando a aeronave passar sobre o marcador da aerovia. Nota As luzes são do tipo pressione-para-testar e possuem controle de intensidade luminosa.

Figura 1-62 (Folha 2 de 2)

CONTROLES E INDICADORES DO DME

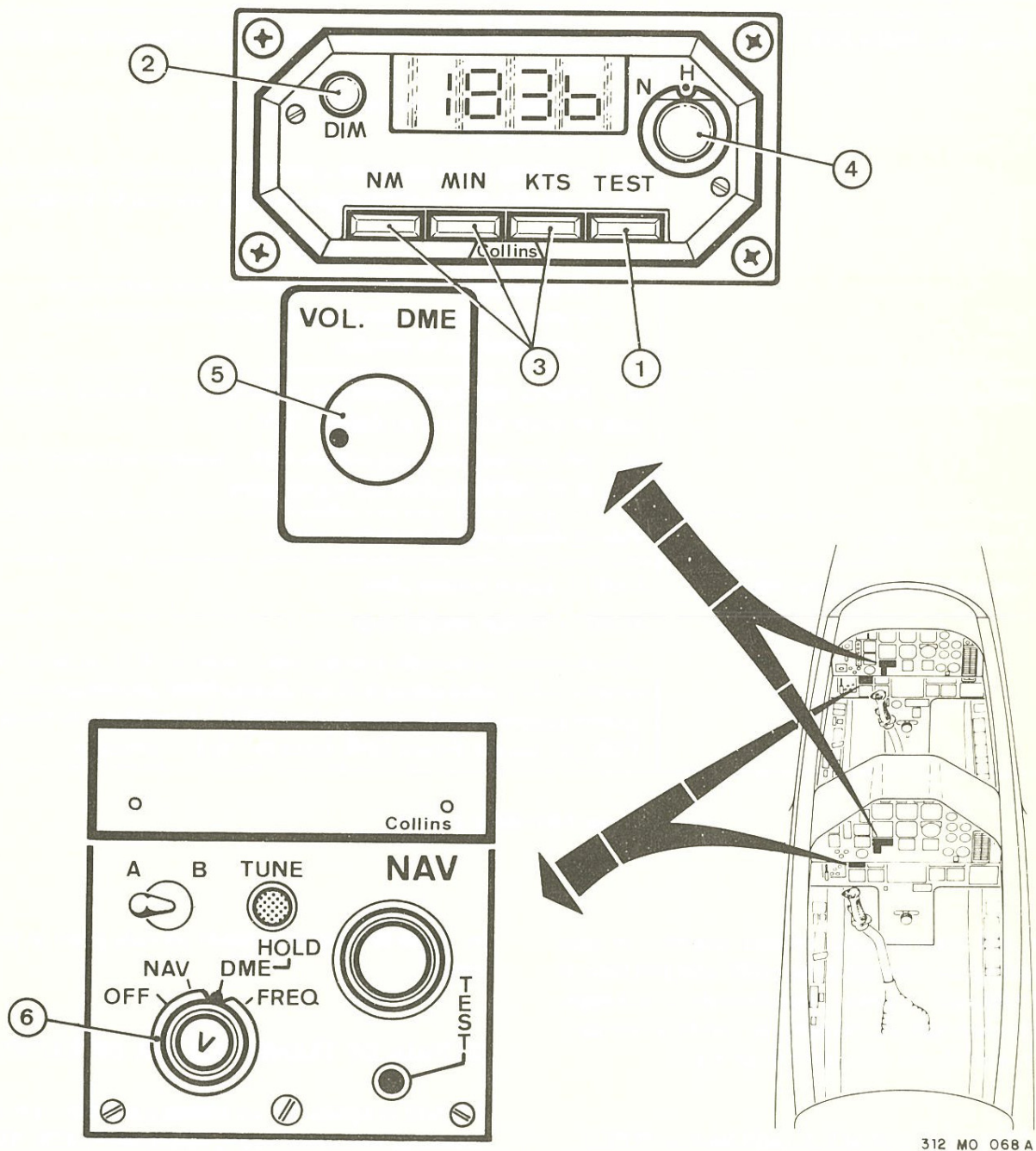
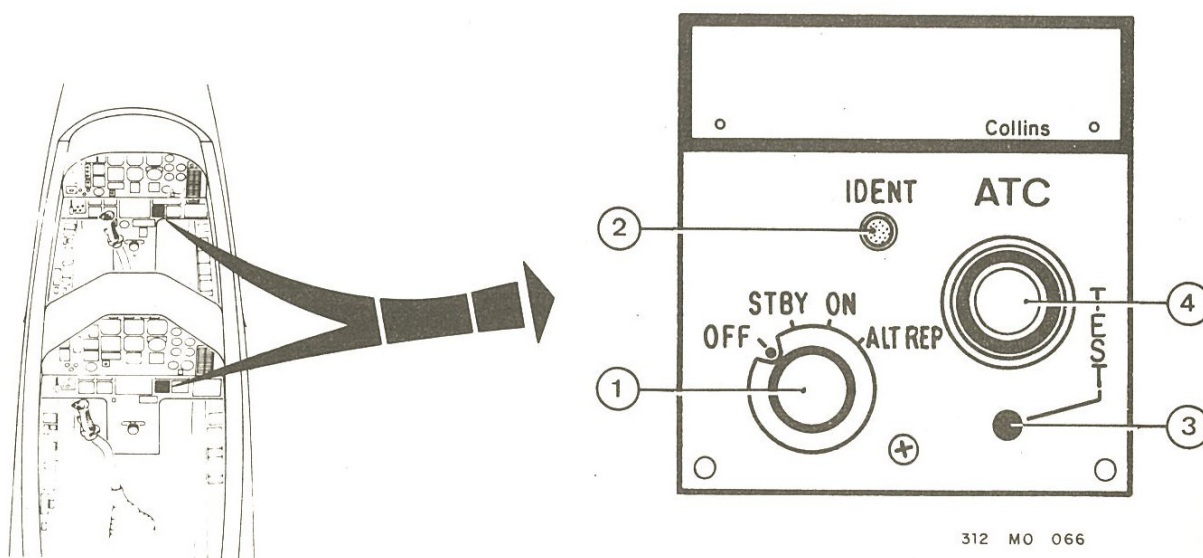


Figura 1-63 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Tecla TEST.	Permite fazer a verificação do funcionamento do sistema e do próprio mostrador.
2. Controle DIM.	Permite controlar a intensidade luminosa do mostrador.
3. Teclas NM, MIN e KTS.	NM - Permite ler no mostrador a distância, em milhas náuticas, entre a aeronave e a estação. MIN - Permite ler no mostrador o tempo, em minutos, que separa a aeronave da estação. KTS - Permite ler no mostrador a velocidade em relação ao solo, em nós, de aproximação ou afastamento do avião, em relação à estação. Nota As informações de velocidade e tempo só serão corretas com o avião voando em uma mesma radial, afastando-se ou aproximando-se da estação.
4. Seletor N-H.	N - Fornece indicações, referentes à estação de VOR/DME, sintonizada na frequência ativa no sistema NAV. H - Permite sintonizar outra estação VOR, mantendo as indicações da estação VOR/DME sintonizada anteriormente.
5. Controle de volume.	Permite ajustar o nível de áudio do DME.
6. Seletor de modo do painel NAV.	DME - Liga o sistema DME. FREQ - Posição momentânea. Quando estiver sintonizada uma segunda estação de VOR no painel de controle NAV, com o seletor N-H no indicador DME posicionado em H, aparece no mostrador do painel de controle NAV a frequência da estação VOR para a qual o sistema DME está fornecendo informação.

Figura 1-63 (Folha 2 de 2)

CONTROLES E INDICADORES DO TRANSPONDER



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Seletor de modos.	OFF - Desliga o sistema. STBY - Energiza o sistema em condição de espera, durante o período de aquecimento, porém sem transmitir. ON - Liga o sistema. ALT REP - Além de manter o sistema ligado, fornece também informação codificada de altitude barométrica do avião.
2. Interruptor de pressão/lâmpada - IDENT.	Quando pressionado, a função identificação é ativada. Acende toda vez que o transponder responder a uma interrogação.
3. Interruptor TEST.	Quando pressionado, o sistema é testado e a lâmpada do interruptor IDENT acende, indicando que o sistema está operante.
4. Seletor de códigos.	MAIOR - Permite selecionar os algarismos da milhar e da centena do código. MENOR - Permite selecionar os algarismos da dezena e da unidade do código.

Figura 1-64

LOCALIZAÇÃO DAS ANTENAS

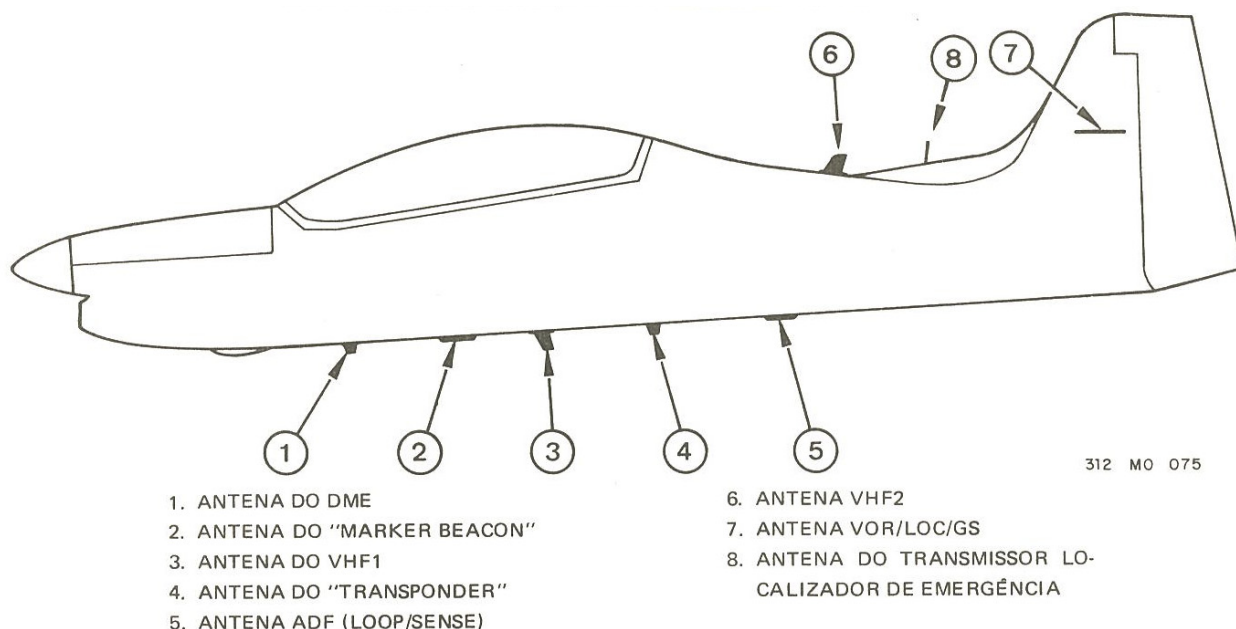


Figura 1-65

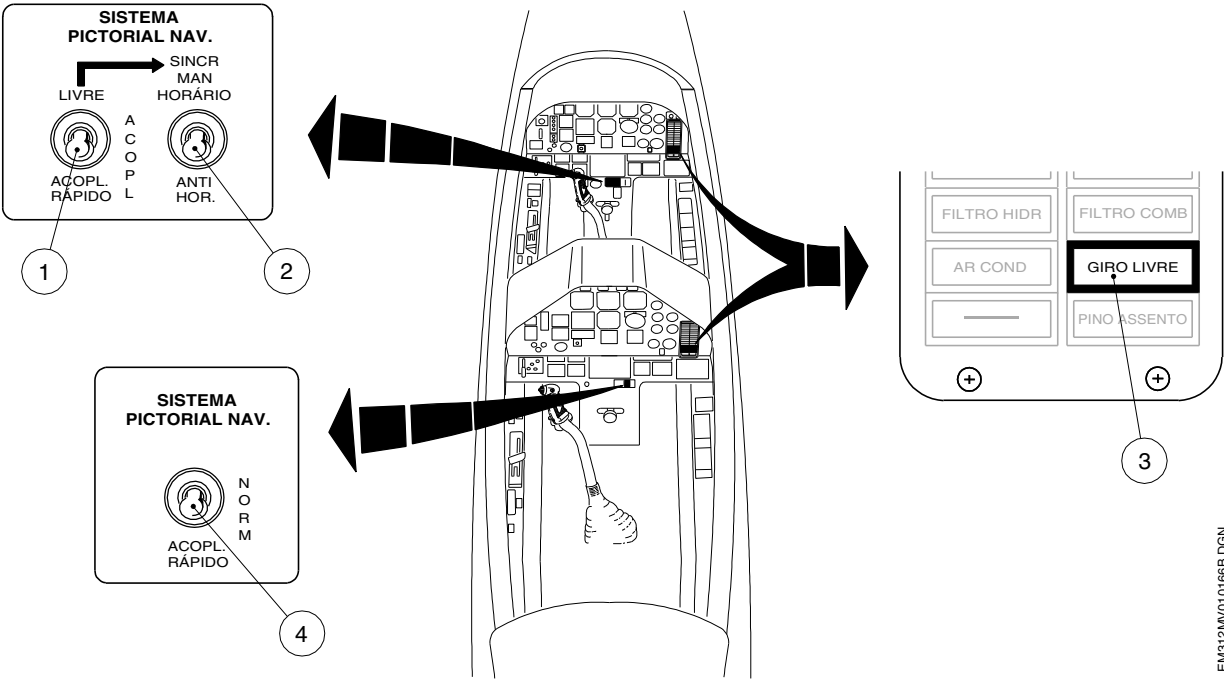
SISTEMA DE BÚSSOLA GIROMAGNÉTICA

O sistema de bússola giromagnética fornece indicações giroestabilizadas da proa magnética para o HSI e o RMI instalados em cada posto de pilotagem. O sistema inclui um painel de controle instalado em cada posto de pilotagem.

SISTEMA DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIOS

O avião é equipado com um sistema que permite a transferência de controle do VHF1, VHF2, NAV, ADF, TDR e DME de um posto de pilotagem para outro. O sistema consiste de um painel de controle instalado em cada posto de pilotagem. Este painel possui lâmpadas indicadoras do posto em comando do respectivo equipamento.

CONTROLES E INDICADORES DA
BÚSSOLA GIROMAGNÉTICA

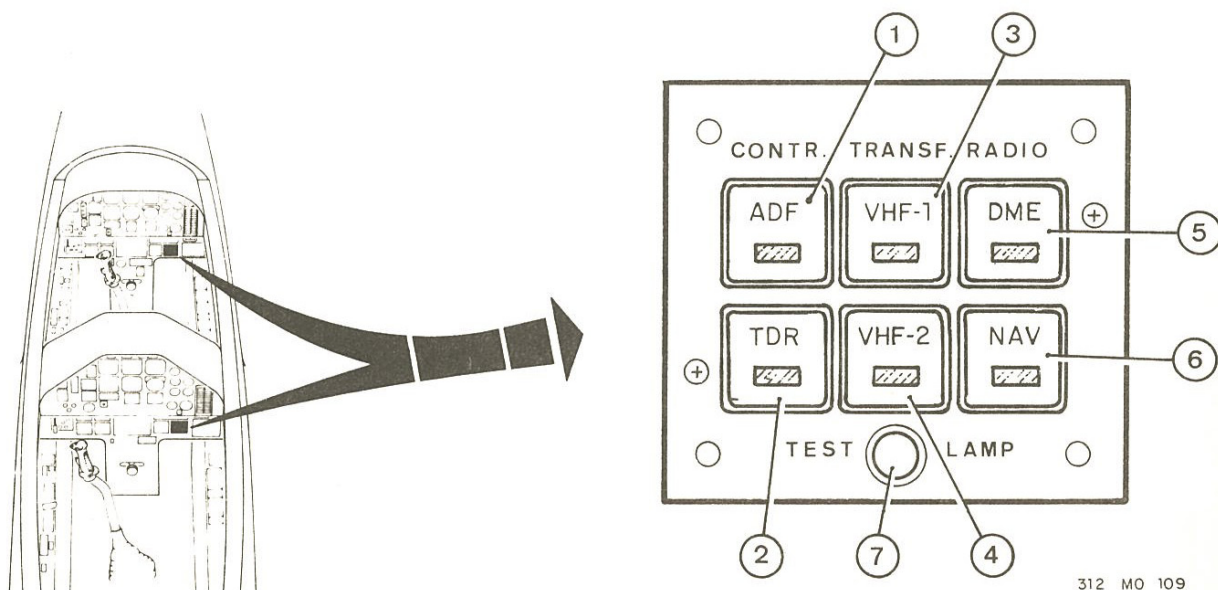


EM312MV010166B.DGN

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor de acoplamento (posto dianteiro).	LIVRE - O sistema opera como um giro direcional livre, devendo o piloto fazer as correções usuais através do interruptor SINCRO MAN. ACOPL - O giroscópio está sincronizado com o campo magnético local pela válvula de fluxo. ACOPL RÁPIDO - Posição momentânea, comanda o acoplamento rápido para corrigir a precessão do giroscópio, causada por manobras extremas do avião, ou para rápida sincronização do sistema, depois de operado em GIRO LIVRE.
2. Interruptor SINCRO MAN.	HORÁRIO - Quando operando em GIRO LIVRE, gira o limbo da bússola no sentido horário. ANTI-HOR - Quando operando em GIRO LIVRE, gira o limbo da bússola no sentido anti-horário.
3. Luzes indicadoras GIRO LIVRE.	Permanecem acesas enquanto o sistema estiver operando em GIRO LIVRE.
4. Interruptor de acoplamento (posto traseiro).	NORM - O sistema opera de acordo com os comandos efetuados no posto dianteiro. ACOPL RÁPIDO - Posição momentânea, comanda o acoplamento rápido para corrigir a precessão do giroscópio causada por manobras extremas da aeronave ou para rápida sincronização do sistema, depois de operado em GIRO LIVRE.

Figura 1-66

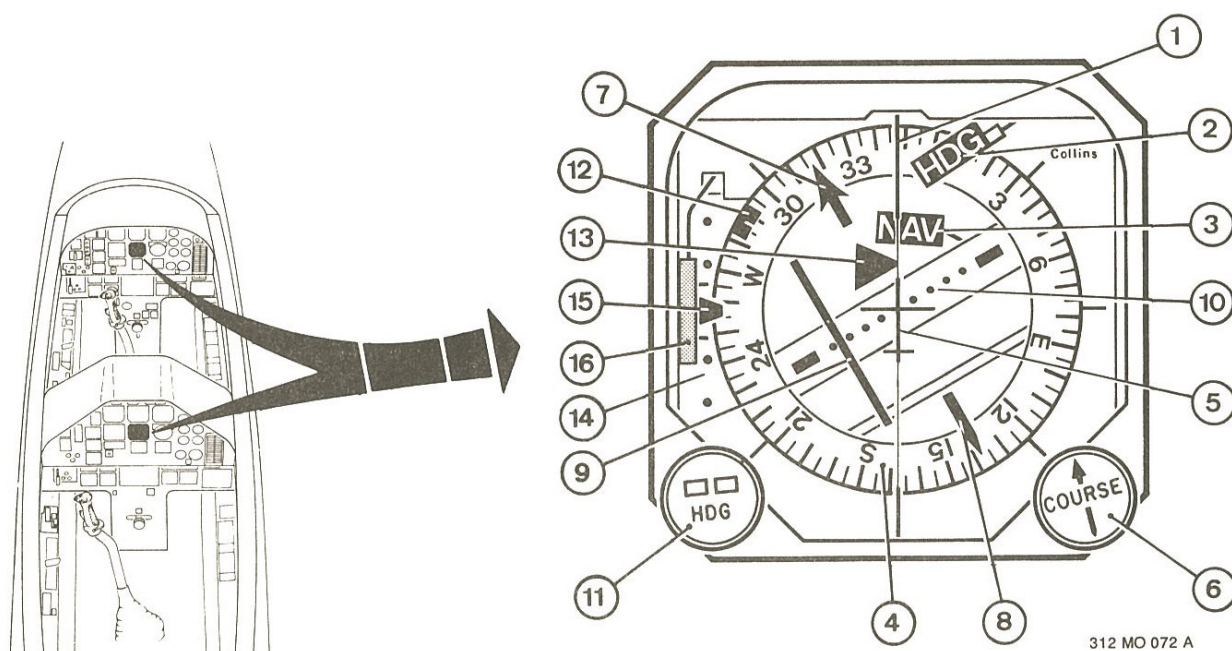
CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE TRANSFERÊNCIA DE RÁDIO



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Tecla ADF	Quando pressionada em qualquer um dos postos de pilotagem, transfere o controle do sistema ADF. Uma luz no interior da tecla acende no posto em comando.
2. Tecla TDR	Quando pressionada em qualquer um dos postos de pilotagem, transfere o controle do sistema "transponder". Uma luz no interior da tecla acende no posto em comando.
3. Tecla VHF1	Quando pressionada em qualquer um dos postos de pilotagem, transfere o controle do sistema VHF1. Uma luz no interior da tecla acende no posto em comando.
4. Tecla VHF2	Quando pressionada em qualquer um dos postos de pilotagem, transfere o controle do sistema VHF2. Uma luz no interior da tecla acende no posto em comando.
5. Tecla DME	Quando pressionada em qualquer um dos postos de pilotagem, transfere o controle do sistema DME. Uma luz no interior da tecla acende no posto em comando.
6. Tecla NAV	Quando pressionada em qualquer um dos postos de pilotagem, transfere o controle do sistema NAV. Uma luz no interior da tecla acende no posto em comando.
7. Interruptor TEST LAMP	Quando pressionado, verifica o perfeito funcionamento das lâmpadas indicadoras.

Figura 1-67

CONTROLES E INDICADORES DO HSI



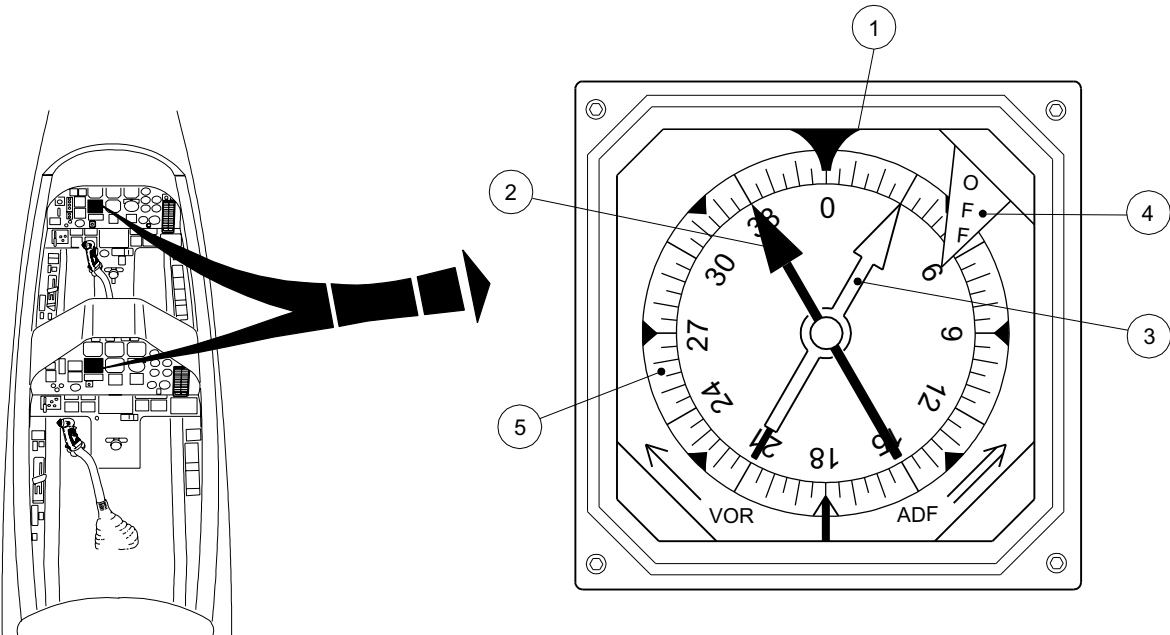
CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Linha de fê.	Indica a proa magnética do avião.
2. Bandeira HDG.	Quando visível, indica que o fornecimento de energia elétrica para os circuitos que comandam o limbo de bússola do HSI está defeituoso ou interrompido. Neste caso, as indicações de proa magnética não são válidas. Quando o sistema opera corretamente, a bandeira permanece invisível.
3. Bandeira NAV.	Quando visível, indica que as informações fornecidas pelo receptor VOR/ILS não são corretas ou não são confiáveis. Neste caso, não é válida a indicação da barra de desvio com relação à seta indicadora de curso. Quando o sistema opera corretamente, a bandeira permanece invisível.
4. Limbo de bússola.	É orientado em relação ao norte magnético e gira quando a aeronave realiza uma curva, para mostrar a proa magnética da aeronave. Recebe sinais da bússola giromagnética.
5. Avião-miniatura.	Representa a aeronave (aeronave simbólica estacionária). Aponta sempre para a linha de fê.
6. Seletor de curso.	Permite selecionar o curso desejado da estação de VOR ou o rumo do localizador da estação de ILS, sintonizada no receptor NAV, através do posicionamento da seta indicadora de curso sobre o limbo de bússola.

Figura 1-68 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
7. Seta indicadora de curso.	É comandada pelo seletor de curso e indica, sobre o limbo de bússola, o curso selecionado da estação VOR ou o rumo do localizador da estação de ILS.
8. Ponteiro de curso recíproco.	É a extremidade oposta da seta indicadora de curso, que aponta a radial recíproca ou o rumo recíproco selecionado.
9. Barra de desvio lateral.	É um segmento da seta indicadora de curso. Representa a radial selecionada da estação de VOR ou o rumo do localizador da estação de ILS. A posição da aeronave em relação à radial ou ao localizador é representada pela posição do avião-miniatura em relação à barra.
10. Escala de desvio lateral.	Cada ponto na escala de desvio lateral indica, aproximadamente, 2° de desvio da radial ou 0,5° de desvio no rumo do localizador.
11. Seletor HDG	Permite ajustar o índice de proa sobre o limbo de bússola, em frente à proa a ser voada.
12. Índice de proa	Posicionado pelo seletor HDG, fornece ao piloto uma referência da proa a ser mantida.
13. Ponteiro TO-FROM	Indica qual das extremidades da seta indicadora de curso está apontando para a estação VOR.
14. Escala de desvio da trajetória de planeio.	Quando o receptor de navegação está sintonizado numa estação de ILS e os sinais de trajetória de planeio são apropriados, uma escala de desvios aparece na parte esquerda do HSI. Cada ponto da escala representa um desvio de aproximadamente 0,35°.
15. Ponteiro da trajetória de planeio.	Aparece sobre a escala de desvio da trajetória de planeio, quando o receptor está sintonizado em uma estação de ILS e recebendo sinais apropriados. Indica a posição da trajetória de planeio em relação à aeronave.
16. Bandeira (negra) da escala de desvio da trajetória de planeio.	Aparece, encobrindo a escala de desvio da trajetória de planeio, quando o receptor está inoperante, ou ligado mas recebendo sinais incorretos de trajetória de planeio.

Figura 1-68 (Folha 2 de 2)

CONTROLES E INDICADORES DO RMI



CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Seta de referência.	Indica a proa magnética do avião.
2. Ponteiro do VOR/ILS.	Indica a marcação magnética da estação de VOR/ILS sintonizada.
3. Ponteiro do ADF.	Indica a marcação magnética da estação de ADF sintonizada.
4. Bandeira OFF.	Aparece quando a informação do limbo de bússola não for válida.
5. Limbo de bússola.	É orientado em relação ao norte magnético e gira quando a aeronave realiza uma curva, para mostrar a proa magnética da aeronave.

Figura 1-69

SISTEMA DE ILUMINAÇÃO

O sistema de iluminação divide-se em iluminação interna e iluminação externa.

ILUMINAÇÃO INTERNA

A iluminação interna compreende a iluminação da cabine, a iluminação dos painéis e a iluminação dos instrumentos.

ILUMINAÇÃO DA CABINE

A iluminação da cabine é constituída de duas luzes de cabine e um projetor de mapas para cada posto de pilotagem.

As luzes de cabine estão instaladas nas laterais esquerda e direita de cada posto de pilotagem, próximo ao painel de instrumentos.

O acendimento e intensidade luminosa das luzes de cabine, estando a aeronave energizada, são comandados através de um interruptor localizado no console direito do respectivo posto de pilotagem.

O projetor de mapas, com feixe luminoso controlável, nas cores branca ou vermelha, está instalado na lateral esquerda de cada posto de pilotagem, e seu acendimento é controlado pelo interruptor localizado junto ao projetor.

ILUMINAÇÃO DOS PAINÉIS

Os consoles laterais, os painéis de disjuntores e as inscrições técnicas possuem iluminação integral por meio de lâmpadas subminiaturas. O acendimento destas lâmpadas é efetuado através de um interruptor localizado no console direito de cada posto de pilotagem e a intensidade luminosa pode ser controlada através de um potenciômetro, cujo comando está localizado próximo do interruptor de acendimento.

ILUMINAÇÃO DOS INSTRUMENTOS

Os instrumentos são iluminados interna ou externamente, de acordo com as provisões feitas pelos fabricantes dos mesmos.

O acendimento das luzes dos instrumentos é efetuado, em cada posto de pilotagem, através do mesmo interruptor de acendimento das luzes dos painéis; porém, o controle da intensidade luminosa é feito através de outro reostato, localizado atrás do interruptor de acendimento das luzes dos painéis e instrumentos.

ILUMINAÇÃO DE EMERGÊNCIA

No caso de falha da barra principal, somente estarão disponíveis as duas luzes de iluminação da cabine e o projetor de mapas de cada posto de pilotagem, pois estas unidades são alimentadas pela barra de emergência.

No caso de falha da barra de emergência, somente estarão iluminados os indicadores de atitude de reserva, através da bateria de emergência.

ILUMINAÇÃO EXTERNA

A iluminação externa é constituída de um farol de táxi, de dois faróis de aterragem, de luzes de formação, de luzes de posição e de luzes anticolisão.

FAROL DE TÁXI

O farol de táxi é de 450 W e está instalado no trem de pouso de nariz, através de um dispositivo que permite ajustagens do ângulo de posicionamento, somente no plano vertical.

O farol de táxi também é utilizado como Luz de Passagem, ou seja, sempre que a aeronave estiver em voo e com o trem de pouso abaixado e travado, o farol de táxi acende automaticamente para, numa aproximação, alertar a torre de comando de que o trem de pouso está efetivamente travado embaixo.

O acendimento do farol de táxi no solo é comandado através de um interruptor, localizado na parte inferior esquerda do painel de instrumentos do posto de pilotagem dianteiro.

FARÓIS DE ATERRAGEM

A aeronave está equipada com dois faróis de aterragem de 450 W cada um, instalados no bordo de ataque de cada asa. Sua montagem permite ajustagens de posicionamento no plano horizontal e no plano vertical. O acendimento destes faróis é comandado através do mesmo interruptor de acendimento do farol de táxi.

LUZES DE FORMAÇÃO

Com a finalidade de fornecer informações relativas de atitude e posição da aeronave para voo noturno em formação, a aeronave está equipada com um sistema de luzes de formação, composto de oito luzes retangulares de baixa intensidade luminosa, sendo quatro de cada lado da fuselagem. Duas estão instaladas horizontalmente no nariz da aeronave e duas estão instaladas obliquamente na empenagem vertical.

O acendimento e a intensidade luminosa destas luzes são comandados através de um interruptor localizado no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro.

LUZES DE NAVEGAÇÃO

As luzes de navegação estão instaladas na cauda, na asa direita e na asa esquerda e são de cor branca, verde e vermelha, respectivamente.

Estas luzes são comandadas através do interruptor POSIÇÃO localizado no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro.

A intensidade luminosa das luzes de navegação é comandada através do interruptor de acendimento e controle da intensidade luminosa das luzes de formação.

LUZES ANTICOLISÃO

As luzes anticolisão, instaladas nesta aeronave, são do tipo estroboscópicas, com um alcance de 15 milhas náuticas, aproximadamente. Estas lâmpadas estão localizadas, uma em cada extremidade de asa, juntamente com as luzes de navegação.

O acendimento é comandado através do interruptor ANTI-COLISÃO, localizado no console lateral esquerdo do posto de pilotagem dianteiro.

LOCALIZAÇÃO DAS LUZES INTERNAS

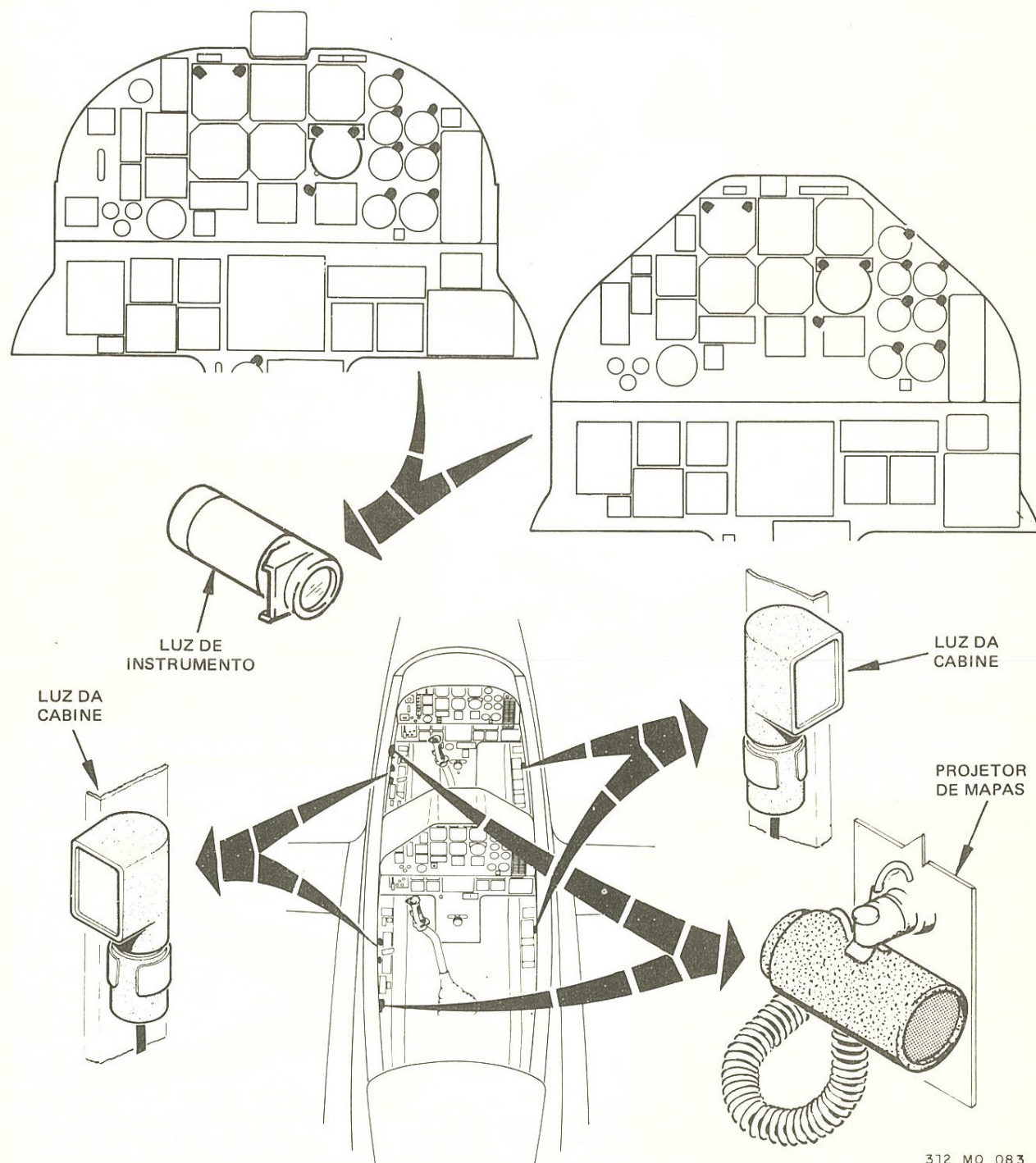
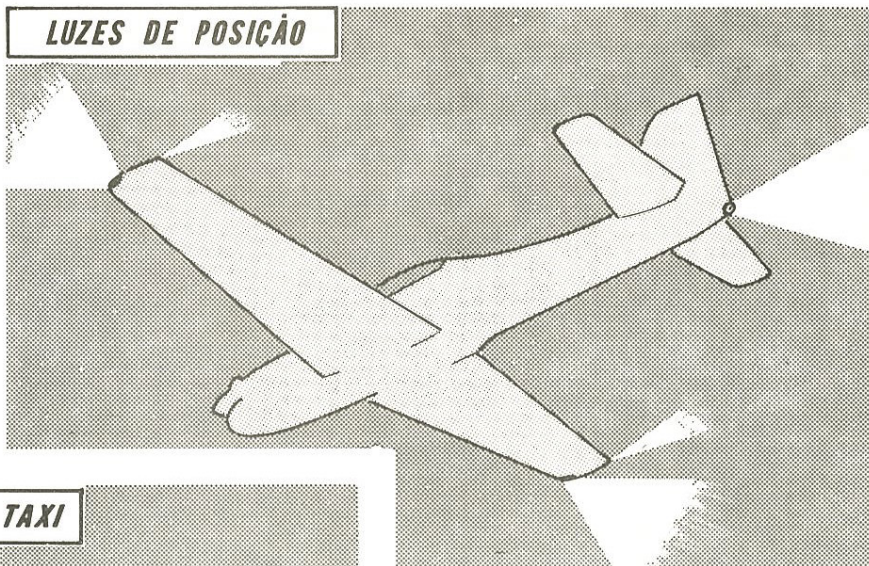


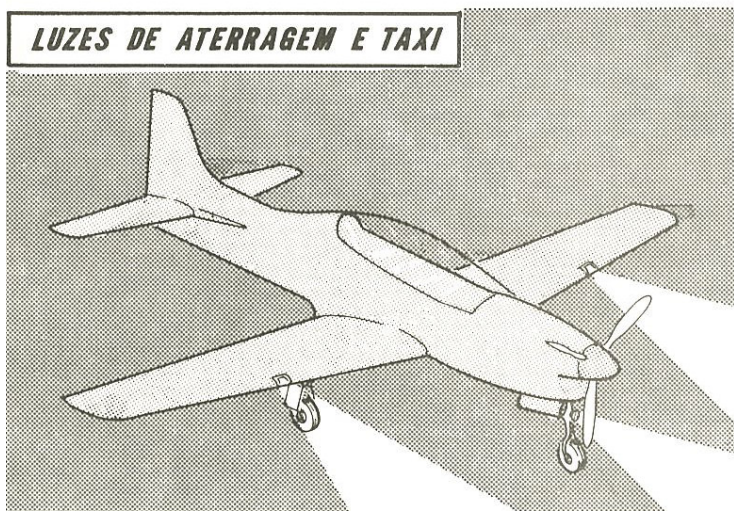
Figura 1-70

LUZES EXTERNAS

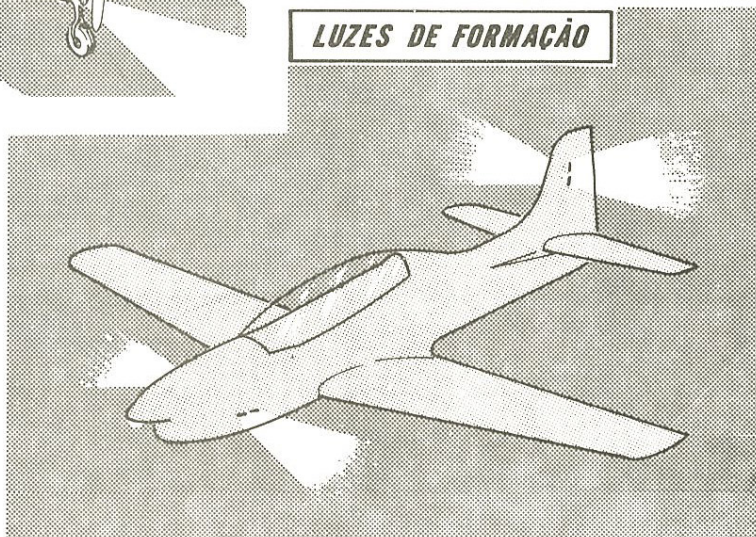
LUZES DE POSIÇÃO



LUZES DE ATERRAGEM E TAXI



LUZES DE FORMAÇÃO



312 MO 082 A

Figura 1-71

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE ILUMINAÇÃO

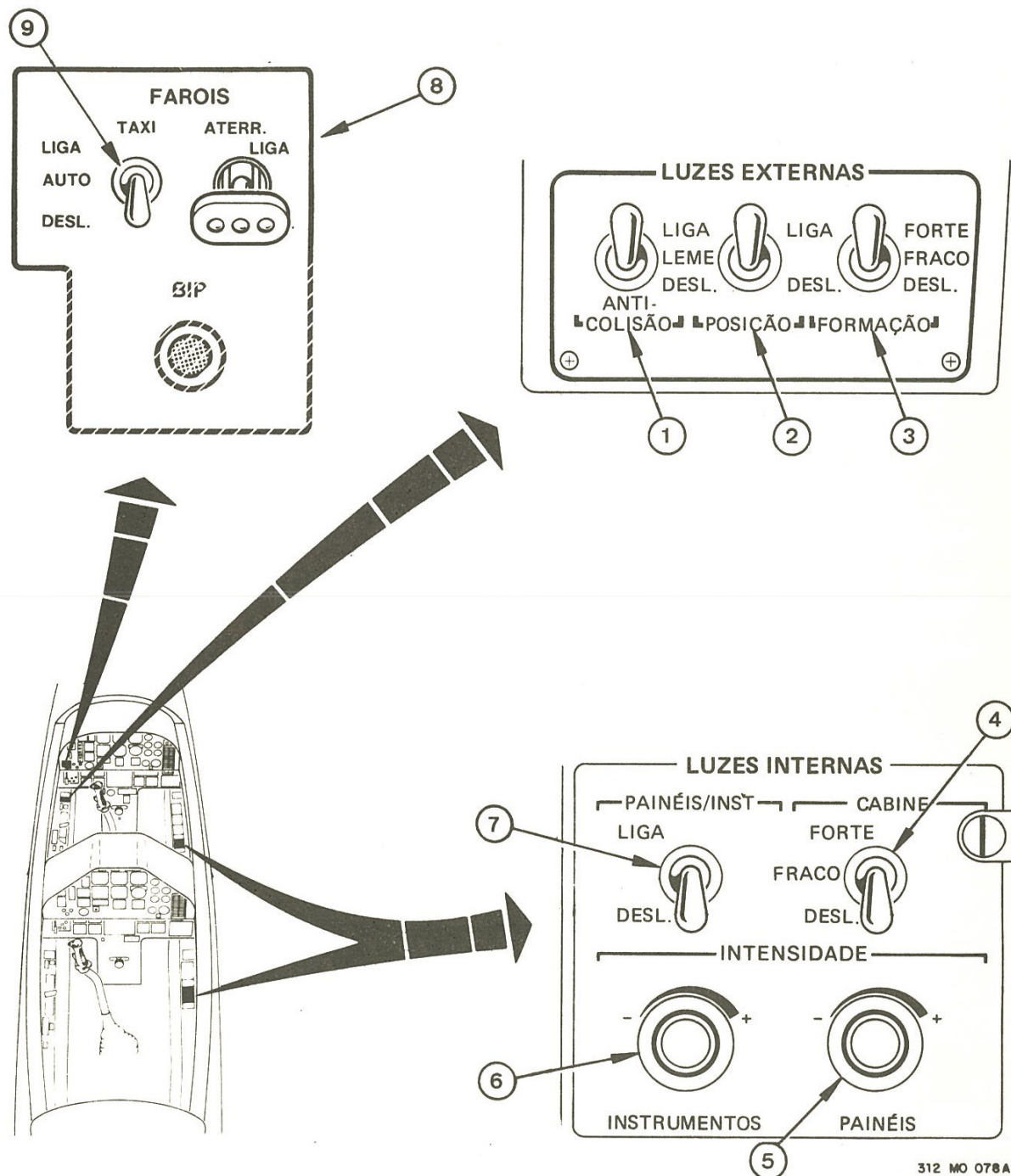


Figura 1-72 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor ANTICOLISÃO.	LIGA - Acende as luzes anticolisão. LEME - Acende somente a luz anticolisão do leme. DESL - Apaga as luzes anticolisão.
2. Interruptor POSIÇÃO.	LIGA - Acende as luzes de navegação. DESL - Apaga as luzes de navegação.
3. Interruptor FORMAÇÃO.	DESL - Apaga as luzes de formação. Se as luzes de navegação estiverem ligadas, estarão com a intensidade máxima. FRACO - Acende as luzes de formação com intensidade reduzida. Se as luzes de navegação estiverem acesas, estarão com a intensidade reduzida. FORTE - Acende as luzes de formação com intensidade total. Se as luzes de navegação estiverem acesas, estarão com a intensidade máxima.
4. Interruptor CABINE.	FORTE - Acende as luzes de cabine, do posto de pilotagem respectivo, com intensidade luminosa forte. FRACO - Acende as luzes de cabine, do posto de pilotagem respectivo, com intensidade luminosa fraca. DESL - Apaga as luzes de cabine.
5. Reostato das luzes PAINÉIS.	Controla a intensidade luminosa das luzes dos painéis.
6. Reostato das luzes INSTRUMENTOS.	Controla a intensidade luminosa dos instrumentos e das inscrições técnicas.
7. Interruptor PAINÉIS/INST.	LIGA - Liga a iluminação de painéis, instrumentos e inscrições técnicas do posto de pilotagem respectivo e comanda a redução da intensidade luminosa dos rádios e das teclas do painel do sistema de transferência de rádio. DESL - Desliga esta iluminação.
8. Interruptor FARÓIS/ATERR.	DESL - Apaga os faróis de aterragem. LIGA - Liga os faróis de aterragem.
9. Interruptor FARÓIS/TÁXI.	DESL - Apaga os faróis de táxi. AUTO - Liga os faróis de táxi somente em voo, com o trem de pouso abaixado e travado. ON - Liga os faróis de táxi no solo ou em voo.

Figura 1-72 (Folha 2 de 2)

SISTEMA DE OXIGÊNIO

A aeronave está equipada com um sistema de oxigênio gasoso, constituído de seis cilindros tipo D2, tubulações, reguladores, traquéias e máscaras (figura 1-73).

O sistema tem uma pressão máxima de operação de 450 psi e pressão mínima de 50 psi, podendo ser reabastecido por uma válvula acessível através de uma porta no lado direito do cone de cauda.

Cada assento ejetável dispõe de um cilindro de emergência de alta pressão (1800 psi), conectado ao sistema da aeronave. Normalmente, este suprimento só é usado durante uma ejeção; entretanto, em caso de falha do sistema do avião, pode ser usado durante uma descida até altitudes onde o uso de oxigênio não seja requerido. A duração do cilindro de emergência é de aproximadamente 10 minutos.

REGULADOR DE OXIGÊNIO

Um regulador de oxigênio, do tipo diluição e demanda, é provido em ambos os postos. Este regulador é responsável pela mistura ar/oxigênio fornecida ao piloto, permitindo também a inalação de oxigênio puro sob demanda ou oxigênio puro sob pressão. Cada regulador possui ainda um manômetro e um indicador de fluxo, que permitem monitorar o comportamento do sistema.

MANGUEIRAS DE OXIGÊNIO

As mangueiras, que fazem a ligação entre os reguladores e as máscaras de oxigênio, possuem três conexões do tipo desengate rápido que permitem a desconexão durante a ejeção. As conexões se situam:

- Entre a traquéia de saída do regulador do posto de pilotagem e a traquéia intermediária instalada no assento ejetável.

Este ponto é desconectado durante a separação assento/aeronave. Após a desconexão, o terminal da traquéia intermediária fecha-se para impedir a perda do oxigênio proveniente do cilindro de emergência.

- Entre a traquéia intermediária e a traquéia da máscara de oxigênio, através de uma conexão presa às correias do pára-quedas, que também recebe a mangueira do cilindro de emergência.

Este ponto é desconectado durante a separação assento/tripulante.

- Na mangueira proveniente do cilindro de emergência, que também é desconectada durante a separação assento/tripulante.

SISTEMA DE OXIGÊNIO ESQUEMÁTICO

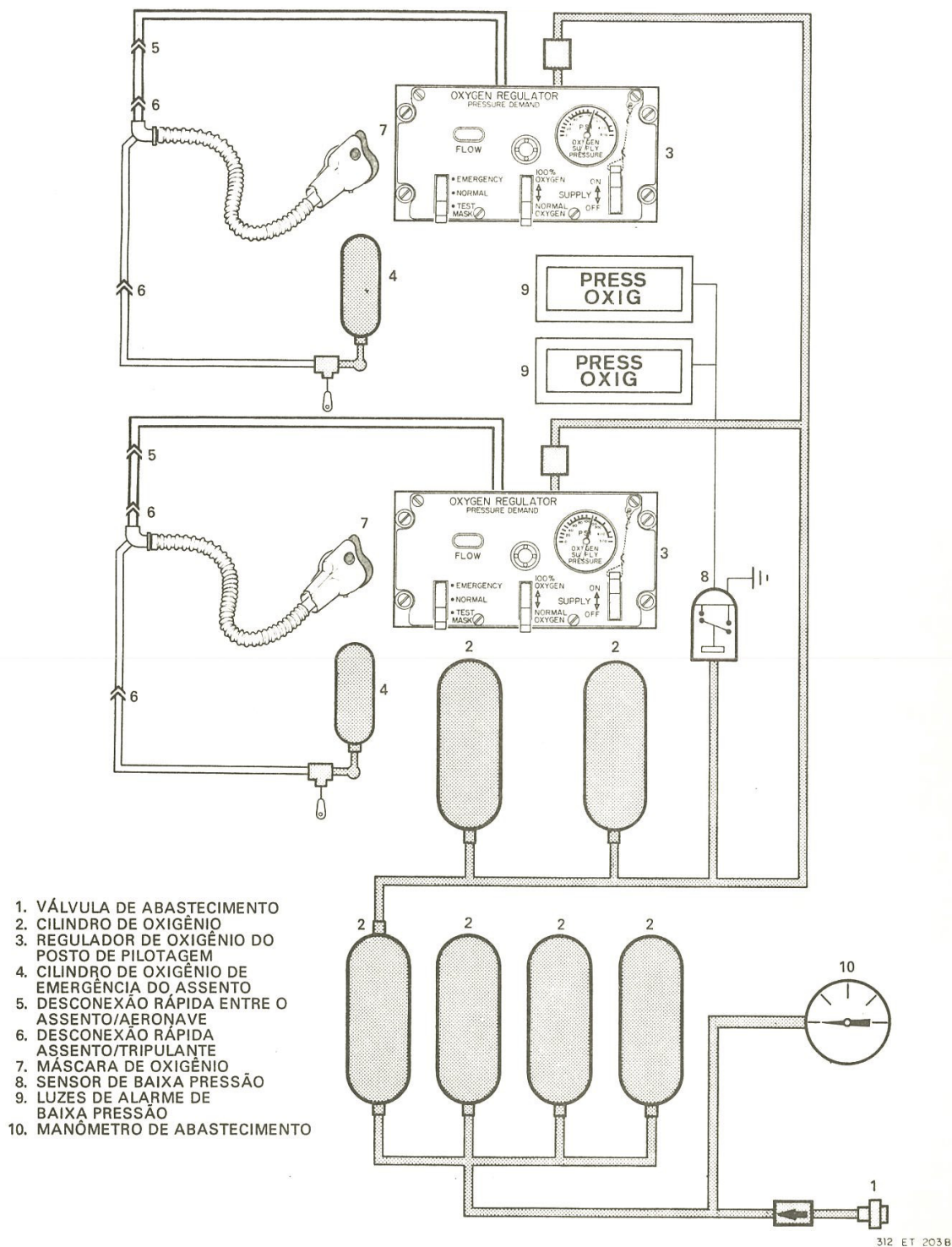


Figura 1-73

CONEXÕES DO SISTEMA DE OXIGÊNIO

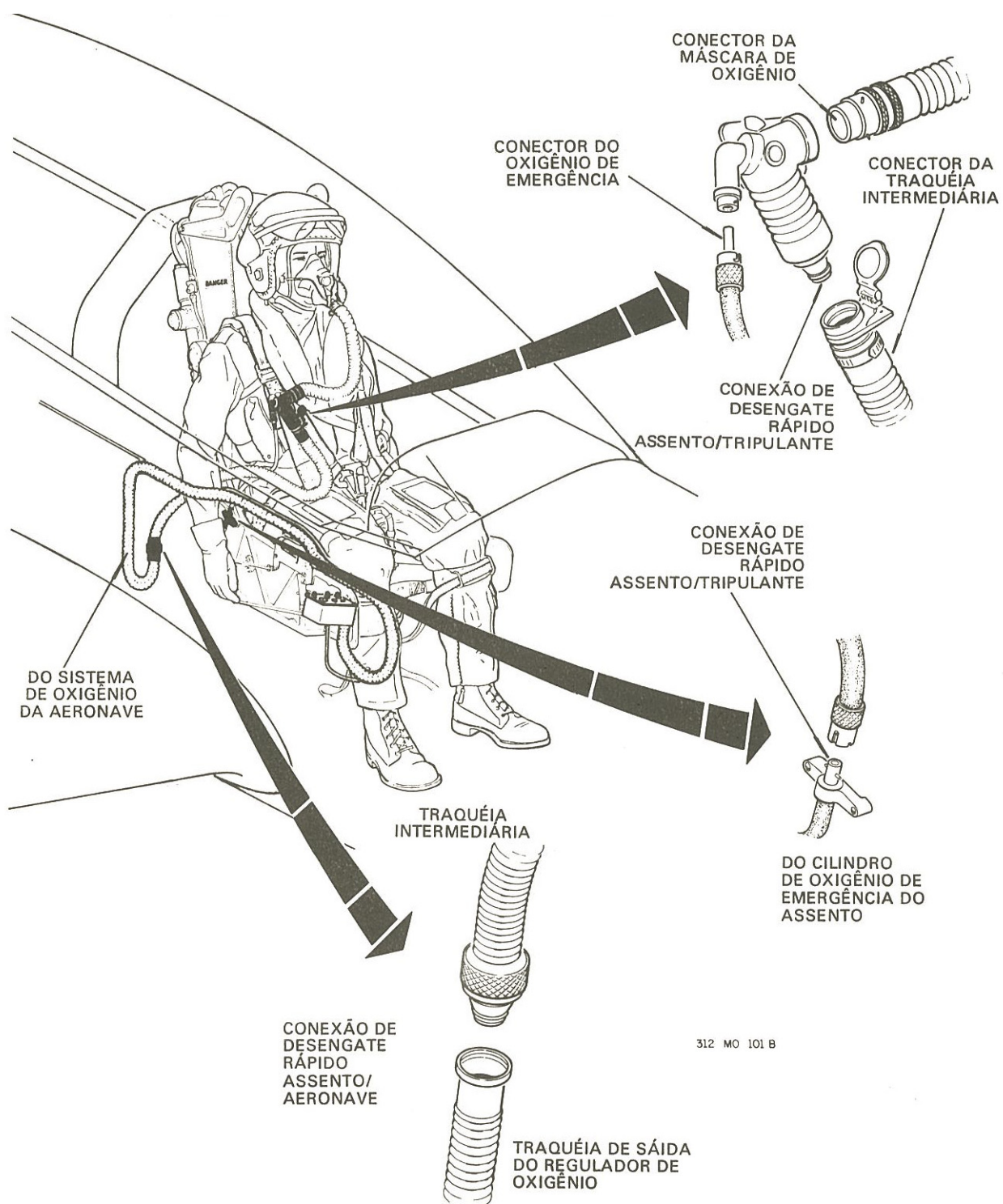


Figura 1-74

DURAÇÃO DO SISTEMA

A duração depende da pressão de oxigênio, da altitude de voo e da seleção entre NORMAL e 100% da alavanca do diluidor; veja a figura 1-75 para a duração do sistema.

DURAÇÃO DO SISTEMA DE OXIGÊNIO DA AERONAVE

ALTITUDE PRESSÃO PÉS	DILUIDOR	PRESSÃO DE OXIGÊNIO - psi						
		400	350	300	250	200	150	100
30000	NORMAL	3,2	2,7	2,2	1,8	1,4	0,9	0,6
	100%	3,2	2,7	2,2	1,8	1,4	0,9	0,5
25000	NORMAL	3,0	2,6	2,1	1,7	1,3	0,9	0,5
	100%	2,5	2,2	1,8	1,3	1,1	0,7	0,4
20000	NORMAL	3,4	2,9	2,4	1,9	1,4	1,0	0,5
	100%	2,0	1,7	1,5	1,2	0,9	0,6	0,3
15000	NORMAL	4,1	3,5	2,9	2,3	1,8	1,2	0,6
	100%	1,6	1,3	1,1	0,9	0,7	0,5	0,2
10000	NORMAL	5,4	4,7	3,9	3,1	2,3	1,6	0,8
	100%	1,4	1,2	1,0	0,8	0,6	0,4	0,2

NOTA

- Dois tripulantes
- Duração em horas e décimo de horas
- Com pressões abaixo de 100 psi, mante-
nha-se abaixo de 10000 ft.

Figura 1-75

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE OXIGÊNIO

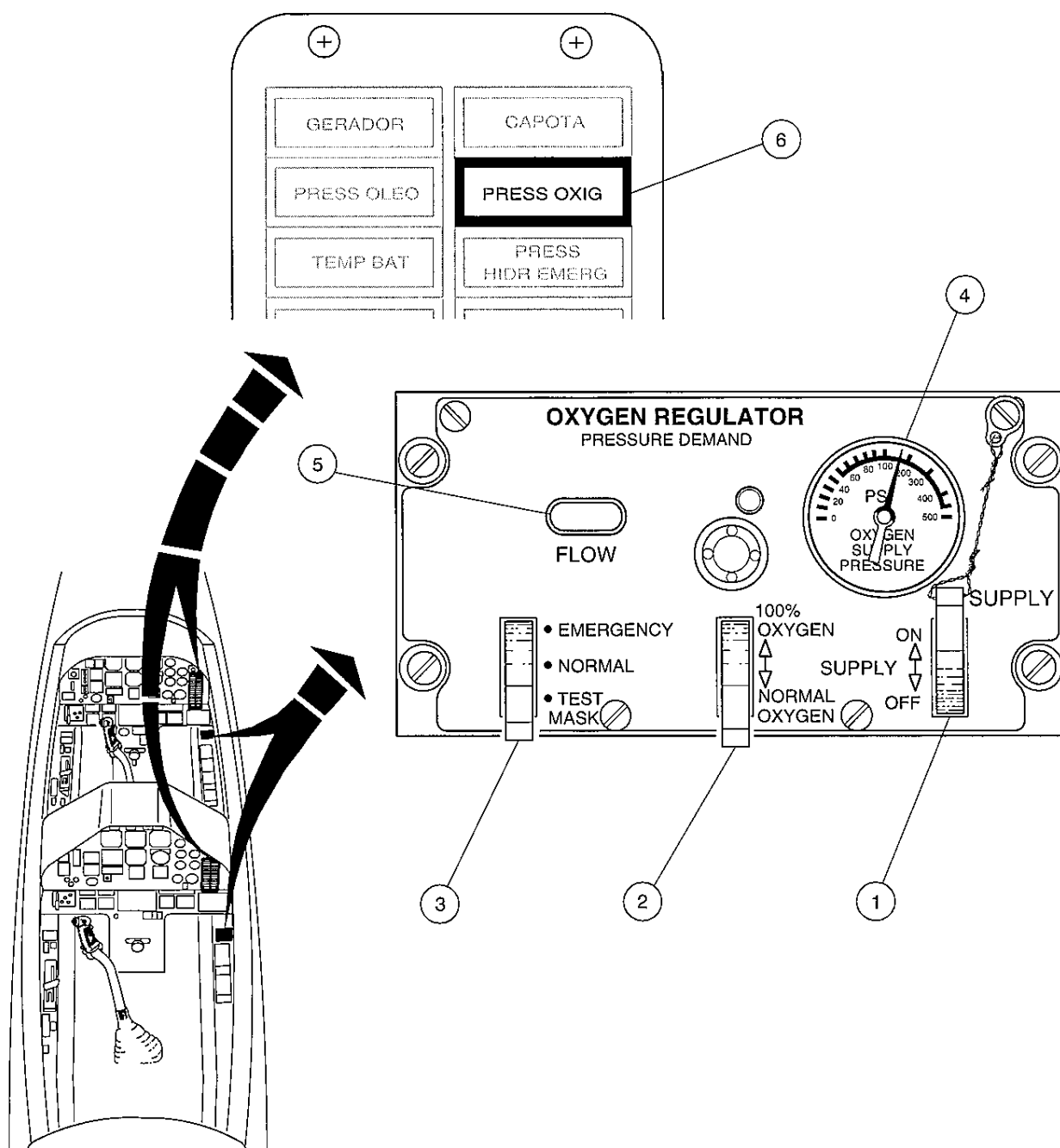


Figura 1-76 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Alavanca de suprimento - SUPPLY.	ON - Abre o fluxo de oxigênio para o regulador. OFF - Fecha o fluxo de oxigênio para o regulador. Nota Durante a operação normal da aeronave esta alavanca deve estar fre- nada na posição ON.
2. Alavanca do diluidor.	100% OXYGEN - O regulador fornece oxigênio puro. NORMAL OXYGEN - O regulador fornece oxigênio misturado com o ar-ambiente, sendo a dosagem variável de acordo com a altitude. A par- tir de aproximadamente 30000 ft, é fornecido oxigênio puro.
3. Alavanca de emergência.	EMERGENCY - O regulador fornece oxigênio puro continuamente para a máscara. NORMAL - O regulador fornece oxigênio sob demanda. TEST MASK - Posição momentânea, na qual o regulador fornece oxi- gênio sob pressão para o teste de vazamento da máscara.
4. Manômetro.	Indica a pressão do sistema de oxigênio.
5. Indicador de fluxo - FLOW.	Abertura no painel do regulador, que mostra marcas brancas quando o oxigênio é aspirado e marcas pretas quando não há aspiração, alterna- damente, durante o ciclo de respiração.
6. Luzes PRESS OXIG.	Acendem, quando a pressão no sistema de oxigênio atingir 80 ± 10 psi.

Figura 1-76 (Folha 2 de 2)

Nota

A pressão indicada pelo manômetro varia com a temperatura dos cilindros. Em altitudes elevadas e em temperaturas baixas, é normal que a pressão indicada caia.

Uma queda rápida na pressão em voo nivelado, entretanto, pode indicar um vazamento no sistema.

ARMAMENTO

O sistema de armamento consiste de: um visor de tiro, um painel de comando do armamento, um painel repetidor, uma câmara filmadora (opcional) e quatro pontos reforçados sob as asas.

Veja a Seção V, para informações a respeito das configurações de armamento disponíveis e dos limites de utilização.

PILONES

Os pilones subalares contêm um cabide com ganchos de suspensão de 14" de espaçamento.

CONTROLES DE ARMAMENTO

A seleção para a utilização dos diversos tipos de armamento é efetuada no painel de comando do armamento, no posto de pilotagem dianteiro. O disparo das metralhadoras e foguetes é controlado pelo gatilho do manche dianteiro e o lançamento das cargas diversas é controlado por um botão de pressão, operado pelo polegar, também no manche dianteiro.

É provido de um interruptor de corte do armamento no posto traseiro, para permitir que o instrutor interrompa, a qualquer momento, todas as funções deste sistema.

Um painel repetidor, no posto traseiro, reproduz toda a seleção do armamento efetuado pelo piloto do posto dianteiro.

O disparo de metralhadora e foguetes e o lançamento de cargas externas somente são possíveis com o avião em voo (amortecedor esquerdo distendido), porém esta proteção pode ser desativada para permitir a execução de serviços pelo pessoal da manutenção ou o alijamento no solo em emergência.

VISOR DE TIRO

O visor de tiro está instalado num suporte localizado sobre a linha de simetria da aeronave, acima do painel de instrumentos do posto de pilotagem dianteiro.

O visor de tiro consiste essencialmente de duas lâmpadas com interruptor de seleção, um retículo, um espelho plano, um espelho esférico e uma lente combinada.

O sistema óptico gera um retículo composto de barras e arcos de circunferência, refletido na lente combinada e focalizado no infinito, cujas dimensões permitem calcular o alcance até o alvo, quando se conhecem suas dimensões básicas.

O visor dispõe de um controle de azimuth, ajustável de zero a ± 60 miliradianos e de um controle para elevação, ajustável de -30 a 200 miliradianos, com os respectivos indicadores à base do visor.

O visor de tiro fornece ao piloto um retículo graduado, que permite mirar um alvo, em ataque ar-solo. A lâmpada e o retículo geram a mira de disparo, que é projetada na lente combinada.

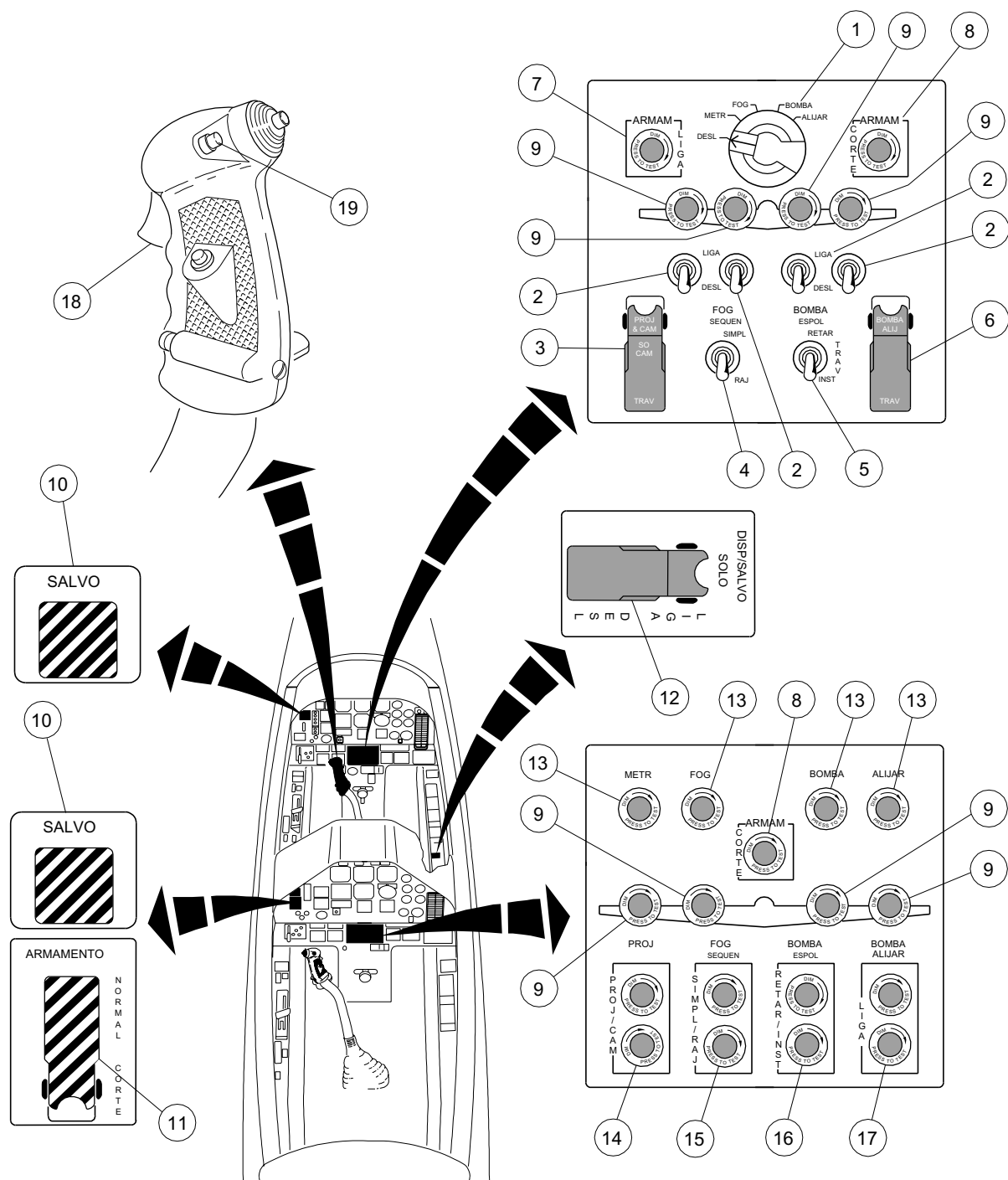
A luz refletida pelo espelho esférico é parcialmente refletida e parcialmente transmitida pela lente combinada. O piloto perceberá na lente combinada a luz refletida, enquanto que a parte transmitida pela lente combinada será orientada para a câmara filmadora.

CÂMARA FILMADORA

O visor de tiro permite adaptar uma câmara filmadora, a fim de registrar o resultado do disparo de metralhadoras ou o lançamento de foguetes. A câmara é acionada automaticamente, quando é acionado o gatilho no manche do posto de pilotagem dianteiro.

A operação da câmara filmadora é interrompida três segundos após a liberação do gatilho.

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE ARMAMENTO



EM312MW010176A.DGN

Figura 1-77 (Folha 1 de 6)

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA DE ARMAMENTO

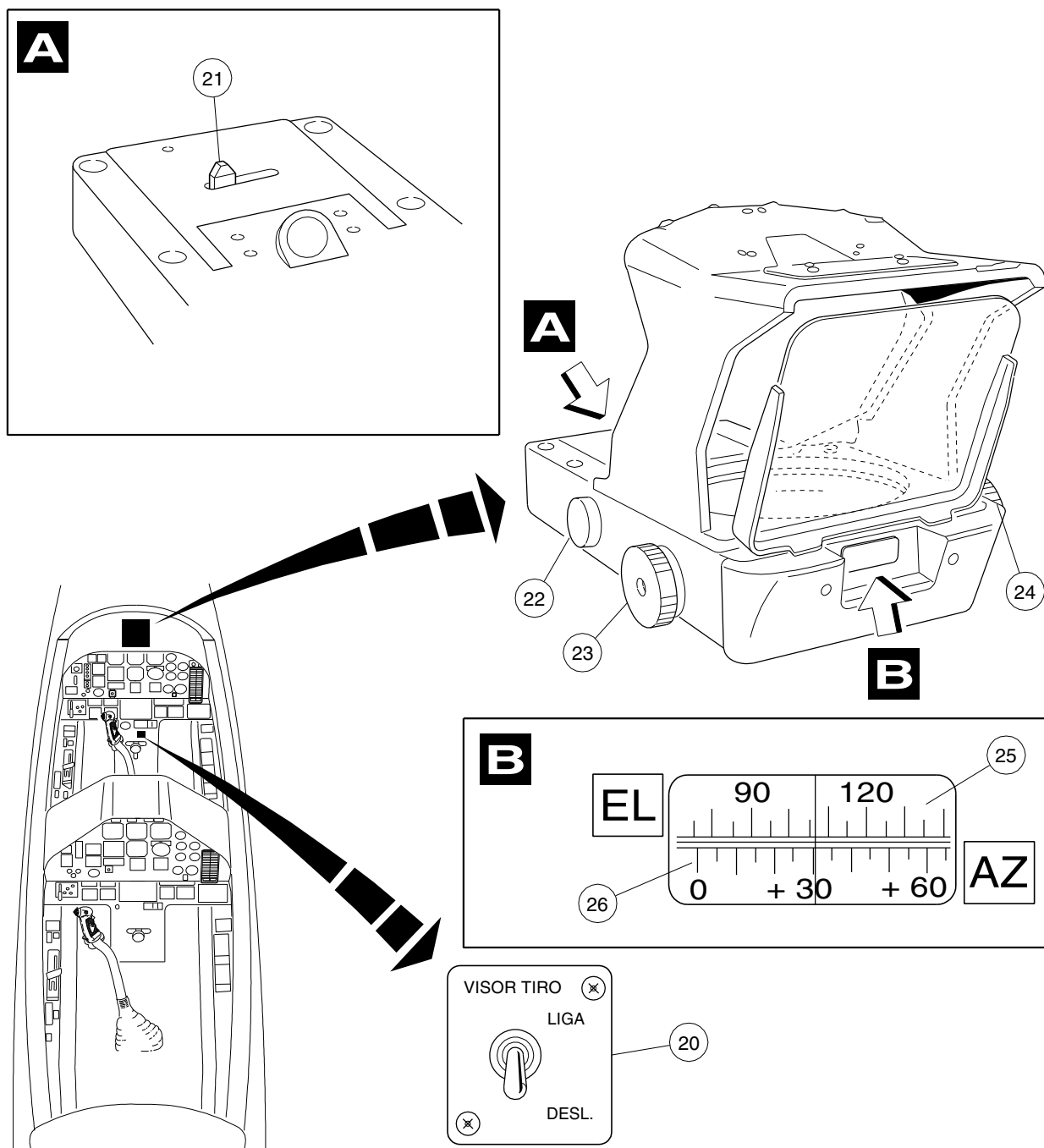


Figura 1-77 (Folha 2 de 6)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Seletor de armamento.	DESL - Todo o sistema de comando, seleção e disparo permanece desenergizado. METR - Arma o sistema para o disparo de metralhadoras, desde que as mesmas estejam disponíveis em qualquer das estações internas. Para que o circuito se complete, é necessário que o interruptor de autorização de disparo de projéteis e o interruptor de engatilhamento de estação estejam posicionados corretamente e o gatilho seja comprimido 1° e 2° estágios. FOG - Arma o sistema para o disparo de foguetes. Para que o circuito se complete, é necessário que o interruptor de engatilhamento de estação e o interruptor de autorização de disparo de projéteis estejam posicionados corretamente e o gatilho seja comprimido 1° e 2° estágios. BOMBA - Arma o sistema para o lançamento de bombas. Para que o circuito se complete, é necessário que o interruptor de engatilhamento da estação e o interruptor de autorização de lançamento de bombas/alijamento estejam posicionados corretamente e que o botão seletor seja comprimido. ALIJAR - Arma o sistema para o alijamento de qualquer carga externa. Para que o circuito se complete, é necessário que os interruptores de engatilhamento de estação e o interruptor de autorização de lançamento de bombas/alijamento estejam posicionados corretamente e que o botão de lançamento seja comprimido. Esta posição permite o alijamento seletivo de cargas externas. No caso de bombas, o seu alijamento será efetuado na condição segura (espoletas desarmadas).
2. Interruptor de engatilhamento de estação.	LIGA - Permite o engatilhamento da estação respectiva, desde que o armamento localizado na mesma seja compatível com o posicionamento do seletor de armamentos. DESL - Desativa a estação respectiva.
3. Interruptor de autorização de disparo de projéteis e câmera.	PROJ & CAM - Permite o acionamento da câmera filmadora e, simultaneamente, o disparo de projéteis (metralhadoras ou foguetes), quando o gatilho é pressionado 1° e 2° estágios. SO CAM - Permite somente o acionamento da câmera filmadora, quando o gatilho é pressionado. TRAV - Impede o acionamento da câmera filmadora e o disparo de projéteis.
4. Seletor de modo de disparo de foguetes.	SIMPL - Um foguete é disparado a cada acionamento do gatilho. RAJ - Os foguetes do lançador são disparados em sequência, enquanto o gatilho estiver pressionado.
5. Seletor de espoletas das bombas.	INST - Ativa os solenóides para armar as espoletas do nariz e da empenagem das bombas existentes nos cabides, desde que o seletor de armamento esteja posicionado em BOMBA. TRAV - Desativa os solenóides de armação das espoletas. RETAR - Ativa os solenóides de armação das espoletas da empenagem das bombas existentes nos pilones, desde que o seletor de armamento esteja posicionado em BOMBA.

Figura 1-77 (Folha 3 de 6)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
6. Interruptor de autorização de lançamento de bombas/alijamento.	BOMBA ALIJ - Permite o lançamento das bombas ou o alijamento de cargas externas. TRAV - Impede o lançamento de bombas e o alijamento de cargas externas.
7. Luz ARMAM LIGA.	Quando acesa, indica que o armamento está preparado para ser comandado. Nota O teste da lâmpada só será possível se o interruptor DISP/SALVO SOLO estiver na posição LIGA, ou com os amortecedores estendidos.
8. Luzes ARMAM CORTE.	Acendem, quando o comando de armamento é desativado pela atuação do interruptor de corte no painel traseiro.
9. Luzes de presença de carga.	Acendem, indicando a presença de cargas nas estações, desde que as cargas externas contidas nas mesmas estejam de acordo com a seleção de armamento efetuada. Nota O teste das lâmpadas só será possível se os interruptores de engatilhamento de estação estiverem na posição LIGA e a carga instalada (ganchos dos pilones fechados).
10. Botão SALVO.	Quando comprimido, provoca o alijamento das cargas externas em segurança, independente da condição de seleção do sistema de armamento. Para comprimi-lo deve-se levantar a guarda. Para que o alijamento se concretize, é necessário que o amortecedor esquerdo não esteja comprimido (condições de voo) ou que o interruptor DISP/SALVO SOLO esteja ligado.
11. Interruptor de corte de armamento.	NORMAL - Permite a utilização do sistema de armamento. CORTE - Corta toda a alimentação elétrica para o sistema de disparo, a seleção de armamento e as funções auxiliares. Somente operam o visor de tiro e o botão SALVO
12. Interruptor DISP/SALVO SOLO.	Permite que seja simulada a condição de voo, com o avião no solo, possibilitando o disparo de armamento e da câmera filmadora, bem como o alijamento das cargas externas.
13. Luzes-testemunhas do seletor de armamento.	Acendem, indicando o posicionamento do seletor de armamento.
14. Luzes-testemunhas do interruptor de autorização de disparo de projéteis e câmera.	Acendem indicando o posicionamento do interruptor. Na posição SO CAM, somente a luz CAM acende, e na posição PROJ & CAM, acende, além da luz CAM, a luz PROJ. Para que a luz PROJ acenda, é necessário que os projéteis estejam prontos para serem disparados. Nota O teste da lâmpada PROJ só será possível se o interruptor DISP/SALVO SOLO estiver na posição LIGA, ou com os amortecedores estendidos

Figura 1-77 (Folha 4 de 6)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
15. Luzes-testemunhas do seletor de modo de disparo de foguetes.	Acendem, indicando o posicionamento do seletor.
16. Luzes-testemunhas do seletor de espoleta de bombas.	Acendem, indicando o posicionamento do seletor. Na posição TRAV as luzes permanecem apagadas.
17. Luzes-testemunhas do interruptor de autorização de desprendimento da bomba/alijamento.	Acendem, indicando que o interruptor está na posição BOMBA/ALIJAR. Na posição TRAV, as luzes permanecem apagadas. Nota O teste das lâmpadas só será possível se o interruptor DISP/SALVO SOLO estiver na posição LIGA, ou com os amortecedores estendidos.
18. Gatilho.	Quando comprimido o seu primeiro estágio, aciona somente a câmera filmadora, desde que o interruptor de autorização de disparo de projéteis e câmera estejam em PROJ & CAM ou SO CAM. Acionado em seu estágio final, aciona a câmera fotográfica e provoca o disparo de projéteis, desde que o interruptor de autorização de disparo de projéteis e câmera esteja em PROJ & CAM, o seletor de armamento esteja em METR ou FOG e o interruptor de engatilhamento da estação aplicável esteja em LIGA.
19. Botão de lançamento.	Quando comprimido, permite o lançamento de cargas externas, desde que o seletor de armamento esteja em BOMBA ou ALIJAR, o interruptor de engatilhamento da estação aplicável esteja em LIGA e o interruptor de autorização de lançamento de bombas/alijamento esteja em BOMBA ALIJ.
20. Interruptor VISOR TIRO.	LIGA - Ilumina o visor de tiro. DESL - O visor de tiro permanece sem iluminação.
21. Interruptor de seleção.	Permite selecionar uma das duas lâmpadas para iluminar o visor de tiro.
22. Controle de intensidade luminosa.	Permite controlar a intensidade luminosa do retículo.
23. Controle de elevação.	Permite deslocar o retículo no plano vertical.
24. Controle de azimute.	Permite deslocar o retículo no plano horizontal.
25. Escala de elevação.	Indica, em miliradianos, o deslocamento vertical do retículo.
26. Escala de azimute.	Indica, em miliradianos, o deslocamento horizontal do retículo.

Figura 1-77 (Folha 5 de 6)

EQUIPAMENTO DE EMERGÊNCIA

TRANSMISSOR DE EMERGÊNCIA

Um transmissor de emergência, localizado no cone de cauda da aeronave, tem por finalidade fornecer a posição do avião na operação de busca e salvamento. O transmissor possui uma bateria do tipo alcalina, com uma vida útil de 18 meses e um tempo máximo de operação contínua de 48 horas. A transmissão é feita simultaneamente nas frequências de 121,5 MHz e 243 MHz. O transmissor permanece inoperante, quando submerso.

ESTOJO DE PRIMEIROS SOCORROS

Um estojo de primeiros socorros encontra-se instalado em frente à coluna do manche do posto traseiro de pilotagem.

EQUIPAMENTOS DIVERSOS

Os itens apresentados como equipamentos diversos fazem parte do Equipamento de Apoio no Solo.

CAPAS DE PROTEÇÃO

Para evitar que os tubos de Pitot fiquem obstruídos por sujeira ou insetos, quando a aeronave estiver estacionada, são fornecidas duas capas de proteção para serem instaladas nos referidos tubos. Também, com a mesma finalidade, são fornecidas duas capas para os escapamentos e uma tampa para a entrada de ar do motor.

FIXAÇÃO DA HÉLICE

Um conjunto da amarração, para a imobilização da hélice, é também fornecido e deve ser instalado na hélice, a fim de impedir que a mesma gire quando a aeronave estiver estacionada com o motor parado. O conjunto consta de uma guarda, colocada na ponta inferior da hélice e de duas fitas que se estendem desde a guarda e são presas nas capas de proteção dos escapamentos.

BAGAGEIRO

Um bagageiro, com capacidade máxima de carga de 30 kgf, está localizado no cone de cauda da aeronave, imediatamente atrás do assento ejetável do posto traseiro de pilotagem.

O acesso a este bagageiro é obtido através de uma porta com 0,58 m de altura e 0,55 m de largura, localizada atrás da asa, no lado esquerdo da fuselagem.

Para amarrar e imobilizar qualquer carga colocada no bagageiro, existe um conjunto de amarração composto de cintos e fivelas.

Três cintos estão fixados em suas extremidades, dispostos transversalmente à aeronave, e podem ser regulados de acordo com o tamanho da carga; outros três cintos podem ser deslocados ao longo dos cintos fixos, formando uma rede.

Antes do voo, uma bolsa, contendo os pinos de segurança do assento ejetável (pinos de segurança da unidade barotática de tempo, do canhão de arrasto e do sistema manual de sobrepujamento) e outra bolsa contendo chaves, devem ser colocadas e imobilizadas no bagageiro.

DISPOSITIVO MICTÓRIO

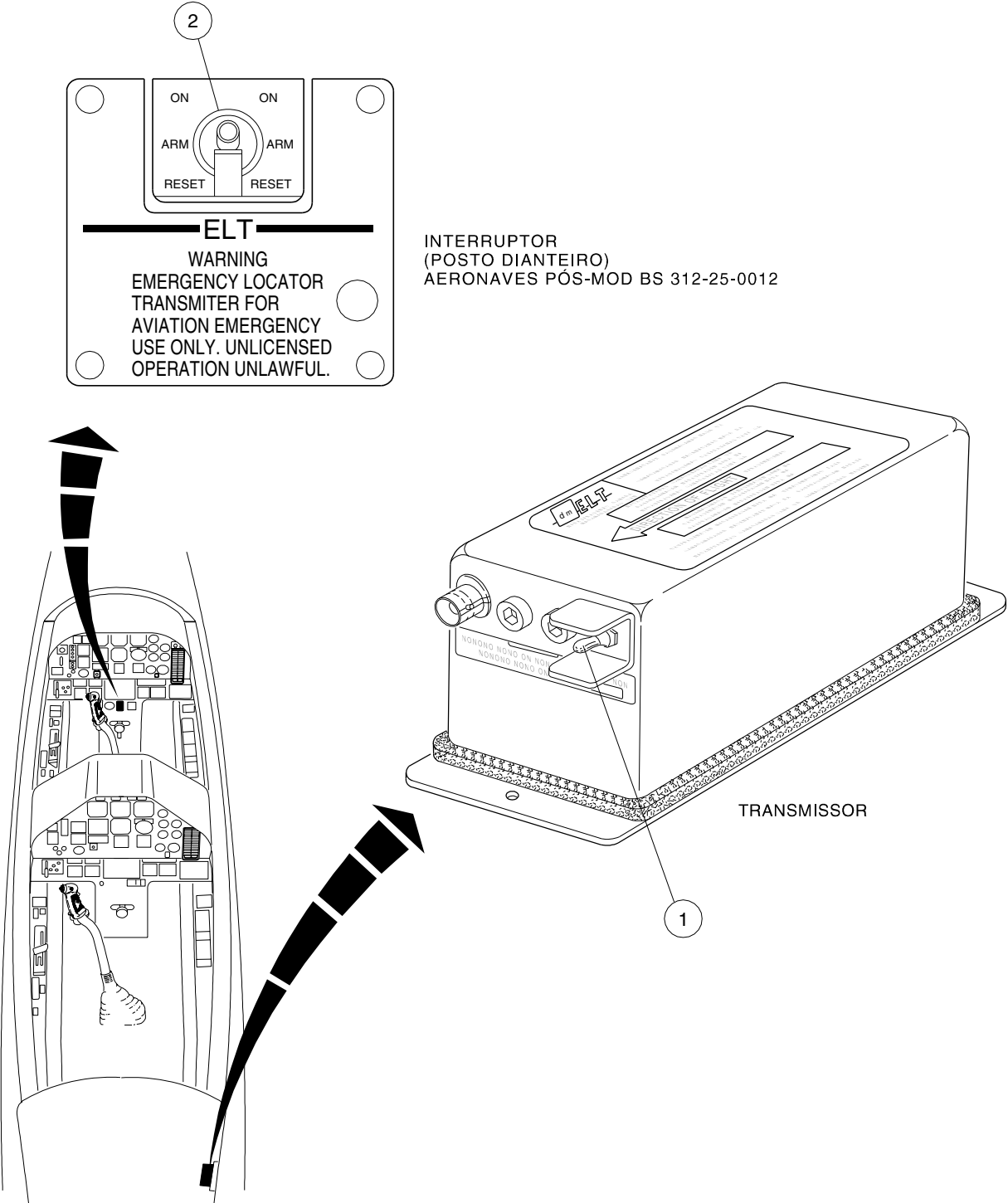
A aeronave é equipada com um dispositivo mictório localizado no lado esquerdo de cada posto de pilotagem, que através de drenos situados na parte inferior da fuselagem, alijam o produto resultante da micção.

Cada dispositivo é composto de um cone, uma mangueira flexível e uma tubulação de alijamento.

ESPELHOS RETROVISORES

Dois espelhos retrovisores ajustáveis estão instalados na pala do painel de instrumentos do posto dianteiro.

CONTROLES E INDICADORES DO
TRANSMISSOR DE EMERGÊNCIA



EM312MV010179B.DGN

Figura 1-78 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Interruptor de comando no transmissor.	OFF - Transmissor desligado. ON - Liga o transmissor. AUTO - Coloca o transmissor no modo automático. Nota O interruptor de comando no transmissor é destinado apenas à manutenção.
2. Interruptor de comando no posto dianteiro.	LIGA - Ativa o transmissor se o interruptor de comando no transmissor estiver posicionado em AUTO. ARM - Posição normal. Nesta condição, o transmissor será ativado automaticamente, na eventualidade de uma desaceleração longitudinal maior que 5G, se o interruptor de comando no transmissor estiver posicionado em AUTO.

Figura 1-78 (Folha 2 de 2)

ABASTECIMENTO

ABASTECIMENTO DOS TANQUES DE COMBUSTÍVEL

Para o abastecimento dos tanques de combustível, consulte a figura 1-82.

ABASTECIMENTO DE ÓLEO DO MOTOR

Para o abastecimento de óleo do motor, consulte a figura 1-82.

ABASTECIMENTO DO RESERVATÓRIO DE FLUIDO HIDRÁULICO

Para o abastecimento do reservatório de fluido hidráulico, utilize a bomba manual de abastecimento localizada próximo ao reservatório consulte a figura 1-82.

ABASTECIMENTO DO RESERVATÓRIO DO SISTEMA DE FREIO

Para o abastecimento do reservatório do sistema de freio, consulte a figura 1-82.

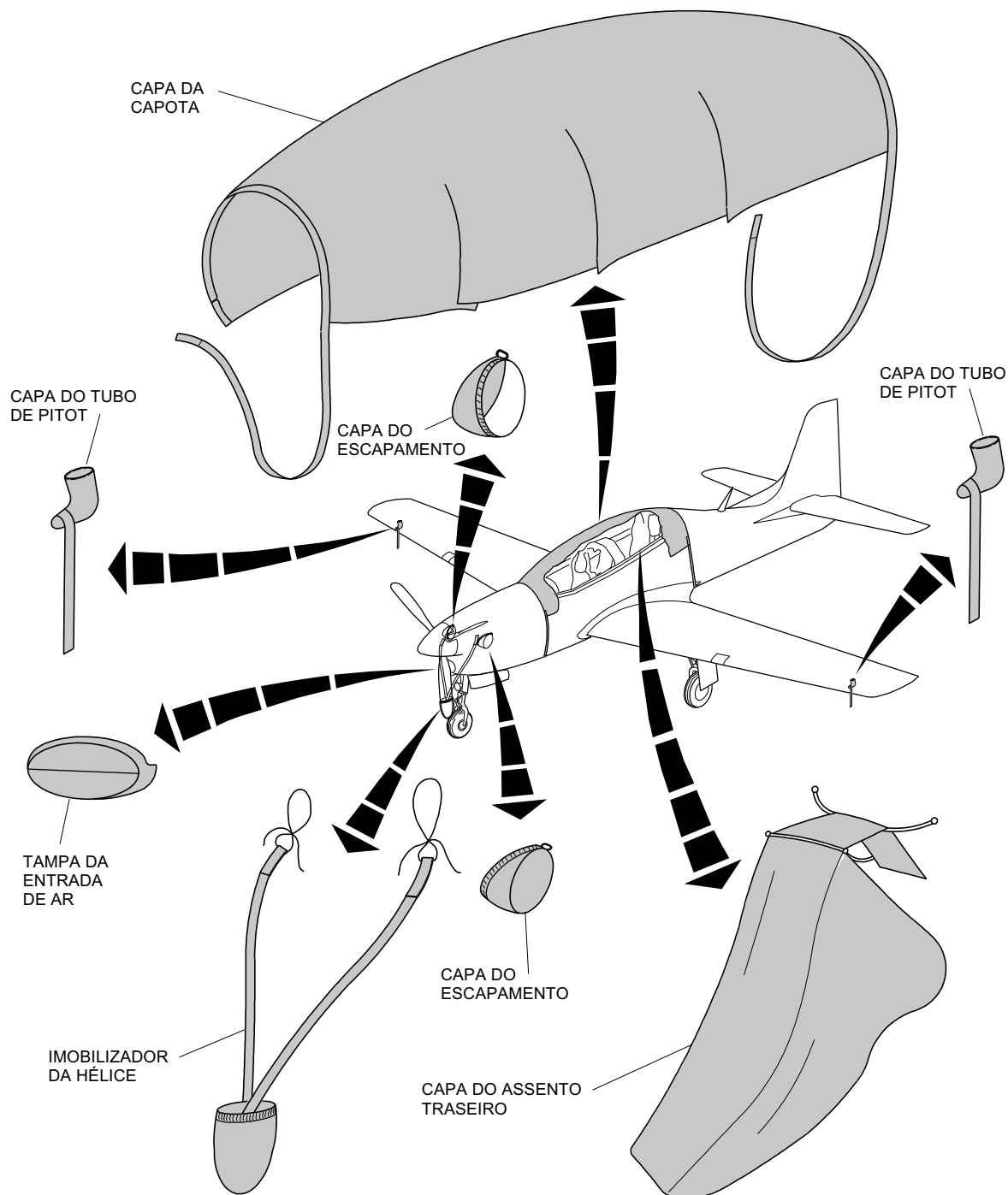
ABASTECIMENTO DOS CILINDROS DE OXIGÊNIO

Para o abastecimento dos cilindros de oxigênio, consulte a figura 1-82.

ABASTECIMENTO DO ACUMULADOR DE EMERGÊNCIA (NITROGÊNIO)

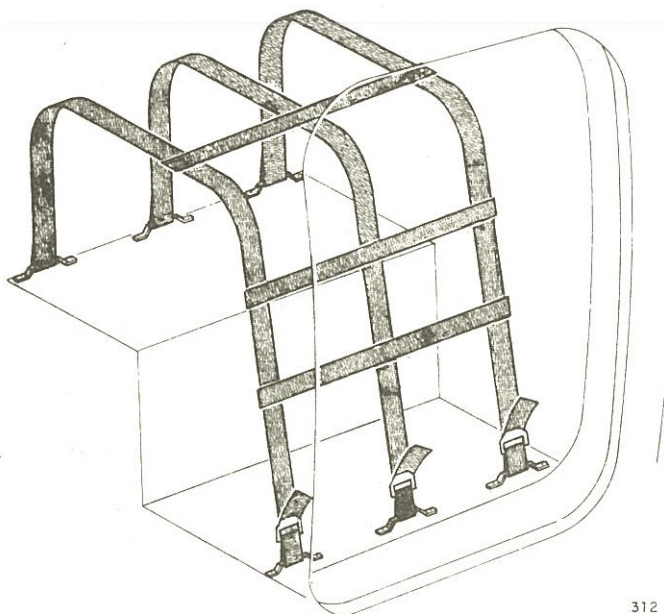
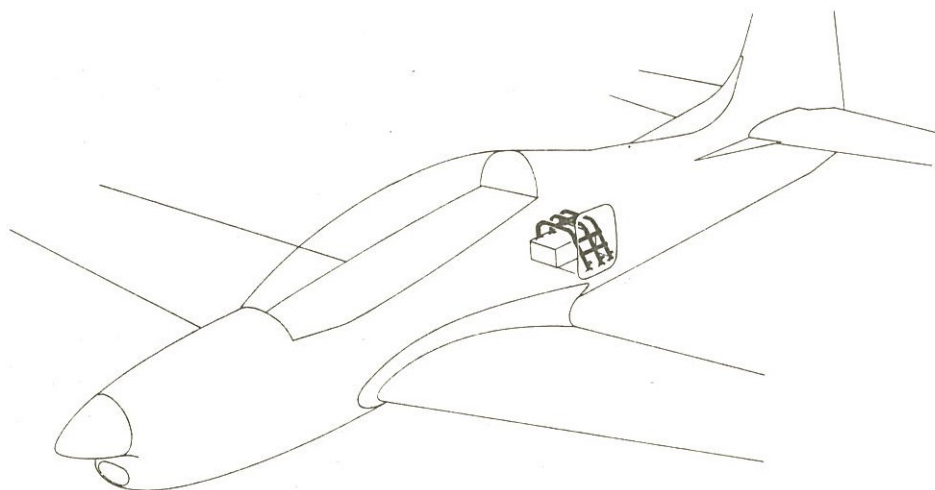
Para o abastecimento do acumulador de emergência com nitrogênio, consulte a figura 1-82.

EQUIPAMENTOS DIVERSOS



EM312NV010177A.DGN

Figura 1-79

BAGAGEIRO

312 MO 100

Figura 1-80

DISPOSITIVO MICTÓRIO

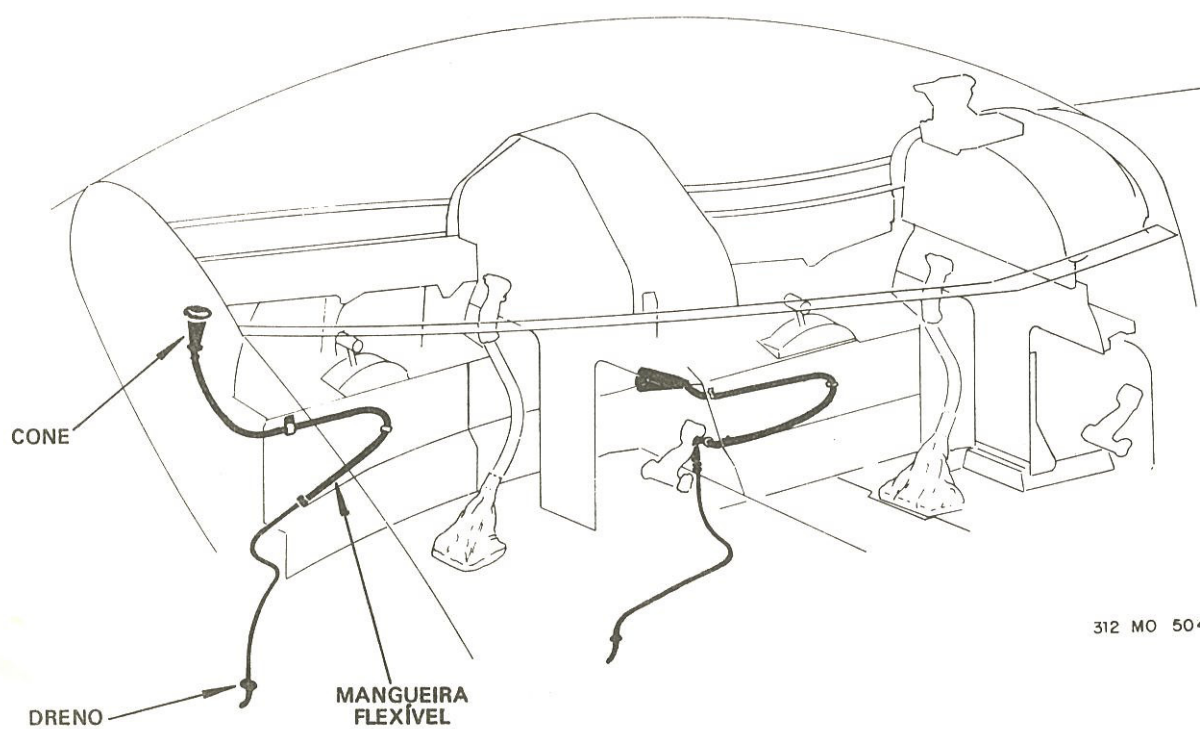


Figura 1-81

DIAGRAMA DE SERVIÇOS

COMBUSTÍVEL			
DESIGNAÇÃO	ESPECIFICAÇÃO	PROD. COMERCIAL	FORNECEDOR
QAV-1	CNP-03		PETROBRAS
JET A-1	-DERD 2494 (AVTUR) -ASTM D1 1655 (JET A1) -PWA 522 -NATO F-35 -NATO F-34 -AIR 3405 C	AV JET A-1 TURBO FUEL A-1 JET A-1	TEXACO ESSO SHELL
JET A	-ASTM D 1655 (JET A) -PWA 522 -AIR 3406 C	TURBO FUEL A	ESSO
JET B	-ASTM D 1655 (JET B) -DERD 2486 (AV TAG) -AIR 3407 B -PWA 522 -NATO F-45	JET B TURBO FUEL B	SHELL ESSO
JP-4	-DERD 2454 (AVTAG/FSII) -MIL 5624 G (GRADE JP4) -NATO F-40 -PWA 522 -AIR 3407 B	AV JET JP-4 TURBO FUEL 5 SHELL JP-4	TEXACO ESSO SHELL
JP-5	-DERD 2498 (AVCAT 48) -MIL 5624 G (GRADE JP5) -AIR 3404 -NATO F-44	AV JET JP-5 SHELL JP-5	TEXACO SHELL
* AVGAS	-DERD 2485 -NATO F-12 -NATO F-18 -NATO F-22	GASOLINA DE AVIAÇÃO	PETROBRAS SHELL ESSO TEXACO

NOTA

* USO EM EMERGÊNCIA ATÉ
O LIMITE DE 150 HORAS.

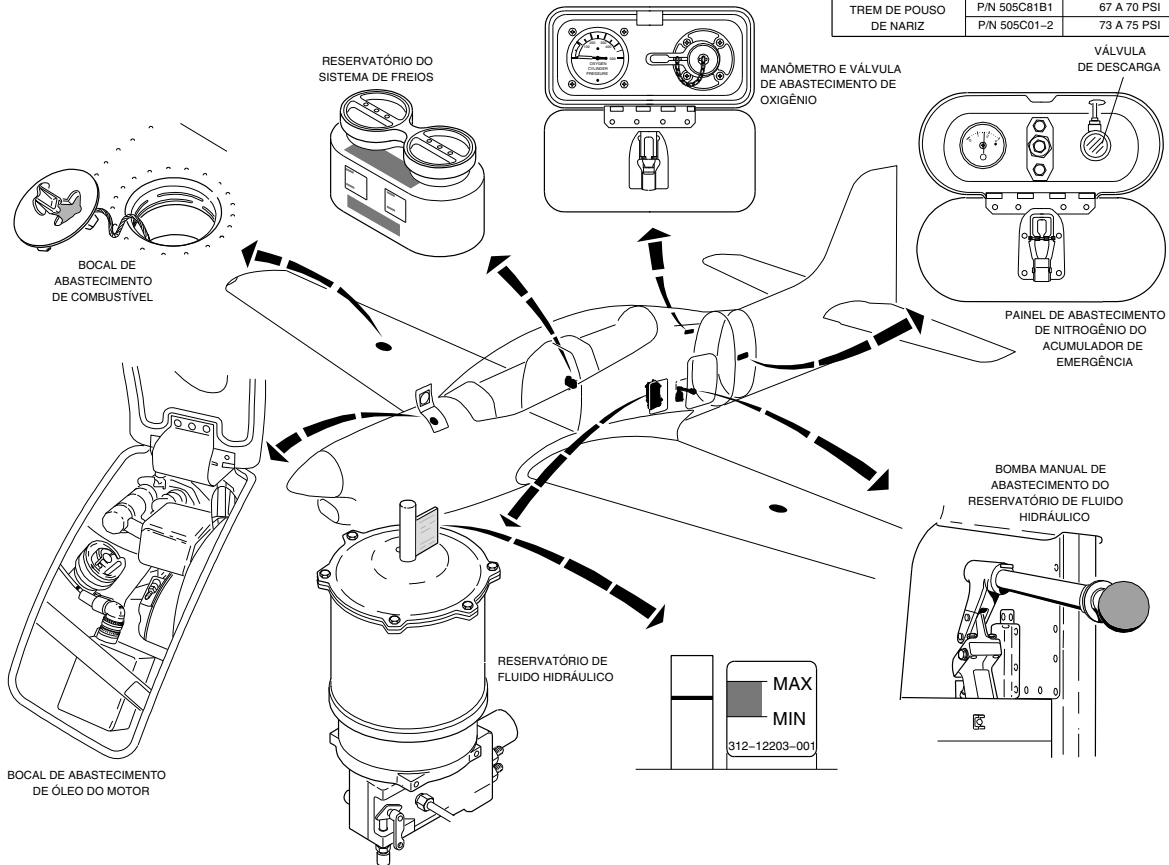
ÓLEO DO MOTOR		
ESPECIFICAÇÃO	PRODUTO COMERCIAL	FORNECEDOR
PWA-521-TYPE II MIL-L-23699	ESSO TURBO OIL 2380 AERO SHELL TURBINE OIL 500 MOBIL JET II MOBIL JET 254 CASTROL 5000	ESSO SHELL MOBIL OIL MOBIL OIL CASTROL
CPW-202 DERD 2487	ESSO TURBO OIL 274 CASTROL 98 AERO SHELL 750	ESSO CASTROL SHELL

OXIGÊNIO		
ESPECIFICAÇÃO	NOTA	FORNECEDOR
MIL-O-27210	OXIGÊNIO MEDICINAL PODE SER UTILIZADO COMO ALTERNATIVA. VEJA MANUAL DE MANUTENÇÃO.	S.A. WHITE MARTINS OXIGÊNIO DO BRASIL

NITROGÊNIO	
ESPECIFICAÇÃO	FORNECEDOR
BB-N-411, TIPO I CLASSE I, GRAU B	S.A. WHITE MARTINS OXIGÊNIO DO BRASIL

FLUIDO HIDRÁULICO		
ESPECIFICAÇÃO	PRODUTO COMERCIAL	FORNECEDOR
MIL-H-5606B	AERO SHELL FLUID 41 OR 4 ESSO UNIVIS J-43 AIRCRAFT HYDRAULIC OIL AA	SHELL ESSO TEXACO

PRESSÃO DOS PNEUS		
AERONAVE COM OS PNEUS APOIADOS NO SOLO		
TREM DE POUSO PRINCIPAL	P/N 650C81B1 P/N 650C81-5	75 A 79 PSI
TREM DE POUSO DE NARIZ	P/N 505C81B1 P/N 505C01-2	67 A 70 PSI 73 A 75 PSI



EM312MV010182C.DGN

Figura 1-82

SISTEMA ELETRÔNICO DE MONITORAMENTO

O ADAS (Aircraft Data Acquisition System) é um dispositivo de gravação e de monitoramento de estado, registra tendências e eventos excedentes que fornecem dados operacionais do motor e da aeronave. Sua função é monitorar a condição geral da aeronave e registrar qualquer limite excedido durante sua operação.

O sistema é composto de um processador instalado na aeronave e conectado a diversos sensores que permitem registrar a data hora, duração e valores máximos e médios de qualquer evento. Além de contar ciclos e registrar tempos de voos, identifica e mede as temperaturas de partidas quentes e registra os valores máximos observados por cada um dos sensores durante o voo. A identificação dos eventos e a medição das temperaturas de partidas quentes são baseadas nas informações de limites programados pelo usuário.

O ADAS reduz a carga de trabalho do piloto e fornece informações adicionais do motor e da aeronave à equipe de manutenção.

O sistema monitora a aeronave através do botão luminoso ADAS TREND, localizado na parte inferior do painel de instrumento dianteiro, que é a única interface do ADAS com a tripulação.

Um conector de interface com o processador está localizado na parte interior do painel de instrumento traseiro, e é utilizado para transferir e descarregar os dados registrados durante o voo.

Os dados coletados são transferidos para um computador portátil. A comunicação com o processador do ADAS é feita por meio de um programa de computador, baseado em Windows®, denominado Monitor Link Program (MLP). Todos os recursos do sistema podem ser utilizados através desse programa. Para informações mais detalhadas, consulte o manual MLP User's Guide.

OPERAÇÃO NORMAL

Assim que o ADAS é alimentado a partir do acionamento da bateria, o botão ADAS TREND fica aceso por aproximadamente 5 segundos, indicando que o sistema está processando uma rotina de autoteste.

Caso ocorra uma falha em algum desses testes, o botão permanece aceso.

Se todos os testes forem bem sucedidos, o botão se apagará indicando que o sistema está operacional.

MODOS DE OPERAÇÃO

Após a partida do motor, o botão ADAS TREND é usado para indicar a gravação de tendências (trending) e alerta de eventos (exceedances) ao piloto, conforme a descrição a seguir:

MODO DE TENDÊNCIA (TREND)

O ADAS pode ser configurado para coletar automaticamente amostras de tendência sempre que ocorrerem as condições pré-configuradas de motor e de voo. Uma vez verificados em voo os critérios estabelecidos para a gravação, o sistema realizará uma coleta de dados para posterior revisão pelo pessoal de manutenção. Durante essa amostragem de tendência, o botão ADAS TREND pisca lentamente com uma frequência de 1 Hz. A mesma amostra de tendência poderá ser obtida manualmente pressionando-se o botão ADAS TREND.

MODO DE EVENTO (EXCEEDANCE)

O modo de evento é definido para que sempre que ocorrer um dos critérios definidos como evento, tanto no motor quanto na aeronave o piloto seja alertado. Esses eventos são tipicamente excessos nos limites de torque e temperatura. No modo de evento, no botão ADAS TREND pisca com uma frequência de 2 Hz.

O evento poderá ser configurado de tal modo que o piloto poderá registrar que tomou conhecimento da ocorrência, pressionando o botão ADAS TREND, que fica apagado e retorna à condição normal.

Se o piloto é notificado da ocorrência de um evento, ele deve adotar os instrumentos padrões de voo para determinar a causa do evento e tomar a ação corretiva apropriada.

ADVERTÊNCIA

O ADAS é somente um sistema de alerta. Os avisos de excessos nos limites do grupo motor-propulsor são baseados em limites pré-programados pelo usuário, que podem não refletir os limites apresentados no Manual de Voo. Caso ocorra algum evento de grupo motopropulsor, o piloto deve recorrer aos instrumentos da aeronave para a sua operação adequada.

CONTROLES E INDICADORES DO SISTEMA ELETRÔNICO DE MONITORAMENTO (ADAS)

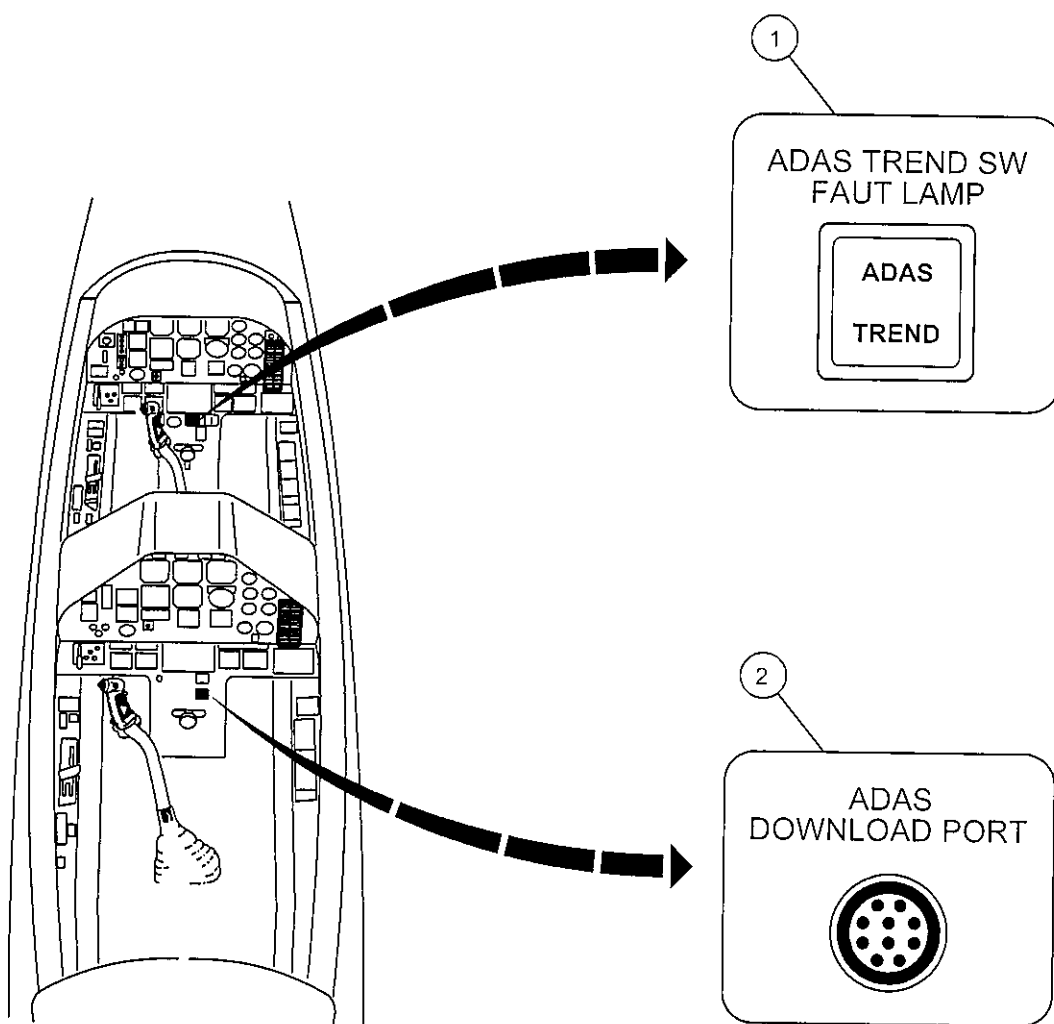


Figura 1-83 (Folha 1 de 2)

CONTROLES/INDICADORES	FUNÇÃO
1. Botão ADAS TREND (âmbar).	LUZ APAGADA (Condição Normal) - Essa é a condição normal do ADAS que indica que o sistema passou em todos os testes operacionais e não existe qualquer evento (exceedance) gravado em voos anteriores. LUZ PISCANDO que apaga ao se pressionar o botão (Condição de Manutenção) - Quando o ADAS está na condição de Manutenção, indica que em voos anteriores ocorreu um ou mais eventos, ou que o sistema detectou alguma condição de falha de menor importância que não afeta seu funcionamento normal para o monitoramento e gravação de eventos. LUZ PISCANDO que não apaga ao se pressionar o botão (Condição de Atenção)- Quando o ADAS está na condição de atenção, indica que o sistema identificou uma condição de falha que pode não afetar seu funcionamento normal para o monitoramento e gravação de eventos. LUZ ACESA (Condição de Erro) - Quando o ADAS está na condição de erro, indica que o sistema identificou uma condição de falha que afetará seu funcionamento normal para o monitoramento e gravação de eventos.
2. Conector de transferência de dados.	Permite transferir e descarregar os dados registrados durante o voo através de um computador portátil. Para informações mais detalhadas consulte o manual MLP User's Guide.

Figura 1-83 (Folha 2 de 2)

SEÇÃO II

PROCEDIMENTOS NORMAIS

ÍNDICE	Página		Página
Planejamento de Voo.....	2-1	Decolagem.....	2-12
Peso e Balanceamento.....	2-1	Após a Decolagem.....	2-13
Lista de Verificações.....	2-1	Cheque Periódico	2-13
Antes da Inspeção Externa.....	2-1	Antes de Acrobacias e Manobras	2-13
Inspeção Externa.....	2-3	Descida	2-15
Antes de Entrar na Cabine.....	2-4	Espera.....	2-15
Inspeção Interna	2-5	Entrada no Tráfego	2-15
Antes da Partida	2-7	Pilofe	2-15
Partida com Fonte Externa	2-10	Perna do Vento	2-15
Interrupção da Partida	2-10	Perna Base/Final	2-15
Partida a Seco	2-10	Pouso Normal	2-15
Partida (Se Usando Bateria Interna).....	2-10	Pouso Curto	2-20
Após a Partida	2-11	Arremetida no Ar	2-20
Antes do Táxi.....	2-11	Arremetida no Solo	2-20
Táxi.....	2-11	Após o Pouso (Ao Livrar a Pista).....	2-20
Antes da Decolagem (Ponto de Espera)	2-12	Corte do Motor	2-20
Em Posição para Decolagem	2-12	Preparação para Pernoite.....	2-21

PLANEJAMENTO DE VOO

O Apêndice I contém dados de desempenho que permitem estimar o consumo de combustível, o tempo de voo, o ajuste de potência etc., para a missão proposta.

PESO E BALANCEAMENTO

Consulte a Seção V para as limitações de peso e balanceamento. Para informações de carregamento, consulte a publicação O.T. 1T27-5.

LISTA DE VERIFICAÇÕES

Esta Seção do Manual de Voo contém os procedimentos normais detalhados. A lista condensada de verificações é fornecida pela publicação O.T. 1T27-1CL – Lista Condensada de Verificações.

ANTES DA INSPEÇÃO EXTERNA

PREPARAÇÃO PARA O VOO

1. Relatório de Voo – VERIFIQUE.

Verifique o relatório de voo, quanto à condição geral da aeronave.

2. Reabastecimento – VERIFIQUE.

Assegure-se de que a aeronave tenha sido abastecida com as quantidades requeridas de combustível, óleo, fluido hidráulico e oxigênio.

Para missões armadas, verifique o armamento instalado.

3. Peso e Balanceamento – VERIFIQUE.

4. Equipamento Pessoal – VERIFIQUE.

Assegure-se de que o equipamento pessoal, a máscara de oxigênio e o capacete estejam em boas condições.

ATENÇÃO

É IMPRESCINDÍVEL O USO DE LUVAS E BOTAS.

NOTA

Os itens da inspeção e verificação constantes nesta Seção foram discriminados na suposição de que o pessoal de manutenção tenha cumprido todos os requisitos de inspeção pré-voo, de acordo com o Manual de Requisitos de Inspeção O.T. 1T27-6.

AO CHEGAR A AERONAVE

1. Condições Gerais da Aeronave – OBSERVE.

Faça uma verificação quanto a vazamentos, condições das janelas, rebites e superfícies.

2. Capota – VERIFIQUE LIMPEZA, ESTADO GERAL E AMORTECEDORES.

3. Porta do Punho Externo Esquerdo de Ruptura do Canopi – FECHADA.

ASSENTO EJETÁVEL

1. Pino do Punho de Ejeção do Assento – INSTALADO.

2. Pinos de Manutenção (04) – RETIRADOS.

3. Percursor do Canhão – VERIFIQUE.

4. Cabo do Pára-Quedas Extrator – VERIFIQUE CONECTADO AO PISTÃO PISTOLA DROGUE, FRENADO E CONECTADO À TESOURA.

5. Pino de Travamento – VERIFIQUE NIVELADO.

6. Hastes da Pistola Drogue e da Unidade Barostática – CONECTADAS.

7. Oxigênio de Emergência:

– Pressão – VERIFIQUE.

– Mangueiras – VERIFIQUE.

– Separação Rápida – CONECTADA.

– Contrapino do Comando – REMOVIDO.

8. Carretilha Inercial – TRAVADA.

9. Cintos e Suspensórios – PRESOS.

10. Fitas de Retração das Pernas – CONECTADAS AO PISO.

11. Conjunto de Sobrevivência da Cadeira – CONECTADO.

12. Traquéia de Oxigênio – CONECTADA.

13. Certifique-se de que não exista nada solto na cabine, principalmente sob o assento.

ATENÇÃO

NÃO COLOQUE NENHUM MATERIAL SOB OS ASSENTOS EJETÁVEIS.

CABINE DIANTEIRA

1. Pinos de Segurança (assento/capota) – COLOCADOS.

2. Comandos – DESTRAVE.

3. Interruptor SEL BAT (mínimo 23 V) – BAT INT.

4. Luzes Externas (voo noturno) – VERIFIQUE.

5. Alavanca do Trem de Pouso – DESCE.

6. Compensadores – NEUTRO.

7. Rádios e Interruptores – DESL.

8. Liquidômetros – VERIFIQUE.

9. Detotalizador/Interruptor de Entrada – COMPARE COM LIQUIDÔMETRO E AJUSTE SE NECESSÁRIO.

10. Oxigênio – VERIFIQUE.

11. Disjuntores – PRESSIONADOS.

12. Interruptor BAT INT – DESL.

13. Reservatório Óleo Freio – VERIFIQUE.

CABINE TRASEIRA (PARA VOO SOLO)

1. Pinos de Segurança – COLOCADOS.
2. Cintos e Suspensórios – AMARRADOS.
3. Mangueiras de Oxigênio – AMARRADAS.
4. Capa do Assento – INSTALADA.
5. Interruptor CORTE CPENS – NORMAL E FRE-NADO.
6. Interruptor Partida/Ignição – NORMAL.
7. Indicador de Atitude Reserva – TRAVADO.
8. Interruptor de Corte do Armamento – GUARDA BAIXADA.
9. Válvula de Corte – GUARDA BAIXADA E FRE-NADA.
10. Rádios e Interruptores – DESLIGADOS.
11. Oxigênio – ON/NORMAL/NORMAL.
12. Disjuntores – PRESSIONADOS.
13. Pitot/P_x/Luzes – DESLIGADOS.
14. Porta-Mapas – VAZIO E FECHADO.
15. Kit Primeiros Socorros – INSTALADO.

INSPEÇÃO EXTERNA

ASA ESQUERDA

1. Flape (hastes de fixação e porcas contrapina-das) – VERIFIQUE.
2. Descarregadores Estáticos – VERIFIQUE.
3. Bocal de Abastecimento – FECHADO.
4. Aileron e Compensador – VERIFIQUE.
5. Descarregadores Estáticos – VERIFIQUE.
6. Luzes Posição (NAV)/Anticolisão (ESTROB) – VERIFIQUE.
7. Pitot – DESOBSTRUÍDO.
8. Suspiro do Tanque – DESOBSTRUÍDO.
9. Detector de Estol – VERIFIQUE.
10. Farol de Aterragem – VERIFIQUE.
11. Tomada Fio Terra – DESOBSTRUÍDA.
12. Janelas de Instalação – FECHADAS OU PILO-NES INSTALADOS.
13. Tanque Subalar (se instalado) – VERIFIQUE FIXAÇÃO, CONECTORES E CABOS DE AÇO DOS CONECTORES.

14. Janela Medição Combustível – FECHADA.
15. Trem/Pneu/Freios/Portas/Amortecedores e Calços (colocados) – VERIFIQUE.
16. Dreno de Combustível – VERIFIQUE.

FUSELAGEM DIANTEIRA

1. Entrada de Ar Condicionado – DESOBSTRU-ÍDA.
2. Entrada NACA Ventilação Nacele – DESOBS-TRUÍDA.
3. Antenas MKR/DME/OMEGA (se instalado) – VERIFIQUE.
4. Porta Separador Inercial – FECHADA.
5. Entrada/Saída de Ar do Radiador – DESOBS-TRUÍDA.
6. Luzes de Formação – VERIFIQUE.
7. Capô do Motor – FECHADO E TRAVADO.
8. Saídas de Ar Ventilação do Motor – DESOBS-TRUÍDAS.
9. Bocal de Abastecimento de Óleo do Motor – FECHADO.
10. Escapamento Esquerdo (fixação/mossas) – VERIFIQUE.
11. Hélice/Spinner – VERIFIQUE.
12. Entrada de Ar do Motor – DESOBSTRUÍDA.
13. Farol de Táxi – VERIFIQUE.
14. Alojamento da Bequilha/Pneus/Portas e Amor-tecedores – VERIFIQUE.
15. Fio Massa – TOCANDO O SOLO.
16. Escapamento Direito (fixação/mossas) – VER-I-FIQUE.
17. Saídas de Ar Ventilação Motor – DESOBSTRU-ÍDAS.
18. Capô do Motor – FECHADO E TRAVADO.
19. Luzes de Formação – VERIFIQUE.
20. Coletor de Drenos – DESOBSTRUÍDO.
21. Entrada/Saída de Ar Radiador – DESOBSTRU-ÍDA.
22. Porta Separador Inercial – FECHADA.
23. Entrada de Ar Condicionado – DESOBSTRU-ÍDA.

ASA DIREITA

1. Dreno de Combustível – VERIFIQUE.
2. Trem/Pneu/Freios/Portas/Amortecedores e Calços (colocados) – VERIFIQUE.
3. Janela de Medição de Combustível – FECHADA.
4. Tanque Subalar (se instalado) – VERIFIQUE FIXAÇÃO, CONECTORES E CABOS DE AÇO DOS CONECTORES.
5. Janelas de Instalação – FECHADAS OU PILO-NES INSTALADOS.
6. Tomada Fio Terra – DESOBSTRUÍDA.
7. Farol de Aterragem – VERIFIQUE.
8. Suspiro do Tanque – DESOBSTRUÍDO.
9. Pitot – DESOBSTRUÍDO.
10. Sensor TAE – VERIFIQUE.
11. Luzes de Posição (NAV)/Anticolisão (ESTROB) – VERIFIQUE.
12. Descarregadores Estáticos – VERIFIQUE.
13. Aileron e Compensador – VERIFIQUE.
14. Bocal de Abastecimento – FECHADO.
15. Flape (hastes de fixação e porcas contrapina-das) – VERIFIQUE.
14. Estabilizador Horizontal – VERIFIQUE.
15. Profundor (porcas contrapinadas) – VERIFI-QUE.
16. Argola de Estaqueamento – VERIFIQUE.
17. Luz de Posição/Anticolisão do Leme – VERIFI-QUE.
18. Profundor/Compensador/Descarregadores Estáticos – VERIFIQUE.
19. Estabilizador Horizontal – VERIFIQUE.
20. Estabilizador Vertical – VERIFIQUE.
21. Luzes de Formação – VERIFIQUE.
22. Antenas VOR/ILS – VERIFIQUE.
23. Tomadas Estáticas – DESOBSTRUÍDAS.
24. Acumulador Hidráulico de Emergência – CHE-QUE DESCARREGADO.
25. Compartimento Hidráulico (nível) – VERIFI-QUE.
26. Tomada de Teste Hidráulico – SEM VAZA-MENTO.
27. Bagageiro – NADA SOLTO.
 - Vareta Dripless Stick – ESTOCADA.
 - Pinos da(s) Cadeira(s) – ESTOCADOS.
 - Porta – TRAVADA.
28. Saída de Ar da Cabine – DESOBSTRUÍDA.
29. Estribo – VERIFIQUE.

FUSELAGEM TRASEIRA

1. Antenas VHF1/TDR/LOOP – VERIFIQUE.
2. Tomada Fonte Externa – FECHADA.
3. Saídas de Ar da Nacele – DESOBSTRUÍDAS.
4. Porta do Punho Externo Direito de Ruptura do Canopi – FECHADA.
5. Tomada de Abastecimento de Oxigênio – FRE-NADA, LIMPA E ABASTECIDA.
6. Tomadas Estáticas – DESOBSTRUÍDAS.
7. Antenas VHF2/TLE – VERIFIQUE.
8. Dorsal Fin – VERIFIQUE.
9. Estabilizador Vertical – VERIFIQUE.
10. Luzes de Formação – VERIFIQUE.
11. Antenas VOR/ILS – VERIFIQUE.
12. Leme Direcional/Compensador (porca contrapi-nada/haste) – VERIFIQUE.
13. Descarregadores Estáticos – VERIFIQUE.

ANTES DE ENTRAR NA CABINE**ATENÇÃO**

A FIM DE EVITAR A ATUAÇÃO INADVER-TIDA DO PUNHO DE DISPARO DO ASSENTO EJETÁVEL, ESTEJA ATENTO AO SE INSTALAR NA CABINE. PRECAUÇÕES DEVEM SER TOMADAS, TAMBÉM, DURANTE O PROCEDIMENTO DE AMARRAÇÃO E DE AJUSTE DA ALTURA DO ASSENTO.

1. Pino da Capota – RETIRE.
2. Fitas Restritoras – COLOQUE.

INSPEÇÃO INTERNA

1. Pedais – AJUSTE.
2. Freio de Estacionamento – APLIQUE.
3. Conjunto de Sobrevivência (fita de abaixamento) – CONECTE AO LPU SE UTILIZADO.
4. Fitas de Retração das Pernas – COLOQUE E AJUSTE. Passe a fita de restrição das pernas pelas argolas das cintas das pernas, conecte a extremidade no lado correspondente do assento e ajuste a folga.
5. Cintos e Suspensórios – COLOQUE, LOCKED E AJUSTE.
6. Punho de Ejeção do Assento – CHECAR PUNHO LIVRE.
7. Capacete – COLOQUE, AJUSTE JUGULAR, CONECTE MANGUEIRA DE OXIGÊNIO E RÁDIO.
8. Máscara de Oxigênio – COLOQUE E AJUSTE.
9. Sistema de O₂ (PRICE) – VERIFIQUE:
 - Pressão – 400 ± 50 PSI.
 - Regulador (supply/diluidor) – ON (100%/NORMAL).
 - Indicador de Fluxo – VERIFIQUE.
 - Conexões – VERIFIQUE.
 - Emergência – VERIFIQUE, TEST MASK/EMERGENCY E DEIXE NORMAL.
10. Interruptor SEL BAT – BAT INT OU FONTE EXT.
11. Tensão da Bateria – VERIFIQUE.

NOTA

Se a tensão da bateria estiver abaixo de 20 V, a bateria deve ser retirada para manutenção.

12. Luzes ALARME/ATENÇÃO – CANCELE.
13. Interfone (se em voo duplo comando) – VERIFIQUE.
14. Assento – AJUSTE.
15. Espelhos Retrovisores – AJUSTE.
16. Alavanca de Abaixamento do Trem de Pouso em Emergência – NORMAL.
17. Alavanca do Flape – DEC E VERIFIQUE INDICADOR.

18. Manete – VERIFIQUE MOVIMENTOS LIVRES, AJUSTE FRICÇÃO E POSICIONE EM CORTE.

ADVERTÊNCIA

NÃO MOVA A MANETE PARA A FAIXA DE TAXI.

19. Interruptor CORTE CPENS – NORMAL E FRE-NADO.
20. Interruptores LUZES EXTERNAS – DESLIGADOS.
21. Interruptores PARTIDA E IGNIÇÃO – NORMAL.
22. Alavanca de Comando do Trem de Pouso – DESCE.
23. Luzes Indicadoras do Trem de Pouso – TRÊS VERDES ACESAS E TESTE A ÂMBAR.
24. Interruptor de Recolhimento do Trem de Pouso em Emergência – PARA A DIREITA E FRE-NADO.

ADVERTÊNCIA

A NÃO VERIFICAÇÃO DA ALAVANCA DE COMANDO DO TREM DE POUSO EM "DESCE" E DO INTERRUPTOR DE RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO EM EMERGÊNCIA PARA A DIREITA E FRE-NADO, PODERÁ CAUSAR O RECOLHIMENTO INADVERTIDO DO TREM DE POUSO, AO PRESSURIZAR O SISTEMA HIDRÁULICO.

25. Faróis TAXI/POUSO – AUTO/DESL.
26. Compensadores – TESTE E AJUSTE EM NEUTRO. Confirme a correspondência entre a indicação da posição do compensador do profundor e a posição do compensador verificada durante a inspeção externa.
27. Botão BAT EMERG – TESTE.
28. Indicador de Atitude Reserva – DESTRAVE, AJUSTE E VERIFIQUE BANDEIRA FORA.
29. Punho SEP INERCIAL – TOTALMENTE A FRENTE.
30. Luzes do MARKER BEACON – TESTE.
31. Acelerômetro – ZERE.

32. Botão SALVO – GUARDA BAIXADA.
33. Bússola e Cartão – VERIFIQUE.
34. Interruptor VALV CORTE – GUARDA BAIXADA E FRENADA.
35. Botão TESTE FOGO – TESTE.
36. Instrumentos de Voo (09):
 - Velocímetro – VERIFIQUE EM ZERO E AJUSTE A REFERÊNCIA.
 - Indicador de Atitude Principal – VERIFIQUE BANDEIRA FORA E AJUSTE.
 - Altímetro – AJUSTE E VERIFIQUE BANDEIRA VERMELHA FORA.
 - RMI – VERIFIQUE CONDIÇÕES.
 - HSI – VERIFIQUE CONDIÇÕES, BANDEIRAS E AJUSTE PROA DE REFERÊNCIA E RADIAL.
 - Climb – VERIFIQUE EM ZERO E CONDIÇÕES.
 - DME – SELECIONE N E NM.
 - Indicador de Curva e Derrapagens – VERIFIQUE CONDIÇÕES.
 - Relógio – VERIFIQUE CONDIÇÕES E ACERTE.
37. Instrumentos do Motor (06):
 - Torque – VERIFIQUE INDICAÇÕES E CONDIÇÕES.
 - N_h – VERIFIQUE INDICAÇÕES E CONDIÇÕES.
 - T_5 – VERIFIQUE INDICAÇÕES E CONDIÇÕES.
 - N_g – VERIFIQUE INDICAÇÕES E CONDIÇÕES.
 - Temperatura/Pressão Óleo/Fluxo de Combustível – VERIFIQUE INDICAÇÕES E CONDIÇÕES.
38. Detotalizador – VERIFIQUE QUANTIDADE E INTERRUPTOR DE ENTRADA DESLIGADO.
39. Rádios VOR/ADF/VHF2 – DESL.
 - VHF1 – LIGUE, CHEQUE BIP E DESL.
40. Paineis de Armamento – SELETOR EM DESL, ESTAÇÕES DESARMADAS E GUARDAS BAIXADAS.
41. Painel de Áudio – DE ACORDO.
42. Transponder – DESL.
43. Transferência de Rádios – TESTADA E DE ACORDO.
44. Painel de Combustível:
 - Liquidômetro – VERIFIQUE QUANTIDADE.
 - Luzes – TESTE.
 - Bombas de Combustível – DESL.
 - Transferência Tanques Subalares – DESL.
45. Indicador TAE – VERIFIQUE CONDIÇÃO.
46. Interruptor VISOR TIRO – DESL.
47. Sistema Pictorial de Navegação – ACOPLADO.
48. Transmissor de Emergência – GUARDA BAIXADA E FRENADA.
49. Disjuntores – PRESSIONADOS.
50. Monitor de Temperatura da Bateria – TESTE SOMENTE EM VIAGENS, NA PRIMEIRA INSPEÇÃO DO DIA.
51. Tensão da Bateria (mínimo 23 V) – VERIFIQUE.
52. Ar Condicionado – DESLIGADO, REOSTATO DE TEMPERATURA AJUSTADO, VERIFIQUE O LIVRE CURSO DAS ALAVANCAS DE AR QUENTE E AR EXTERNO E DEIXE-AS FECHADAS.
53. Interruptor da Barra de Emergência – NORMAL E FRENADO.
54. Gerador – DESL.
55. Conversores Reserva e Principal – LIGAR NESTA ORDEM E OBSERVAR O APAGAMENTO DAS LUZES NO PAINEL DE ALARME E O FUNCIONAMENTO DOS INSTRUMENTOS GIRO-BÚSSOLA.

NOTA

Ao ligar o conversor principal, verifique o apagamento da luz CONV PRINC e o acendimento momentâneo da luz BARRA 26 V AC.

56. Interruptor de Aquecimento Pitot/ P_x – DESL.
57. Luzes Internas e Reostatos – DE ACORDO.
58. Painel de Alarmes e Aviso – INTENSIDADE DE ACORDO E TESTE.
59. Porta-Mapas – FECHADO.
60. Interruptor DISP/SALVO SOLO – GUARDA BAIXADA.
61. Interruptor do Horizonte Traseiro – GUARDA BAIXADA.

ANTES DA PARTIDA

1. Capota – FECH E VERIFIQUE LUZ APA-GADA.
2. Luzes Externas:
 - Diurno (somente com fonte externa) – ANTICOLISÃO LIGADA.
 - Noturno – POSIÇÃO LIGADA.

ADVERTÊNCIA

- ESTEJA PREPARADO PARA INTERROMPER A PARTIDA, IMEDIATAMENTE, CASO OCORRA QUALQUER ANORMALIDADE.
- SE NÃO FOR OBTIDA NENHUMA INDICAÇÃO POSITIVA DA PRESSÃO DO ÓLEO DURANTE A PARTIDA OU 40 PSI NO MÍNIMO DEPOIS QUE A ROTAÇÃO ESTIVER ESTABILIZADA EM MARCHA LENTA, CORTE IMEDIATAMENTE O MOTOR E INVESTIGUE A CAUSA.
- O CICLO DE PARTIDA É AUTOMÁTICO E NÃO REQUER AÇÃO POSTERIOR, DESDE QUE O MOTOR ACELERE NORMAL E CONTINUAMENTE E ATINJA A ROTAÇÃO DE MARCHA LENTA ESTABILIZADA. CASO O INDICADOR LUMINOSO DE IGNIÇÃO NÃO APAGUE AO ATINGIR 45% DE N_G , O INTERRUPTOR DE PARTIDA DEVERÁ SER LEVADO IMEDIATAMENTE PARA "INTERRUPÇÃO", A FIM DE NÃO DANIFICAR O ARRANQUE-GERADOR; O MOTOR NÃO PRECISA SER COR-TADO.
- OBSERVE ATENTAMENTE OS INSTRUMENTOS DO MOTOR E NÃO PERMITA QUE O LIMITE DE T_5 SEJA EXCEDIDO. CASO ISTO OCORRA, CORTE O MOTOR, REGISTRE NO

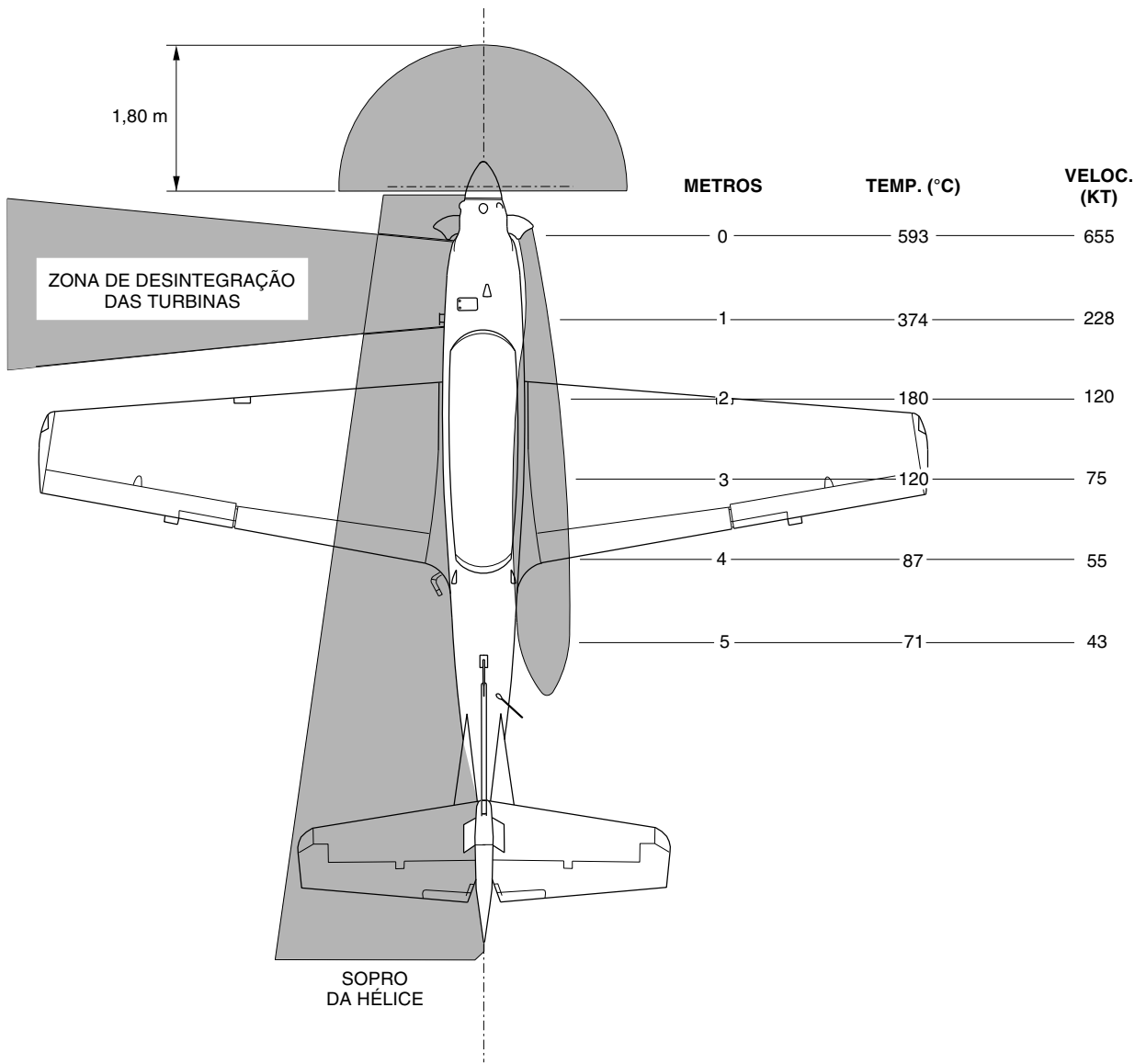
RELATÓRIO DE VOO O VALOR ATINGIDO E O TEMPO DECORRIDO EM SOBRETENPERATURA, JÁ QUE ISTO INFLUI NA VIDA ENTRE REVISÕES E, EM CERTOS CASOS, REQUER UMA INSPEÇÃO COMPULSÓRIA.

- TODAS AS VEZES EM QUE NÃO HOUVER INDICAÇÃO DE ACENDIMENTO DO MOTOR (AUMENTO DE N_G E T_5 DENTRO DE 10 SEGUNDOS) APÓS O MOVIMENTO DA MANETE PARA A POSIÇÃO "MIN", RETORNE-A PARA "CORTE" E LEVE O INTERRUPTOR DE PARTIDA PARA "INTERRUPÇÃO". DÊ UM INTERVALO DE 30 SEGUNDOS PARA A DRENAGEM DO COMBUSTÍVEL, 3 MINUTOS PARA O RESFRIAMENTO DO ARRANQUE E, A SEGUIR, EXECUTE UM CICLO DE PARTIDA A SECO, ANTES DE TENTAR OUTRA PARTIDA. SEMPRE QUE, POR QUALQUER RAZÃO, UMA PARTIDA FOR INTERROMPIDA, O MOTOR DEVE SER LEVADO A UMA PARADA COMPLETA, SENDO, A SEGUIR, EFETUADO UM CICLO DE PARTIDA A SECO.
- APÓS ESTE CUIDADO, REPITA A SEQUÊNCIA DE PARTIDA, OBSERVANDO OS LIMITES DO ARRANQUE.

NOTA

- Sempre que possível use fonte externa para dar partida no motor. A fonte externa deve ter capacidade para fornecer 800 A.
- Se a tensão da bateria estiver entre 20 V e 23 V, deve ser usada fonte externa para a partida.
- Se a tensão da bateria estiver acima de 23 V, poderá ser dada a partida no motor com a bateria da aeronave, na ausência de fonte externa.

ÁREAS DE PERIGO



NOTA

- AS ÁREAS DE PERIGO APRESENTADAS À ESQUERDA E DIREITA DO PLANO VERTICAL DE SIMETRIA SE SUPERPÕEM.
- A INFORMAÇÃO DE TEMPERATURA DOS GASES DE ESCAPAMENTO É VÁLIDA PARA POTÊNCIA DE DECOLAGEM, PORÉM SEM O EFEITO DO SOPRO DA HÉLICE. ESTE TEM POR EFEITO DIMINUIR AS TEMPERATURAS E AUMENTAR A VELOCIDADE DOS GASES.
- O EFEITO DOS GASES DE ESCAPAMENTO EM MARCHA LENTA É MUITO PEQUENO. ENTRETANTO, EVITE AS PROXIMIDADES DOS TUBOS DE ESCAPAMENTO.
- NÃO OPERE O MOTOR COM A CAPOTA ABERTA OU DESTRAVADA.

EM312MV020001B.DGN

Figura 2-1

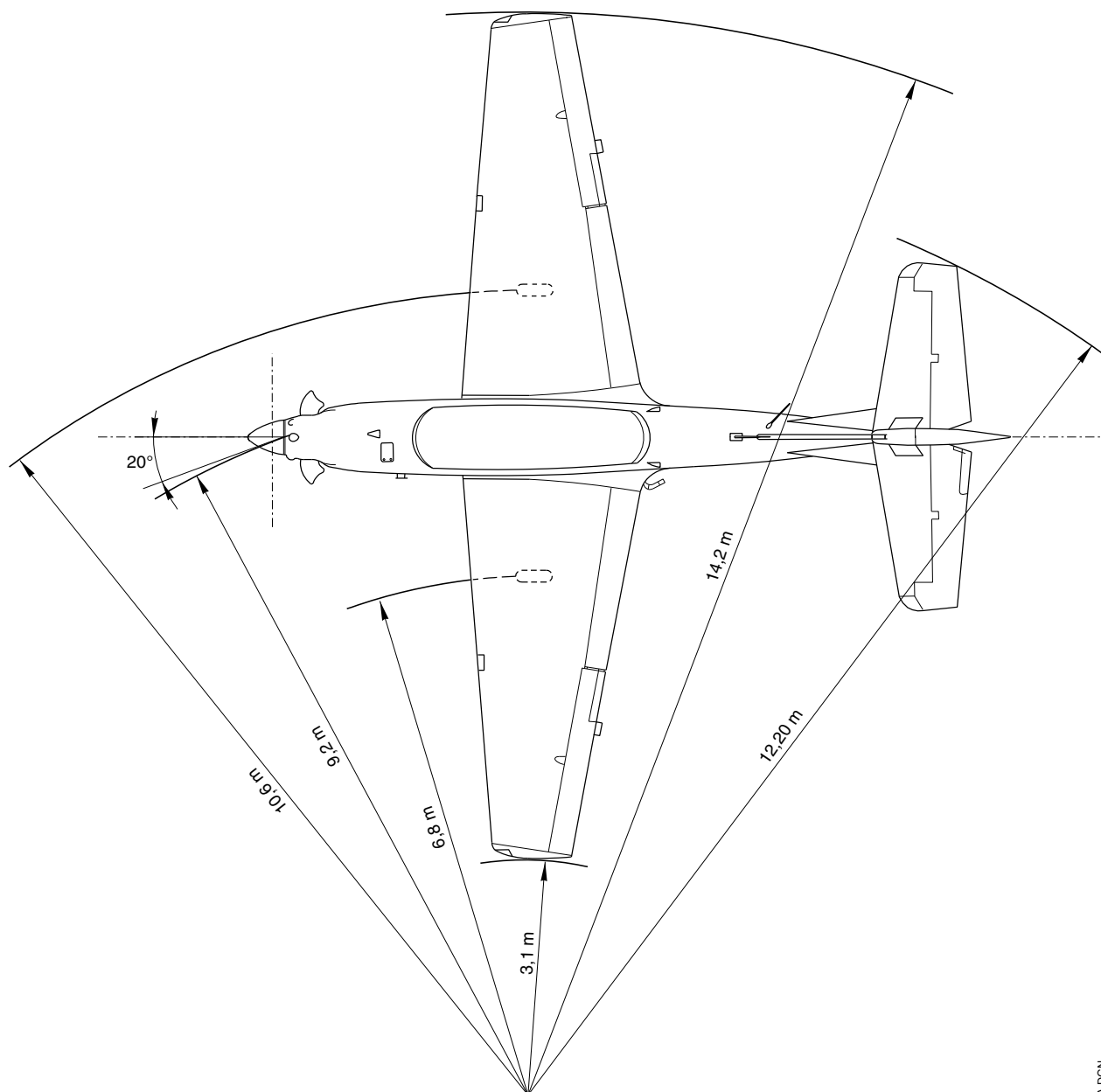
RAIOS MÍNIMOS DE VIRAGEM NO SOLO

Figura 2-2

EIM312MN/02002A.DGN

PARTIDA COM FONTE EXTERNA

1. Manete – CORTE.
2. Bombas de Combustível:
 - Auxiliar(es) – LIGUE/AUTO.
 - Principal(is) – LIGUE.
3. Hélice – ÁREA LIVRE.
4. Interruptor de Partida/Cronômetro – INÍCIO/DISPARE.
5. Luz Ignição – ACESA.
6. Manete (N_g estabilizada e acima de 12%) – BANDEIRA.
7. Fluxômetro – VERIFIQUE INDICAÇÃO.
8. Pressão Óleo e N_g – AUMENTANDO.
9. T_5 (1090°C – 2 segundos) – AUMENTANDO (OBSERVAR LIMITES DE TEMPERATURA).
10. Luz Ignição – APAGADA ENTRE 45 E 50% N_g .
11. Pressão de Óleo – 40 PSI NO MÍNIMO. APÓS O MOTOR ESTABILIZAR EM MARCHA LENTA ($67 \pm 1\%$ N_g), LUZ PRESS ÓLEO APAGADA.
12. Alavanca de Comando do Trem – VERIFIQUE MOVIMENTO PARA NEUTRO E LUZ PRESS HIDR PRINC APAGADA.

INTERRUPÇÃO DA PARTIDA

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor de Partida – INTERRUPÇÃO.

ADVERTÊNCIA

APÓS CADA CICLO DE PARTIDA, AGUARDAR 30 SEGUNDOS PARA A DRENAGEM DO COMBUSTÍVEL E 3 MINUTOS PARA O RESFRIAMENTO DO ARRANQUE. APÓS 3 CICLOS DE PARTIDA, AGUARDAR 30 MINUTOS PARA O RESFRIAMENTO DO ARRANQUE.

PARTIDA A SECO

ADVERTÊNCIA

APÓS PERDER UMA PARTIDA, SÓ TENTE NOVOS PROCEDIMENTOS DE PARTIDA SE UTILIZANDO FONTE EXTERNA.

1. Manete – CORTE.
2. Válvula de Corte – GUARDA BAIXADA.
3. Bombas de Combustível:
 - Auxiliares – LIGUE/AUTO.
 - Principais – LIGUE.
4. Interruptor de Ignição – DESAFOGAR.
5. Hélice – ÁREA LIVRE.
6. Interruptor de Partida/Cronômetro – INÍCIO/DISPARE.
 - Após 30 segundos no Máximo – INTERRUPÇÃO.
7. Interruptor de Ignição – NORMAL.
8. Bombas de Combustível (após 0% N_g) – DESL.

PARTIDA (SE USANDO BATERIA INTERNA)

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor SEL BAT – BAT INT.
3. Conversores – DESLIGADOS.
4. Bombas de Combustível:
 - Auxiliar Direita – LIGUE/AUTO.
 - Principal Direita – LIGUE.
5. Hélice – ÁREA LIVRE.
6. Interruptor de Partida/Cronômetro – INÍCIO/DISPARE.
7. Luz Ignição – ACESA.
8. Manete (N_g estabilizada e acima de 12%) – BANDEIRA.
9. Fluxômetro – VERIFIQUE INDICAÇÃO.

10. Pressão Óleo e N_g – AUMENTANDO.
11. T_5 (1090°C – 2 segundos) – AUMENTANDO (OBSERVAR LIMITES DE TEMPERATURA).
12. Luz Ignição – APAGADA ENTRE 45 E 50% N_g .
13. Pressão Mínima de Óleo – 40 PSI.
14. Alavanca de Comando do Trem – VERIFIQUE MOVIMENTO PARA NEUTRO E LUZ PRESS HIDR PRINC APAGADA.
15. Conversores (principal/reserva) – LIGAR.
16. Bombas de Combustível Esquerdas:
 - Auxiliar – LIGUE/AUTO.
 - Principal – LIGUE.

APÓS A PARTIDA

1. Interruptor SEL BAT – BAT INT.

NOTA

Caso ocorra sobretensão na transferência de fonte externa para a bateria, o circuito de proteção dos conversores será atuado. Rearme o conversor se necessário.

2. Fonte Externa – DESCONNECTADA.
3. Gerador – LIGADO.
4. Ar Condicionado – RECIRCULA.
5. Voltamperímetro – VERIFIQUE.
6. Aquecimento Pitot – LIGUE VERIFICANDO VOLTAMPERÍMETRO E ACENDIMENTO DA LUZ NO PAINEL DE AVISOS; APÓS DESLIGUE.
7. Luzes de Baixo Nível de Combustível – VERIFIQUE.
8. Painel de Alarmes e Avisos – LUZES APAGADAS.
9. Rádios Nav/Com (05)/TDR – LIGADOS, SINTONIZADOS E TESTADOS/STBY.
10. Flapes – VERIFIQUE FUNCIONAMENTO E DEIXE EM DEC.
11. Calços – FORA.
12. Assento e Espelhos Retrovisores – AJUSTE.

ATENÇÃO

É PROIBIDO AJUSTAR O ASSENTO, NO SOLO, SEM QUE O PINO DE SEGURANÇA DO PUNHO DE DISPARO ESTEJA INSTALADO.

ANTES DO TÁXI

1. Autorização – SOLICITE.
2. Manete – MÍNIMO.
3. Ar Condicionado – DE ACORDO.
4. Altímetro – AJUSTE.
5. Relógio – AJUSTE.
6. Punho SEP INERCIAL – PUXADO.
7. Área – LIVRE.
8. Interruptores FAROIS/TAXI – CONVENIENTES.
9. Freio de Estacionamento – SOLTE.

NOTA

Na faixa de táxi, com utilização simultânea do ar condicionado e do gerador, poderá ocorrer retardo ou ausência de aceleração e aumento de T_5 ao comandar a manete para regimes superiores ao da faixa TAXI. Isto poderá ocorrer principalmente em condições de temperatura ambiente e/ou altitude pressão elevadas. Caso isto ocorra, desligue o ar condicionado, leve a manete para MIN, e volte a operar o ar condicionado.

TÁXI

1. Freios – CHECAR.
2. Manete – TAXI.
3. Flape – DEC.
4. Compensadores – NEUTRO.

5. Instrumentos de Voo (08):

- Velocímetro – VERIFIQUE EM ZERO.
- Indicadores de Atitude Principal e Reserva – NIVELADO MESMO NAS CURVAS.
- Climb – VERIFIQUE EM ZERO.
- Bússolas (magnéticas/RMI/HSI) – GIRANDO LIVRES E COINCIDENTES.
- Indicador de Curva e Derrapagem – PAU PARA O LADO DA CURVA E BOLA PARA O LADO CONTRÁRIO.

6. Instrumentos do Motor – DENTRO DOS LIMITES.

7. Combustível – VERIFIQUE QUANTIDADE, FLUXO E BOMBAS FUNCIONANDO.

8. Oxigênio – PRICE. Use 100% de oxigênio sob condições de possível contaminação por monóxido de carbono, tais como taxiando diretamente atrás de uma aeronave a jato.

9. Punho de Ejeção do Assento – CHECAR PINO INSTALADO E PUNHO LIVRE.

10. Fitas de Retração das Pernas – CONECTADAS.

11. Fivela – LOCKED.

12. Cintos, Suspensórios/Carretilha Inercial – AJUSTADOS/TRAVADA.

13. Comandos de Voo – LIVRES E CORRESPONDENTES.

14. Brifim de DEC – PROCEDIMENTOS NORMAIS, EMERGÊNCIA E EJEÇÃO.

ANTES DA DECOLAGEM (PONTO DE ESPERA)

1. Pinos dos Punhos de Ejeção e Capota – RETIRE E GUARDE NA BOLSA. Nas aeronaves Pós-Mod. BS 312-95-0002 ou N/S 312-369 e seguintes, coloque o pino de segurança do punho de disparo no alojamento PINO ASSENTO.

2. TWR – AUTORIZAÇÃO.

3. Pitot/P_x – CONVENIENTE.

4. Luz Anticolisão (noturno) – LIGADA.

EM POSIÇÃO PARA DECOLAGEM

1. Manete – MÍNIMO.

2. Fricção da Manete – CONVENIENTE.

3. Ignição – CONVENIENTE.

4. Faróis de Táxi e Pouso – CONVENIENTE.

5. Separação Inercial – CONVENIENTE.

6. Bússolas (magnéticas/RMI/HSI) – RUMO DA PISTA.

7. Indicadores de Atitude – VERIFIQUE E AJUSTE.

8. Painel de Alarmes – APAGADO.

9. Pinos dos Punhos de Ejeção do Assento e Capota – CHEQUE RETIRADO.

10. Oxigênio – NORMAL.

11. Transponder – ALT REP.

12. Em caso de pistas curtas, estando a aeronave equipada com cargas externas:

- Interruptor DISP/SALVO SOLO – LEVANTE A GUARDA E POSICIONE EM LIGA.

13. Relógio (cronômetro) – DISPARAR.

DECOLAGEM

1. Freios – APLIQUE.

2. Manete – AVANCE ATÉ OBTER 98,5% (+0; - 0,5) de N_H MÁXIMO. (PÓS-MOD BS 312-61-0004 OU N/S 312-005 A 312-455).

3. Instrumentos do Motor – DENTRO DOS LIMITES.

ADVERTÊNCIA

CONSULTE GRÁFICOS DAS PÁGINAS A3-5 A A3-12 PARA AS VELOCIDADES E DISTÂNCIAS REQUERIDAS.

4. Freios – SOLTE.

5. Velocidade de Rotação – VELOCIDADE DE ACORDO COM A FIGURA A3-5 DA PÁGINA A3-9.

NOTA

O não ajuste da fricção da manete poderá acarretar o seu movimento inadvertido.

APÓS A DECOLAGEM

1. Freios – APLIQUE SUAVEMENTE E SOLTE.
2. Trem de Pouso – RECOLHA COM UMA RAZÃO DE SUBIDA POSITIVA E VELOCIDADE DE 90 KIAS.
3. Flapes – RECOLHA COM VELOCIDADE DE 100 KT.
4. Interruptor Ignição – CONVENIENTE.
5. Trem de Pouso – VERIFIQUE AS LUZES DE INDICAÇÃO APAGADAS (3 VERDES, 1 VERMELHA, 1 ÂMBAR), E A ALAVANCA DE COMANDO EM NEUTRO.
6. Faróis TAXI/POUSO – AUTO/DESLIGADO.
7. Interruptor DISP/SALVO SOLO – GUARDA BAIXADA.
8. Separação Inercial – CONVENIENTE.
9. Instrumentos do Motor – DENTRO DOS LIMITES.

CHEQUE PERIÓDICO

SUBIDA/10000 FT/15' DE VOO/ NIVELAMENTO

1. Instrumentos do Motor – DENTRO DOS LIMITES.
2. Painel de Alarmes – VERIFIQUE.
3. Combustível (detotalizador, balanceamento e quantidade) – VERIFIQUE.
4. Oxigênio (PRICE) – VERIFIQUE.
5. Voltamperímetro – VERIFIQUE.
6. Pitot/P_x – CONVENIENTE.
7. Disjuntores – VERIFIQUE.

ANTES DE ACROBACIAS E MANOBRAS

ADVERTÊNCIA

- MANTENHA LIGADAS AS BOMBAS PRINCIPAIS, E EM "AUTO" AS BOMBAS AUXILIARES, QUANDO EM VOOS ACROBÁTICOS OU MANOBRAS.
- ASSIMETRIA MÁXIMA DE COMBUSTÍVEL (TANQUES DE ASA):
 - DURANTE MANOBRA: 256 LB.
 - DURANTE PARAFUSO: 200 LB.

1. Bombas de Combustível:
 - Auxiliares – AUTO.
 - Principais – LIGA.
2. Altura – SUFICIENTE.
3. Configuração – LIMPA (TREM E FLAPE RECOLHIDO).
4. Motor – VERIFIQUE INSTRUMENTOS.
5. Cintos e Suspensórios – AJUSTADOS E TRAVADOS.
6. Equipamento Rádio Nav – CONVENIENTE.
7. Nada Solto na Nacele.
8. Porta-Mapas – FECHADO.
9. Área – CLAREAR.
10. Parafuso – Acrescentar os Seguintes Itens:
 - Compensadores – NEUTRO.
 - Combustível – BALANCEADO.

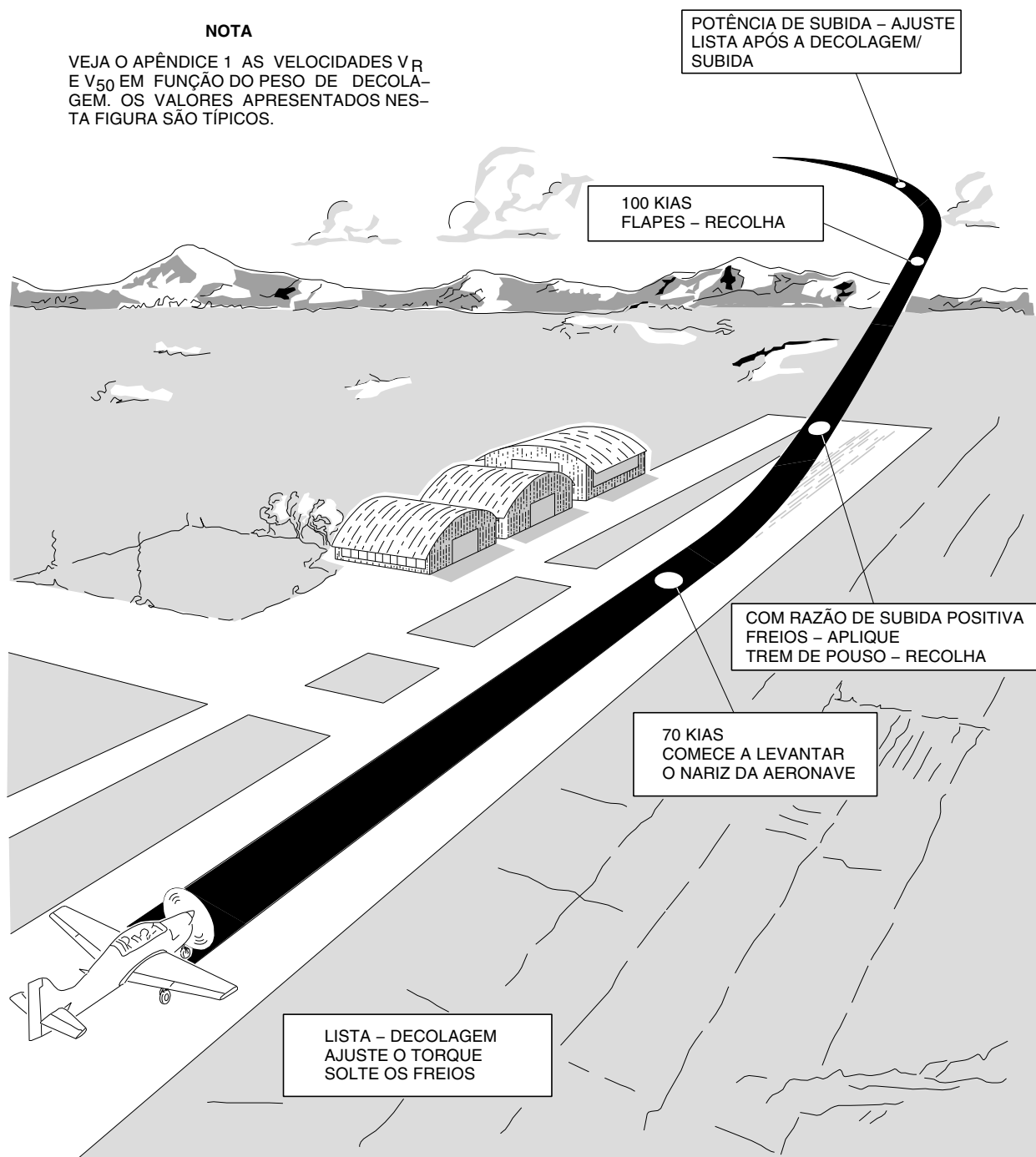
NOTA

Se em voo invertido ocorrer o acendimento das luzes de Baixo Nível de Combustível, retorne a atitude de voo normal nivelado e aguarde um intervalo de 40 segundos para a confirmação da indicação de baixo nível de combustível. Caso as luzes não se apaguem ao final deste período, estará confirmado o baixo nível de combustível.

DECOLAGEM – SUBIDA NORMAL TÍPICA

NOTA

VEJA O APÊNDICE 1 AS VELOCIDADES V_R E V_{50} EM FUNÇÃO DO PESO DE DECOLAGEM. OS VALORES APRESENTADOS NESTA FIGURA SÃO TÍPICOS.



EM312M/V02003B.DGN

Figura 2-3

DESCIDA

1. Ar Condicionado, Ar Quente e Ar Externo – CONVENIENTES.
2. Instrumentos de Voo – VERIFIQUE.
3. Indicadores de Atitude – AJUSTE.
4. Pitot/P_x – CONVENIENTES.
5. Altímetro – AJUSTE.
6. Combustível – VERIFIQUE.
7. Pino do Assento – CHEQUE RETIRADO.

ESPERA

1. Configuração – LIMPA.
2. Consultar Gráfico de Autonomia Máxima, Figura A6-1 da página A6-2.

ENTRADA NO TRÁFEGO

1. Separação Inercial – CONVENIENTE.
2. Farol de Táxi – AUTO.
3. Instrumentos do Motor (limites) – VERIFIQUE.
4. Painel de Alarmes – VERIFIQUE.
5. Rádios (frequências) – CONVENIENTES.
6. Transponder – CONVENIENTE.
7. Combustível – VERIFIQUE QUANTIDADE E BALANCEAMENTO.
8. Pitot/P_x – CONVENIENTES.
9. Cintos e Suspensórios/Fitas de Retração das Pernas – AJUSTADOS/CONECTADAS.
10. Carretilha Inercial – TRAVADA.
11. Freios – VERIFIQUE PUNHO TODO A FRENTE.

PILOFE

1. Velocidade – 180 KIAS.
2. Altura – 1000 FT.
3. Ao Atingir a Referência – INCLINE 60° (2 G'S) E REDUZA O MOTOR.

PERNA DO VENTO

1. Trem de Pouso – DESCE (MÁX 145 KIAS) E VERIFIQUE TRAVADO.
2. Flapes – (MÁX 176 KIAS) 120 KIAS – DEC.
3. Separação Inercial – CONVENIENTE.
4. Freios – VERIFIQUE PUNHO TODO A FRENTE.
5. Fricção da Manete – DE ACORDO.

NOTA

O não ajuste da fricção da manete poderá acarretar o seu movimento inadvertido.

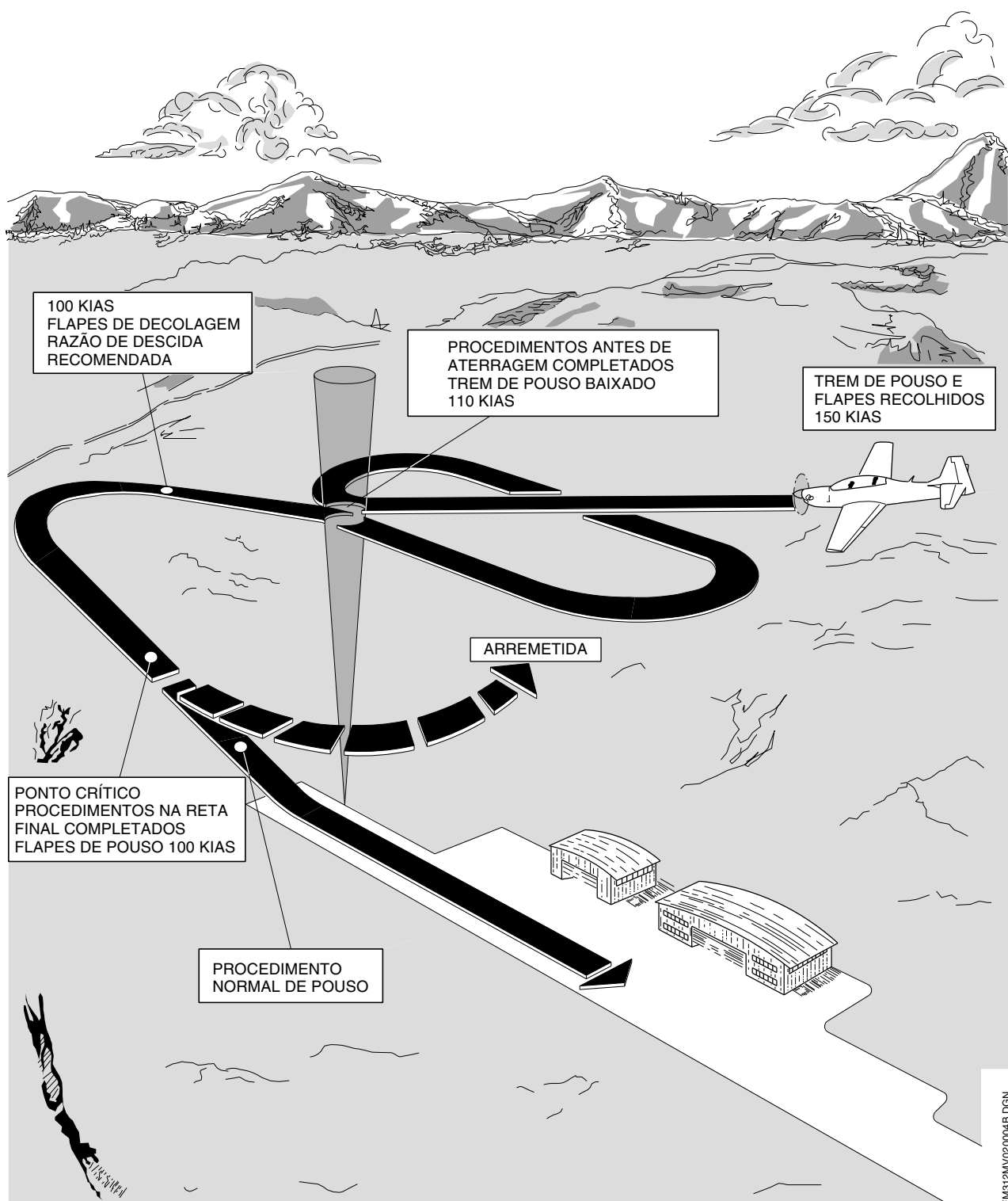
PERNA BASE/FINAL

1. Flapes – (MÁX 148 KIAS) 110 KIAS POUSO.
2. Manete – AJUSTE POTÊNCIA.
3. Velocidade – 10 KT ACIMA DA V_{CRUZ} (CONSULTAR FIGURA A8-1 DA PÁGINA A8-3).
4. Trem de Pouso – 3 VERDES ACESAS, 1 ÂMBAR APAGADA.
5. Interruptor do BIP – ACIONAR.
6. Farol de Táxi/Pouso – CONVENIENTE.

POUSO NORMAL

1. Manete (com a bequilha no solo) – TAXI.
2. Freios – CONVENIENTE.

PROCEDIMENTO DE DESCIDA NDB OU VOR TÍPICO



EM312MVO20004B.DGN

Figura 2-4

PROCEDIMENTO DE DESCIDA ILS TÍPICO

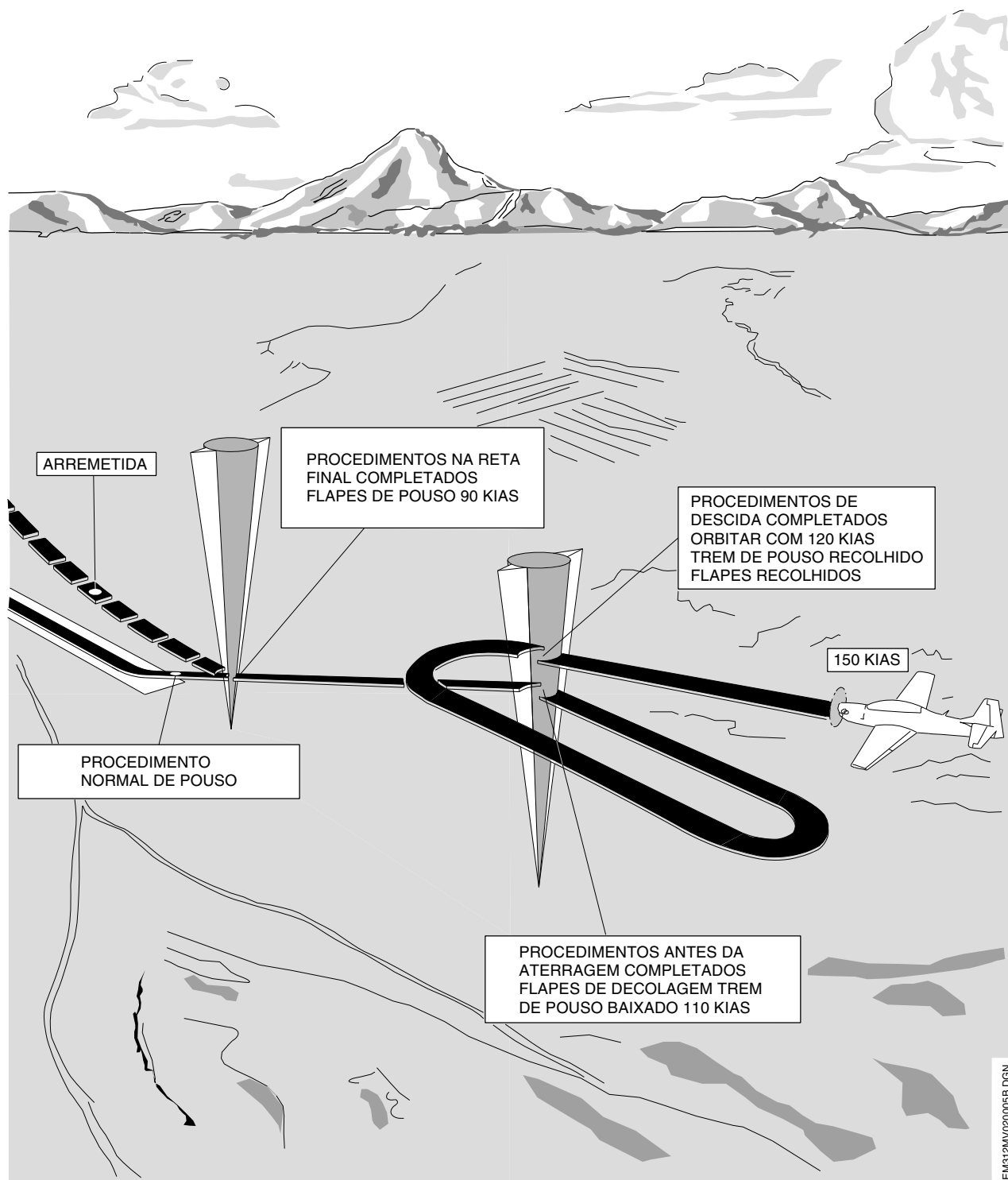


Figura 2-5

ATERRAGEM – ARREMETIDA TÍPICA

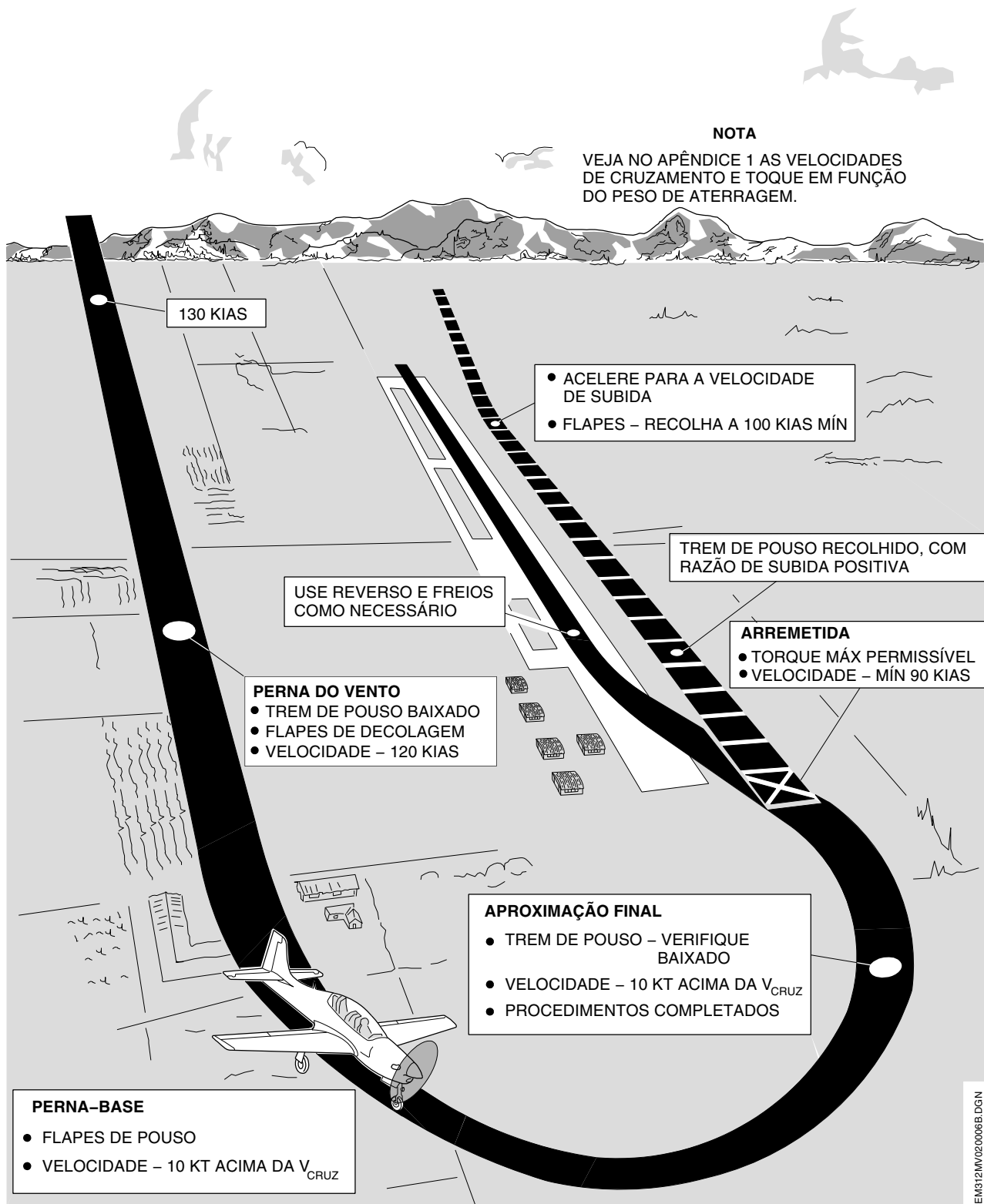


Figura 2-6

ATERRAGEM COM PILOFE TÍPICA

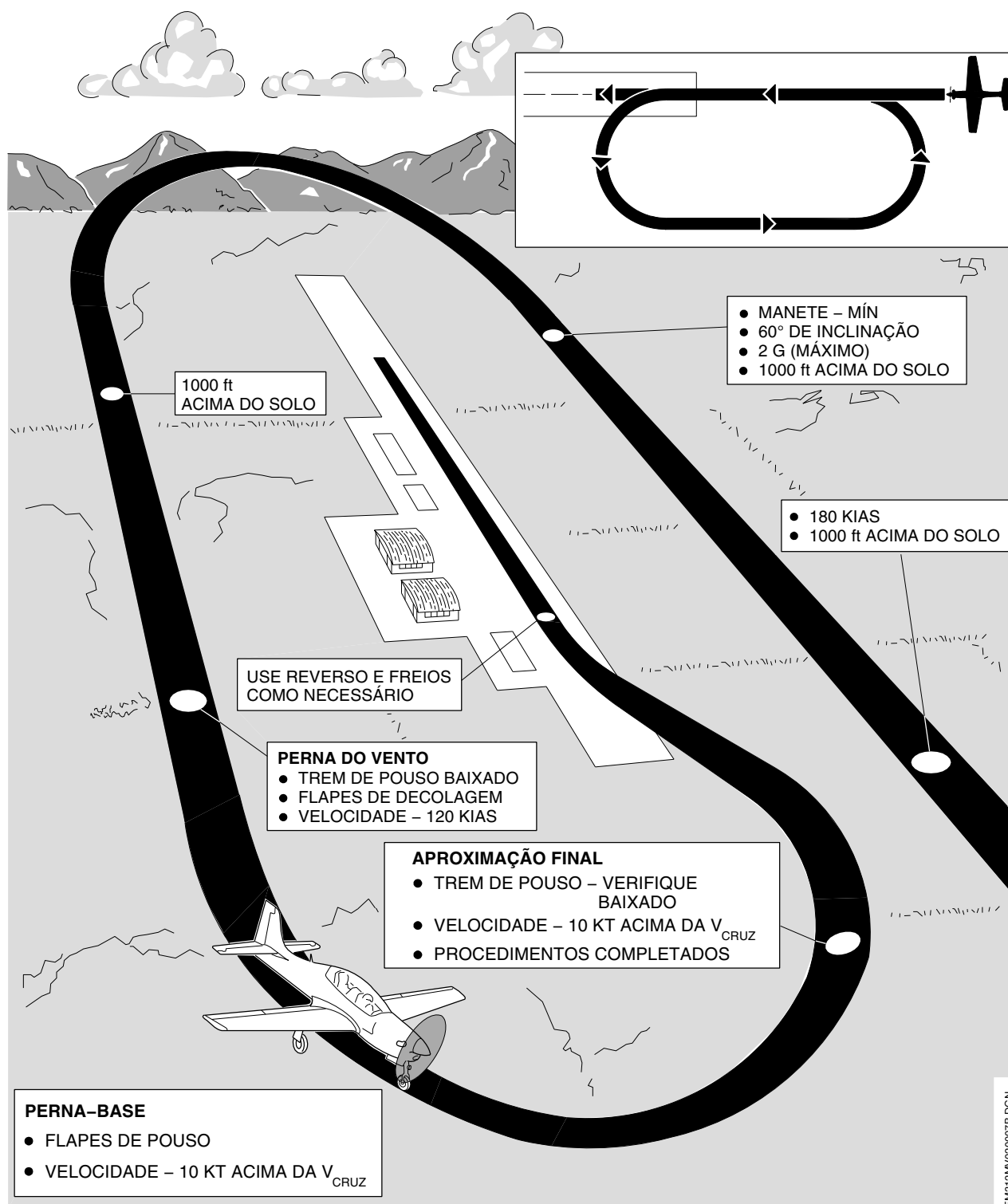


Figura 2-7

POUSO CURTO

1. Velocidade – CONSULTE (FIGURA A8-1 DA PÁGINA A8-3).
2. Flapes – POUSO.
3. Manete (com a bequilha no solo) – REVERSO (ATÉ 40 KIAS).
4. Freios – DE ACORDO.

ARREMETIDA NO AR

1. Manete – POTÊNCIA MÁXIMA.
2. Separação Inercial – FECHADA.
3. Velocidade – MANTENHA NO MÍNIMO A V_{CRUZ} .
4. Trem (com razão positiva de subida) – RECOLHA.
5. Flapes (com velocidade mínima de 100 KIAS) – RECOLHA.
6. Faróis de Táxi/Pouso – AUTO/DESL.
7. Potência (com velocidade de 120 KIAS) – AJUSTE.
8. Instrumentos do Motor – DENTRO DOS LIMITES.

ARREMETIDA NO SOLO

1. Flapes – DEC.
2. Potência – MÁXIMA.
3. Compensador do Profundor – CONVENIENTE.
4. Proceder como numa DEC normal.

APÓS O POUSO (AO LIVRAR A PISTA)

1. Cronômetro – TRAVE.
2. Pinos dos Punhos de EJEÇÃO do Assento e da Capota – COLOQUE COM A ANV PARADA.
3. Flapes – DEC.

4. Luzes Externas:
 - Diurno – ANTICOLISÃO LIGADA.
 - Noturno – LUZ POSIÇÃO LIGADA.
5. Ignição – NORMAL.
6. Faróis – CONVENIENTES.
7. Compensadores – NEUTRO.
8. Indicador de Atitude Reserva – TRAVAR.
9. Punho SEP INERCIAL – PUXADO.
10. Equipamentos NAV/TDR – DESL.
11. Rádios (frequências) – CONVENIENTES.
12. Bombas de Combustível (direita ou mais vazio) – DESL.
13. Ar Condicionado – CONVENIENTE.
14. Pitot/ P_x – DESL.

CORTE DO MOTOR

1. Freio de Estacionamento – APLIQUE.
2. Manete – MÍNIMO.
3. Ar Condicionado – RECIRCULA.
4. Manete (após estabilizar a T_5 , N_g e N_h) – BANDEIRA.
5. Ar Condicionado – DESLIGADO.
6. Manete (após estabilizar a N_h) – CORTE.
7. Canopi – ABRA.
8. Luzes Externas – DESLIGADAS (HÉLICE PARADA).
9. Calços – COLOCAR.
10. Farol de Táxi – AUTO.
11. Separação Inercial – FECHE.
12. Rádios – DESLIGADOS.
13. Gerador – DESLIGADO.
14. Conversores – DESLIGADOS.
15. Luzes Internas – DESLIGADAS.
16. Bombas de Combustível (com $N_g = 0\%$) – DESLIGADAS.
17. Freio de Estacionamento – SOLTE (COM ANV CALÇADA).
18. Pino do Assento – VERIFIQUE COLOCADO.
19. Bateria – DESLIGUE.

- 20. Procedimentos de Desamarração – EXECUTE.
- 21. Acumulador Hidráulico de Emergência – DES-PRESSURIZAR.

PREPARAÇÃO PARA PERNOITE

- 1. Trava dos Comandos – COLOQUE.
- 2. Pinos de Manutenção:
 - Drogue – INSTALE.

- Pistola Barostática – INSTALE.
- Separação Manual – INSTALE.
- Unidade de Disparo – INSTALE (Pós-Mod BS 312-95-0001 ou N/S 401 e seguintes).
- 3. Canopi – FECHÉ.
- 4. Capas e Bloqueios – COLOQUE.
- 5. Calços – VERIFIQUE COLOCADOS.
- 6. Acumulador Hidráulico – DESPRESSURIZAR.
- 7. Bagageiro – TRANCADO.

SEÇÃO III

PROCEDIMENTOS DE EMERGÊNCIA

ÍNDICE

	Página		Página
Introdução	3-2	Luz PRESS ÓLEO Acesa	3-21
Fogo ou Fumaça na Partida	3-2	Luz DET LIMALHA Acesa.....	3-22
Evacuação da Aeronave no Solo.....	3-2	Luz FILTRO HIDR Acesa.....	3-22
Falha do Motor na Decolagem.....	3-3	Acendimento da Luz PRESS OXIG	3-22
Reacendimento Imediato	3-4	Falha de Oxigênio para a Máscara.....	3-22
Fogo no Motor na Decolagem	3-4	Perda de Controle de N _h (Disparo da Hélice)	3-22
Recolhimento do Trem de Pouso no Solo	3-5	Acendimento da Luz BETA.....	3-23
Alijamento de Cargas Externas	3-5	Acendimento da Luz GERADOR	3-23
Estouro de Pneu na Decolagem	3-5	Acendimento da Luz TEMP BAT	3-23
Falha no Recolhimento do Trem de Pouso ...	3-5	Acendimento da Luz DISJUNTOR.....	3-23
Perda de Potência do Motor Não Comandada (Se Instalado MOC).....	3-6	Acendimento da Luz BATERIA.....	3-23
Falha do Motor em Voo	3-6	Acendimento da Luz CONV PRINC.....	3-24
Partida do Motor em Voo	3-7	Acendimento da Luz CONV RES	3-24
Fogo no Motor em Voo	3-10	Falha Elétrica Total	3-24
■ Embandeiramento da Hélice em Voo	3-10	Acendimento da Luz BARRA 115 V AC	3-24
Pouso com Motor Inoperante em Pista ou Área Favorável.....	3-10	Acendimento da Luz BARRA 26 V AC	3-24
■ Falha do Freio das Rodas.....	3-11	Acendimento da Luz BAIXO NÍVEL COMB ESQ/DIR	3-24
Ejeção	3-14	Acendimento da Luz FILTRO COMB.....	3-24
Acendimento da Luz CAPOTA	3-15	Acendimento da Luz PRESS COMB	3-24
Voo sem Capota	3-15	Falha dos Freios	3-25
Fogo e/ou Fumaça na Cabine	3-19	Acendimento da Luz FLAPE.....	3-25
Fogo no Sistema Elétrico.....	3-19	Pouso com Flapes Parciais ou Recolhidos	3-25
Perda de Controle.....	3-19	Acendimento da Luz AR COND.....	3-25
Recuperação de Parafuso	3-19	Acendimento da Luz GIRO LIVRE.....	3-25
Falha do Compensador do Profundor.....	3-19	Acionamento Parcial (1º Estágio) Inadvertido do Punho de Disparo do Assento Ejetável	3-26
Abaixamento do Trem de Pouso em Emergência.....	3-20	Falha no Alijamento de Cargas Externas	3-26
Pouso com Trem Parcial.....	3-20	Retirada da Tripulação da Aeronave pelo Pessoal de Terra.....	3-26
Pouso na Água	3-21		
Luz PRESS HIDR PRINC Acesa.....	3-21		
Luz PRESS HIDR EMERG Acesa.....	3-21		

INTRODUÇÃO

Esta seção contém os procedimentos a serem seguidos para corrigir uma condição de emergência. Estes procedimentos garantirão segurança à tripulação e a aeronave, até que seja executada uma aterragem segura. Emergências múltiplas, condições climáticas adversas e outras condições peculiares podem exigir a modificação desses procedimentos.

A natureza e a severidade das emergências encontradas ditarão a necessidade de execução dos passos mandatórios em sua totalidade. É essencial, portanto, que o piloto determine a ação correta, usando bom senso e julgamento acertado.

Quando ocorrer uma emergência, devem ser seguidas quatro regras básicas, que se aplicam à maioria das emergências que ocorrem em voo e devem ser lembradas pelo piloto:

1. Mantenha o controle da aeronave.
2. Analise a situação e execute a ação adequada.
3. Pouse assim que for possível ou praticável.
4. Analise com cuidado as situações eventuais de ejeção.

NOTA

Nestes procedimentos, os termos abaixo possuem os seguintes significados:

- **POUSE ASSIM QUE FOR POSSÍVEL:** O piloto deverá declarar emergência. Condição derivada de uma emergência bem definida. Um pouso deve ser efetuado no aeródromo adequado mais próximo, considerando a severidade da emergência, facilidades do campo e peso da aeronave.
- **POUSE ASSIM QUE FOR PRATICÁVEL:** As condições de emergência não são tão sérias e, embora a missão deva ser abortada, a aterragem imediata não é requerida.

FOGO OU FUMAÇA NA PARTIDA

No caso de acendimento da luz FOGO:

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor VALV CORTE – FECHE.
3. Interruptor SEL BAT – DESL.
4. Evacuação da Aeronave no Solo – EFETUE.

EVACUAÇÃO DA AERONAVE NO SOLO

1. Pino do Punho de Ejeção do Assento – COLOQUE.
2. Fitas de Retração das Pernas – SOLTE.
3. Fitas Restritoras – SOLTE.
4. Fivela de Desconexão Rápida – RELEASE.
5. Fita do Conjunto de Sobrevivência (se utilizando LPU) – SOLTE.
6. Máscara de Oxigênio – DESCONECTE AMBOS OS LADOS.
7. Capota – ABRA, QUEBRE OU ACIONE O PUNHO DE EJEÇÃO DA CAPOTA.

Se não for possível abrir a capota pelos meios normais, coloque a máscara de oxigênio, abaixe a viseira do capacete e, em seguida, acione o cordão explosivo, através do comando interno de ruptura da capota (Figura 3-1). Empurre a capota com as mãos.

Não obtendo êxito, apanhe a ferramenta de ruptura, localizada no lado direito da cabine e golpeie a capota com violência, de preferência, em uma região já fragilizada (trincada ou quebrada), até obter uma abertura suficiente para sair da aeronave.

A ferramenta deve ser empunhada com as duas mãos enluvadas e, de preferência, o golpe deve ser dado no sentido perpendicular à superfície da capota.

ATENÇÃO

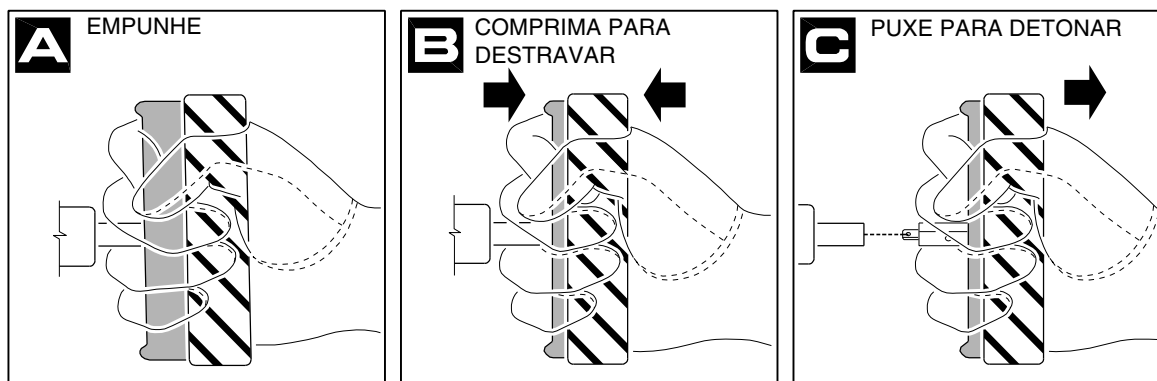
PARA MAIOR SEGURANÇA E EFICIÊNCIA NA UTILIZAÇÃO DA FERRAMENTA DE RUPTURA, MANTENHA O CORTE DA LÂMINA VOLTADO PARA SI.

NOTA

A ferramenta de ruptura só deverá ser utilizada se os outros métodos de abertura da capota falharem.

8. Abandone a Aeronave.

ACIONAMENTO DO COMANDO INTERNO DE RUPTURA DA CAPOTA



EM312MV03003B.DGN

Figura 3-1

FALHA DO MOTOR NA DECOLAGEM

O procedimento a ser seguido variará com as circunstâncias, dependendo principalmente da velocidade, comprimento de pista, possibilidade de prosseguir com a corrida de decolagem, localização de áreas povoadas etc. O piloto deve levar em conta estes fatores e seguir, tanto quanto possível, os procedimentos típicos relacionados abaixo.

Aeronave no solo com pista suficiente:

1. Manete – REVERSO.

NOTA

Com o motor inoperante, poderá não ser possível recuar a manete até o batente traseiro do reverso; entretanto, a manete deverá ser recuada tanto quanto possível, obtendo assim um maior arrasto, em função do passo da hélice.

2. Freios – APLIQUE FREAGEM MÁXIMA. Não permita que as rodas deslizem. Recomenda-se frear intermitentemente.

Após a parada com perigo de fogo:

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor VALV CORTE – FECHÉ.

3. Interruptor SEL BAT – DESL.

4. Evacuação da Aeronave no Solo – EFETUE.

Sem pista suficiente:

1. Trem de Pouso – RECOLHA EM EMERGÊNCIA.
2. Manete – CORTE.
3. Interruptor VALV CORTE – FECHÉ.
4. Interruptor SEL BAT – DESL.
5. Evacuação da Aeronave no Solo – EFETUE.

ADVERTÊNCIA

CASO O MOTOR NÃO ESTEJA FUNCIONANDO, O TREM DE POUSO PODERÁ NÃO RECOLHER.

Aeronave em voo:

1. Pouse em frente se o trem de pouso estiver baixado e houver pista suficiente.
2. Reacendimento Imediato – EFETUE.
3. Se Reacender – REALIZE POUSO DE EMERGÊNCIA.

4. Se Não Reacender – POUSE EM FRENTE, OU RETORNE PARA A PISTA (CASO ACIMA DE 130 KIAS E 300 FT/TREM RECOLHIDO) OU EJETE-SE.

Pouso em frente:

1. Trem de Pouso – DE ACORDO (CONFORME O TERRENO). Normalmente, o trem de pouso abaixado ajuda a absorver a energia de impacto inicial; entretanto, se o pouso for efetuado em terreno mole ou na água, é recomendado pouso com o trem de pouso recolhido.

ADVERTÊNCIA

SE FOR NECESSÁRIO BAIXAR O TREM DE POUSO COM O MOTOR INOPERANTE, USE O SISTEMA DE ABAIXAMENTO EM EMERGÊNCIA, CERTIFICANDO-SE DE QUE A ALAVANCA DE COMANDO DO TREM DE POUSO ESTEJA POSICIONADA EM DESCE OU NEUTRO.

NOTA

- O tempo necessário para o abaixamento do trem de pouso em emergência é de aproximadamente 9 segundos. A altura mínima recomendável é de 200 ft.
- O retorno à pista deve ser iniciado com uma curva de 30° para o lado do vento, reduzindo a velocidade para 90 KIAS. Cerca de 400 ft poderão ser ganhos nesta redução de velocidade. O trem de pouso só deve ser baixado com pouso assegurado.

2. Manete – CORTE.
3. Botão SALVO – PRESSIONE, SE NECESSÁRIO.
4. Interruptor VALV CORTE – FECHÉ.
5. Flapes – POUSO.
6. Interruptor SEL BAT – DESL.

REACENDIMENTO IMEDIATO

1. N_G Mínima 50% – VERIFIQUE.

ADVERTÊNCIA

O REACENDIMENTO IMEDIATO DEVE SER TENTADO ANTES DA INDICAÇÃO DE N_G CAIR ABAIXO DE 50%. A TENTATIVA DE UM REACENDIMENTO IMEDIATO ESTANDO A INDICAÇÃO DE N_G ABAIXO DE 50% PODERÁ CAUSAR SUPERAQUECIMENTO DO MOTOR E CONSEQUENTES DANOS.

2. Interruptor IGNIÇÃO – IGNIÇÃO EM VOO.
3. Manete – MÍNIMO.

NOTA

- Após a estabilização do motor em marcha lenta, ajuste a potência como necessário.
- Em condição de chuva, gelo ou funcionamento irregular do motor, mantenha o interruptor de ignição na posição IGNIÇÃO EM VOO.

FOGO NO MOTOR NA DECOLAGEM

Aeronave no solo:

1. Proceda como FALHA DO MOTOR NA DECOLAGEM.

Aeronave em voo:

1. EJETE-SE.

ATENÇÃO

O ASSENTO EJETÁVEL PERMITE UMA EJEÇÃO SEGURA COM A AERONAVE AO NÍVEL DA PISTA (RAZÃO DE SUBIDA ZERO) SE A VELOCIDADE FOR SUPERIOR A 70 KT E A INCLINAÇÃO LATERAL MENOR QUE 30°.

RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO NO SOLO

O recolhimento do trem de pouso no solo poderá ser utilizado numa emergência, tal como freagem deficiente, pista insuficiente para parar a aeronave ou risco de colisão com outras aeronaves ou obstáculos.

Para o recolhimento do trem de pouso no solo, efetue o seguinte procedimento:

1. Interruptor de Recolhimento do Trem de Pouso em Emergência no Solo – **ACIONE PARA A ESQUERDA**. Quebre o freio e movimente o interruptor no sentido



2. Alavanca de Comando do Trem de Pouso – **SOBE**.

ADVERTÊNCIA

CASO O MOTOR ESTEJA INOPERANTE, O TREM DE POUSO PODERÁ NÃO RECOLHER.

ALIJAMENTO DE CARGAS EXTERNAS

O alijamento de carga externa no solo durante a decolagem ou pouso não é recomendado, pois as cargas podem interferir com o trem de pouso.

NOTA

Em caso de decolagem em pistas curtas, estando a aeronave equipada com cargas externas, levante a guarda do interruptor DISP/SALVO SOLO e posicione o interruptor em LIGA.

Na decolagem, alije as cargas externas somente se for considerado que a rápida diminuição de peso e arrasto permitirá a decolagem na pista remanescente.

Aeronave no solo:

1. Interruptor DISP/SALVO SOLO – **LIGUE**.
2. Botão SALVO – **PRESSIONE**.

Aeronave no ar:

1. Botão SALVO – **PRESSIONE**.

ESTOURO DE PNEU NA DECOLAGEM

Aeronave no solo:

1. Aborto a decolagem.
2. Freios – **APLIQUE FORÇA DIFERENCIADA PARA MANTER A RETA**.
3. Utilize o profundor para aliviar o peso do "nariz", caso o pneu estourado seja o da bequilha.
4. Mantenha as asas niveladas caso o pneu estourado seja do trem de pouso principal.
5. Trem de Pouso – **RECOLHA EM EMERGÊNCIA, SE NECESSÁRIO**.
6. Manete – **CORTE**.
7. Interruptor VALV CORTE – **FECHE**.
8. Interruptor SEL BAT – **DESL**.
9. Evacuação da Aeronave no Solo – **EFETUE**.

FALHA NO RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO

ALAVANCA DE COMANDO EMPERRADA EM NEUTRO

1. Trem de Pouso – **TRAVADO EMBAIXO**.
2. Pouse assim que for **PRATICÁVEL**.

NOTA

- Não exceda a Velocidade Máxima com Trem de Pouso Baixado.
- Não tente recolher o trem através do interruptor de recolhimento em emergência.

TREM DE POUSO TRAVADO EMBAIXO

1. Alavanca de Comando do Trem – **DESCE**.
2. Trem de Pouso – **TRAVADO EMBAIXO**.
3. Pouse assim que for **PRATICÁVEL**.

TREM DE POUSO NÃO TRAVADO EM CIMA

1. Painel Múltiplo de Alarmes – VERIFIQUE.

Luz PRESS HIDR PRINC acesa:

1. Trem de Pouso – ESTENDA PELO SISTEMA DE EMERGÊNCIA.
2. Pouse assim que for POSSÍVEL.

Luz PRESS HIDR PRINC apagada:

1. Trem de Pouso – ESTENDA E RECOLHA.

Caso não trave em cima:

2. Trem de Pouso – ESTENDA NOVAMENTE.
3. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

ALAVANCA DE COMANDO EMPERRADA EM SOBE

1. Velocidade – ABAIXO DE 145 KIAS.
2. Alavanca de Comando do Trem – DESCE.
3. Verifique três luzes verdes acesas e pouse.

Se apenas a posição NEUTRO puder ser obtida:

1. Velocidade – ABAIXO DE 110 KIAS.
2. Alavanca de Abaixamento em Emergência – DESCE EMERG.
3. Verifique as três luzes verdes e a vermelha (portas) acesas e pouse.

Se a alavanca permanecer bloqueada em SOBE e o trem estiver travado em cima, decida-se entre:

1. EJEÇÃO; ou
2. Pouso com trem recolhido.

PERDA DE POTÊNCIA DO MOTOR NÃO COMANDADA (SE INSTALADO MOC)

1. Botão SALVO – PRESSIONE, SE NECESSÁRIO.
2. Manete – MÍNIMO.
3. Parâmetro do Motor – Mova a manete do motor e verifique se há resposta significativa dos parâmetros T_5 , FF, TQ e N_g .
 - a. Sem alteração dos parâmetros do motor (T_5 , FF, TQ e N_g):
4. Manete – MÍNIMO.

5. MOC – Trava de segurança levantada.

6. Manete do MOC – MIN, após, avance progressivamente.

Se o controle do motor for recuperado:

7. Pouse assim que for PRATICÁVEL.
8. Mantenha a manete do motor na posição MÍNIMO até o corte do motor.
9. Comande lentamente a potência. Não reduzir a manete do MOC abaixo de 67% de N_g até o toque do trem de pouso. Em caso de aumento de potência, monitorar o torque, N_g e T_5 (atenção para o risco de ultrapassar os limites).

10. Não utilizar o reverso no pouso.

11. Para o corte do motor manter N_g em 67% e cortar pela manete do motor.

Se o controle do motor não for recuperado (não necessariamente por falta de combustível):

7. Manete MOC – NORMAL.
8. Manete – BANDEIRA.
9. Prepare-se para um pouso com motor inoperante ou ejeção.
 - b. Com alteração dos parâmetros do motor (aumento do FF e T_5 sem aumento do regime do motor – TQ e N_g estáveis – ou estol do compressor):
4. Manete do Motor – Avance para tentar restabelecer o regime do motor.

Se o controle do motor for recuperado:

5. Pouse assim que for POSSÍVEL.
6. Mantenha o regime do motor o mais elevado possível para manter a velocidade e diminuir a razão de descida.

Se o controle do motor não for recuperado:

5. Manete – BANDEIRA.
6. Prepare-se para um pouso com motor inoperante ou ejeção.

FALHA DO MOTOR EM VOO

Partida em voo com reacendimento imediato:

1. N_g Mínima 50% – VERIFIQUE.

ADVERTÊNCIA

O REACENDIMENTO IMEDIATO DEVE SER TENTADO ANTES DA INDICAÇÃO DE N_G CAIR ABAIXO DE 50%. A TENTATIVA DE UM REACENDIMENTO IMEDIATO ESTANDO A INDICAÇÃO DE N_G ABAIXO DE 50% PODERÁ CAUSAR SUPERAQUECIMENTO DO MOTOR E CONSEQUENTES DANOS.

2. Interruptor Ignição – IGNIÇÃO EM VOO.

3. Manete – MÍNIMO.

Caso a N_G esteja abaixo de 50% ou o reacendimento não aconteça:

1. Velocidade – 115 KIAS (LISO) 110 KIAS (COM 4 PILONES).
2. Trem/Flapes – RECOLHIDOS.
3. Botão SALVO – PRESSIONE.
4. Manete – CORTE.

ADVERTÊNCIA

O RETARDO EM SE LEVAR A MANETE PARA A POSIÇÃO "CORTE" ACARRETERÁ UMA ESPERA DE 30 SEGUNDOS ANTES DE SE EFETUAR UMA PARTIDA EM VOO, PARA QUE SEJA POSSÍVEL A DRENAGEM DO COMBUSTÍVEL REMANESCENTE NA CÂMARA DE COMBUSTÃO.

PARTIDA DO MOTOR EM VOO**SEM ARRANQUE****ADVERTÊNCIA**

- NÃO TENHA TENTADO DAR PARTIDA NO MOTOR CASO O INDICADOR DE N_G ESTEJA INDICANDO 0%.
- CASO A MANETE NÃO TENHA SIDO LEVADA PARA A POSIÇÃO "CORTE"

IMEDIATAMENTE APÓS A FALHA DO MOTOR EM VOO E AS CONDIÇÕES PERMITAM, AGUARDE 30 SEGUNDOS APÓS O CORTE DO MOTOR PELA MANETE, A FIM DE PERMITIR UMA DRENAGEM ADEQUADA.

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor VALV CORTE – ABERTO.
3. Equipamentos Elétricos (luzes/rádios) – DESLIGADOS.
4. Bombas de Combustível:
 - Uma Auxiliar – AUTO.
 - Uma Principal – LIGA.

NOTA

Utilize apenas um par de bombas de um mesmo lado, com o objetivo de poupar a bateria.

5. Ar Condicionado – DESLIGADO.
6. Interruptor GERADOR – DESLIGADO.
7. Velocidade e Altitude – CONFORME O ENVELOPE DE PARTIDA EM VOO.
8. N_G Mínima – 12%.

ADVERTÊNCIA

- EM PARTIDAS SEM ARRANQUE COM VELOCIDADES ABAIXO DE 190 KIAS OU N_G ABAIXO DE 10% OU EM ALTITUDES ACIMA DE 14000 FT, T_5 TENDE A SER ELEVADA.
- CASO EXISTA TENDÊNCIA DE SOBRETEMPERATURA DURANTE A PARTIDA, O CONTROLE DE T_5 PODERÁ SER OBTIDO MOVENDO-SE A MANETE PERIODICAMENTE PARA "CORTE", DURANTE A ACELERAÇÃO DE N_G .
- APÓS A PARTIDA, SÃO NECESSÁRIOS APROXIMADAMENTE 30 SEGUNDOS PARA SE OBTER TRAÇÃO DA HÉLICE.

9. Interruptor IGNIÇÃO – IGNIÇÃO EM VOO.
10. Manete – MÍNIMO.

11. Verifique aumento de N_g e T_5 , e indicação de pressão do óleo.
12. Manete – AJUSTE.
13. Interruptor IGNIÇÃO – NORMAL.
14. Interruptor GERADOR – LIGADO.
15. Bombas de Combustível:
 - Auxiliares – AUTO.
 - Principais – LIGA.

COM ARRANQUE

ADVERTÊNCIA

- É NECESSÁRIA UMA TENSÃO MÍNIMA DE 23 V PARA SE EFETUAR UMA PARTIDA EM VOO COM ARRANQUE.
- A PARTIDA EM VOO COM ARRANQUE SOMENTE SERÁ POSSÍVEL ESTANDO O SELETOR DE BARRA ELÉTRICA EM "NORMAL" UMA VEZ QUE O SISTEMA DE PARTIDA É ALIMENTADO PELA BARRA PRINCIPAL DE 28 V DC.
- NÃO TENHA TENTE DAR PARTIDA NO MOTOR CASO O INDICADOR DE N_g ESTEJA INDICANDO 0%.
- N_g MÁXIMO PARA PARTIDA COM ARRANQUE É DE 20%.
- CASO A MANETE NÃO TENHA SIDO LEVADA PARA A POSIÇÃO "CORTE" IMEDIATAMENTE APÓS A FALHA DO MOTOR EM VOO:
 - A. EXECUTE UM CICLO DE PARTIDA A SECO ANTES DE TENTAR A PARTIDA NORMAL, DESDE QUE A BATERIA TENHA UMA TENSÃO MÍNIMA DE 24 V E O TEMPO DISPONÍVEL SEJA SUFICIENTE.
 - B. CASO A TENSÃO DA BATERIA ESTEJA ENTRE 22 V E 24 V, AGUARDE 30 SEGUNDOS APÓS O CORTE DO MOTOR PELA MANETE, A FIM DE PERMITIR UMA DRENAGEM ADEQUADA.

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor VALV CORTE – ABERTO.

3. Interruptor IGNIÇÃO – NORMAL.
4. Equipamentos Elétricos (luzes/rádios) – DESLIGADOS.
5. Ar Condicionado – DESLIGADO.
6. Interruptores GERADOR/CONVERSORES – DESLIGADOS.
7. Seletor Barra Elétrica – NORMAL.
8. Bombas de Combustível:
 - Uma Auxiliar – AUTO.
 - Uma Principal – LIGA.

NOTA

Utilize apenas um par de bombas de um mesmo lado, com o objetivo de poupar a bateria.

9. Interruptor PARTIDA – INÍCIO.
10. Luz Ignição – ACESA.
11. N_g Mínima – 12%.

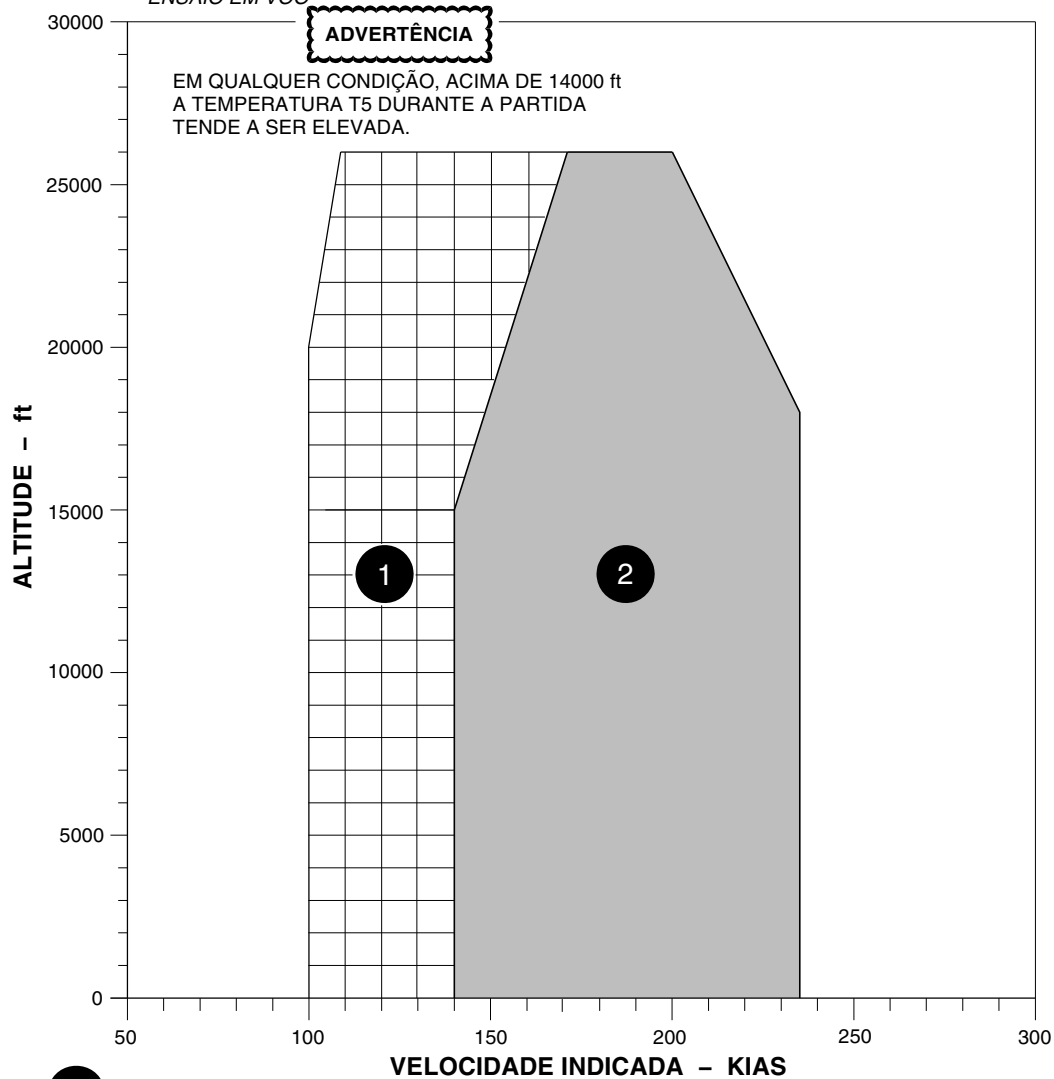
ADVERTÊNCIA

- EM PARTIDAS COM ARRANQUE COM N_g ABAIXO DE 10% OU EM ALTITUDES ACIMA DE 14000 FT, T_5 TENDE A SER ELEVADA.
- CASO EXISTA TENDÊNCIA DE SOBRE-TEMPERATURA DURANTE A PARTIDA, O CONTROLE DE T_5 PODERÁ SER OBTIDO MOVENDO-SE A MANETE PERIODICAMENTE PARA "CORTE", DURANTE A ACELERAÇÃO DE N_g .

12. Manete – MÍNIMO.
13. Observe Indicações de N_g e T_5 .
14. Luz Ignição – APAGADA ACIMA DE 45% N_g .
15. Pressão do Óleo Mínima – 40 PSI.
16. Interruptores GERADOR/CONVERSORES – LIGADOS.
17. Manete – AJUSTE.
18. Bombas de Combustível:
 - Duas Auxiliares – AUTO.
 - Duas Principais – LIGA.

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JULHO 1987
 BASE DOS DADOS: - PWC-PT6A-25C TURBOPROP ENGINE
 SPECIFIC OPERATING INSTRUCTIONS
 - ENSAIO EM VÔO

ENVELOPE DE PARTIDA DO MOTOR EM VÔO



1 SOMENTE PARTIDA COM ARRANQUE

2 PARTIDA COM OU SEM ARRANQUE

ADVERTÊNCIA

NA ÁREA **2**, DURANTE PARTIDAS SEM ARRANQUE EM VELOCIDADES ABAIXO DE 190 KIAS, A TEMPERATURA T5 TENDE A SER ELEVADA.

Figura 3-2

FOGO NO MOTOR EM VOO

A ocorrência de fogo é anunciada pelo acendimento da luz FOGO.

Abaixo da altura de segurança (2000 ft):

1. Confirme a presença de fogo por outros meios além da luz FOGO acesa.
2. Se fogo for confirmado – EJETE-SE.

Acima da altura de segurança:

1. Manete – MÍNIMO.
2. Confirme a presença de fogo por outros meios além da luz FOGO acesa.

NOTA

A confirmação de fogo pode ser verificada através de rastro de fumaça após uma curva e/ou pelos espelhos, informação do solo ou de outras aeronaves, leituras anormais dos instrumentos do motor, vibração e ruído anormal do motor, vapores, calor e fumaça na cabine.

Se a luz FOGO apagar ou o fogo não for confirmado:

3. Prossiga o voo com potência reduzida.
4. Pouse assim que for POSSÍVEL, efetuando Tráfego de Emergência.

Se o fogo for confirmado:

1. Manete – CORTE.
2. Interruptor VALV CORTE – FECHÉ.
3. Bombas de Combustível – DESLIGADAS.
4. Interruptor GERADOR – DESLIGADO.
5. Interruptor SEL BAT – DESLIGADO.

ADVERTÊNCIA

NÃO TENHA UM REACENDIMENTO IMEDIATO DO MOTOR.

Se o fogo cessar:

1. Efetue os procedimentos para pouso com motor inoperante.

Permanecendo a presença de fogo:

1. EJETE-SE.

EMBANDEIRAMENTO DA HÉLICE EM VOO

O embandeiramento da hélice em voo pode ocorrer acidentalmente pelo piloto, ou quando há alguma falha de motor durante o voo. O piloto deve reagir o mais breve possível em cada evento, e restabelecer as condições de voo através das seguintes ações:

1. No caso da ação inadvertida para a posição de embandeiramento (NG 65%); o piloto precisa imediatamente acelerar o motor, do mínimo para a máximo.
2. Se o embandeiramento for por falha de motor, o piloto deve proceder conforme descrito no procedimento FALHA DO MOTOR EM VOO.

POUSO COM MOTOR INOPERANTE EM PISTA OU ÁREA FAVORÁVEL

Devido às muitas variáveis encontradas, a decisão final entre tentar pousar com o motor inoperante ou ejetar-se deve ficar a cargo do piloto. É impossível estabelecer um conjunto de regras e instruções pre-determinadas que possam fornecer decisões prontas aplicáveis a todas as emergências desta natureza. Entretanto a experiência tem demonstrado que a decisão de ejetar-se oferece mais chances de sobrevivência.

As condições básicas relacionadas, combinadas com a análise do piloto sobre as condições da aeronave, o tipo de emergência e sua gravidade, são de importância primordial para decidir entre uma aterragem com motor inoperante ou a ejeção.

Se a decisão tomada for a ejeção o piloto deve, se possível, tentar aproar a aeronave para uma área onde seja menor o risco de danos a pessoas e propriedades no solo ou na água.

Antes de tomar a decisão de tentar um pouso com motor inoperante, as seguintes condições básicas devem existir:

- a. Deve haver uma pista ou uma área favorável disponível. Como área favorável podem ser compreendidas: estrada livre e desimpedida, área plana livre de obstáculos e de tamanho compatível com a distância de pouso esperada. Se houver troncos, pedras e árvores e/ou outros obstáculos, a ejeção é mais recomendável.
- b. As áreas de aproximação devem ser livres e não apresentar problemas durante a aproximação com motor inoperante.

- c. As condições meteorológicas e do terreno devem ser favoráveis. Nuvens, teto, visibilidade, turbulência, ventos de superfície etc., não devem impedir de nenhuma forma o estabelecimento de um padrão apropriado de pouso com motor inoperante.
- d. Deve-se tentar pousar com motor inoperante somente quando se puder atingir uma posição satisfatória de ponto-chave alto ou ponto-chave baixo.

ATENÇÃO

SE, A QUALQUER MOMENTO, DURANTE A APROXIMAÇÃO COM MOTOR INOPERANTE, AS CONDIÇÕES NÃO PARECEM IDEAIS PARA O ÊXITO DO POUSO, DEVE-SE EFETUAR A EJEÇÃO.

A tentativa de pousar com o trem de pouso recolhido ou baixado, depende de muitos fatores.

Se o campo escolhido é firme e liso, e longo o bastante para levar a aeronave a uma parada total, o trem de pouso deverá estar baixado.

Se houver pedras, pedaços de tronco ou outros obstáculos maiores no campo, o trem de pouso baixado, proporcionará uma maior proteção aos ocupantes da aeronave. Se, entretanto, o campo for excessivamente macio e curto, ou em caso de pouso na água, o pouso com trem recolhido será normalmente mais seguro e causará menores danos a aeronave.

1. Velocidade – 115 KIAS (LISO)/110 KIAS (COM 4 PILONES).
2. Trem de Pouso – VERIFIQUE RECOLHIDO.
3. Flapes – RECOLHIDOS.
4. Botão SALVO – PRESSIONE, SE NECESSÁRIO.
5. Manete – CORTE.
6. Interruptor VALV CORTE – FECHÉ.

Ponto chave alto (ponto 1) – 2000 ft de altura:

7. Velocidade – 110 KIAS.
8. Transmissor de Emergência – LIGADO.

Ponto chave baixo (ponto 2) (través da cabeceira) – 1200 a 1000 ft de altura:

9. Velocidade – 100 KIAS.

10. Trem de Pouso – BAIXE EM EMERGÊNCIA.

Entre 500 e 600 ft de altura (ponto 3):

11. Flapes – DEC.

12. Velocidade – 90 KIAS.

Na final a 300 ft de altura (ponto 4):

13. Flapes – POUSO.

14. Velocidade – 90 KIAS.

15. Interruptor SEL BAT – DESLIGADO.

ATENÇÃO

SE EM QUALQUER MOMENTO, DURANTE A APROXIMAÇÃO, O POUSO FOR CONSIDERADO PERIGOSO, EJETE-SE.

FALHA DO FREIO DAS RODAS

Quando um dos freios das rodas de trem de pouso principal falhar durante o pouso, o piloto deve contar com o auxílio do leme e da guiagem do trem de nariz na parada assimétrica, e a alavanca do motor deve ser movida para a posição de reverso.

Mesmo assim, se for impossível parar na pista o piloto poderá escolher entre parar fora da pista e recolher do trem de pouso no solo. Para o caso de ambos os freios das rodas falharem durante o pouso, o piloto deve usar o motor em máximo reverso para parar a aeronave. Se o aeródromo tiver barreiras de desaceleração, o piloto deverá solicitá-las imediatamente. Se o aeródromo tiver outro sistema de desaceleração, o piloto vai decidir entre o uso da barreira desaceleração ou do recolhimento do trem de pouso no solo.

NOTA

O uso das barreiras de desaceleração da aeronave pode evitar significativo danos à aeronave.

Veja o procedimento RECOLHIMENTO DO TREM DE POUSO NO SOLO, para mais informações.

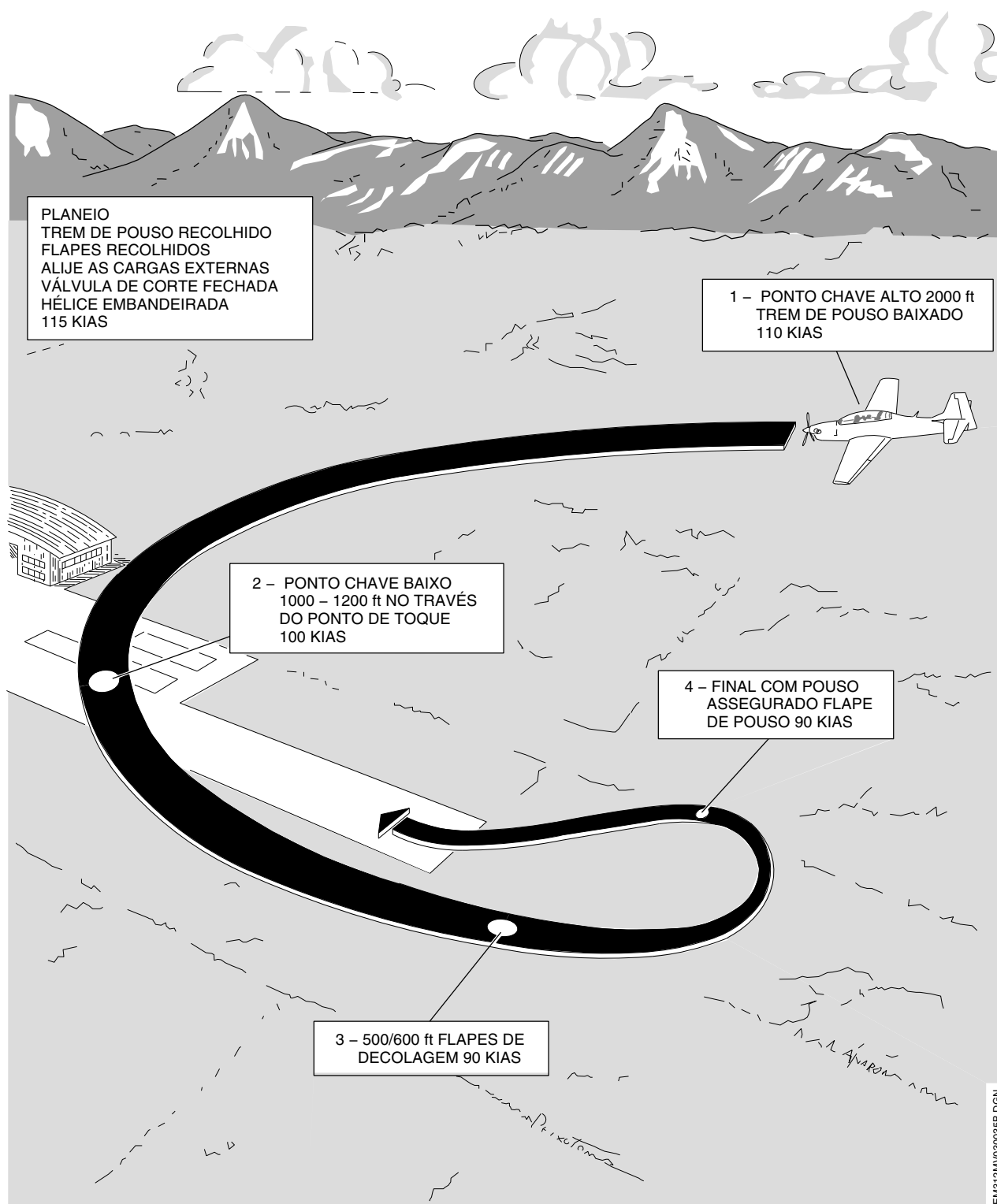
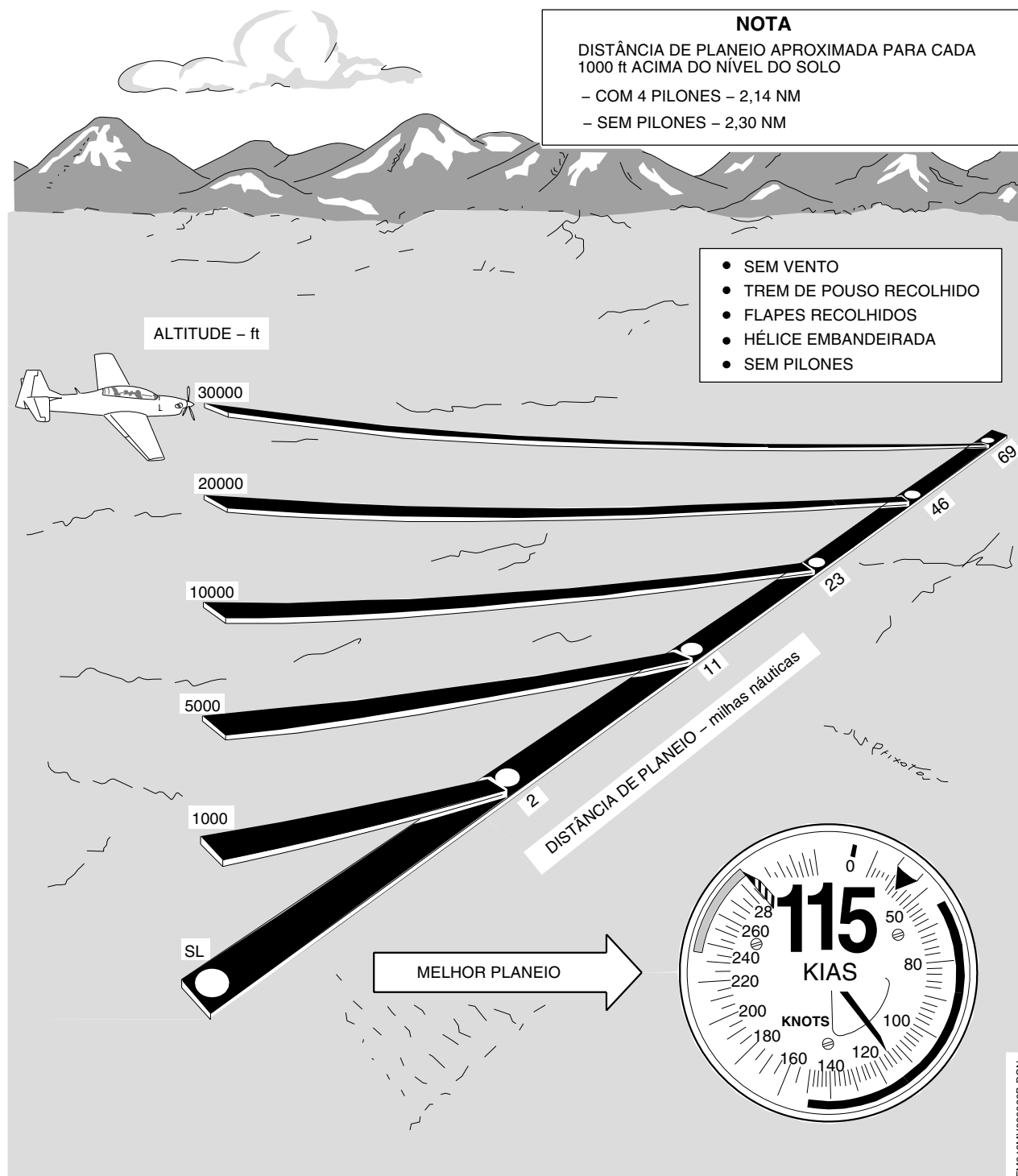
POUSO COM MOTOR INOPERANTE

Figura 3-3

PLANEIO MÁXIMO



EM312M/V030036B.DGN

Figura 3-4

EJEÇÃO

O assento foi projetado para permitir a ejeção com sucesso desde o nível do chão até a altitude máxima de operação e desde 70 KIAS até 400 KIAS.

Entretanto, muitas variáveis podem reduzir as probabilidades de sucesso de uma ejeção e muitas são cumulativas. Estas variáveis incluem altitude, velocidade, atitude, razão de descida, fator de carga, tempo de reação do piloto, etc.

Veja a Figura 3-5 para o desempenho do assento e a Figura 3-6 para a sequência de ejeção.

A probabilidade de sucesso na ejeção é maior se a ejeção ocorrer a, pelo menos, 200 ft acima do terreno com a aeronave nivelada e em velocidades acima de 70 KIAS. Quando a aeronave estiver sob controle em altitudes maiores, use o excesso de velocidade e altitude para efetuar os procedimentos de preparação para a ejeção.

Abaixo de 2000 ft, transforme a velocidade em altitude e ejete-se com uma razão de subida positiva. Sob condições incontroláveis, ejete-se a 5000 ft, pelo menos, sempre que possível.

Se a aeronave se tornar incontrolável abaixo de 2000 ft, ejete-se imediatamente, uma vez que qualquer atraso diminuirá as probabilidades de sucesso de ejeção.

Procedimento de ejeção:

1. Mantenha as pernas esticadas.

ATENÇÃO

NÃO ENCOSTE AS PERNAS NO ASSENTO NO MOMENTO DA EJEÇÃO, POIS ISTO PODE ACARRETAR FERIMENTOS. MANTENHA AS PERNAS PARA A FRENTE.

2. Posicione-se corretamente. Sente-se ereto no assento, com a cabeça no encosto.
3. Punho de Ejeção – ACIONE COM AS DUAS MÃOS.

ATENÇÃO

O SUCESSO DE UMA EJEÇÃO AUMENTA EM ALTURAS SUPERIORES A 2000 FT. NÃO ATRASE A EJEÇÃO ABAIXO DE 2000 FT DE ALTURA POR NENHUMA RAZÃO QUE POSSA OBRIGAR UM POUSO FORÇADO.

Caso haja tempo para preparação:

1. Aproxime uma área desabitada.
2. Transponder – 7700.
3. Faça um pedido de socorro fornecendo: Posição, Rumo, Altitude, Tipo de Pane e Intenções.
4. Equipamentos Soltos – GUARDE.
5. Velocidade – 100 KIAS NIVELADO OU SUBINDO.
6. Viseiras do Capacete – BAIXADAS.
7. Pino do Punho de Ejeção do Assento – VERIFIQUE REMOVIDO.
8. TLE – LIGADO.
9. Posicione-se corretamente (suspensórios travados).
10. Punho de Ejeção – ACIONE COM AS DUAS MÃOS.

Após a ejeção:

No caso de falha da unidade barostática de retardo:

1. Comando de Sobrepujamento – ACIONE.

ATENÇÃO

CERTIFIQUE-SE DE QUE REALMENTE EXISTA UMA FALHA DA UNIDADE BAROSTÁTICA ANTES DE ACIONAR O COMANDO DE SOBREPUJAMENTO, POIS A UNIDADE BAROSTÁTICA DE RETARDO DE TEMPO SERÁ SOBREPUJADA E A SEPARAÇÃO DE ASSENTO E A ABERTURA DO PÁRA-QUEDAS SERÃO IMEDIATAS E, QUANDO ACIMA DE 16000 FT, O PILOTO DESCERÁ LENTAMENTE PELO AR RAREFEITO.

Após a abertura do pára-quedas principal e a separação do assento, proceda:

Sobre a água:

1. Máscara de Oxigênio – SOLTE AS CONEXÕES DO CAPACETE.
2. Conexões da Mangueira de Oxigênio e do Rádio – SOLTE.
3. Conjunto de Sobrevivência – SOLTE A FIVELA DO LADO ESQUERDO. O mesmo cairá, ficando pendurado pela linha de abaixamento.
4. Colete Salva-Vidas – INFLE. Mantenha a mão sobre a fivela do arreio combinado, porém sem abri-la.

Quando o conjunto de sobrevivência tocar na água:

5. Fivela de Soltura Rápida – RELEASE. Abra a fivela e separe-se do pára-quedas.

Sobre a terra:

1. Conjunto de Sobrevivência – SOLTE UMA FIVELA (LADO ESQUERDO PREFERENCIALMENTE). O mesmo cairá, ficando pendurado pela linha de abaixamento.
2. Examine o local antes de soltar o conjunto de sobrevivência e remover a máscara de oxigênio. Se for esperada uma aterragem em árvores, edifícios, fios, etc., é recomendável manter a máscara de oxigênio do capacete para proteger o rosto.

Após a aterragem:

3. Fivela de Soltura Rápida – RELEASE. Separe-se do pára-quedas.

ACENDIMENTO DA LUZ CAPOTA

1. Na Corrida de Decolagem – ABORTE.

Em voo:

2. Alavanca de Travamento – TODA A FRENTE.
3. Trava da Capota – VERIFIQUE VISUALMENTE.

Caso a luz permaneça acesa:

4. Velocidade Máxima – 110 KIAS.
5. Evite comandos bruscos e G's negativos.
6. Pouse assim que for PRATICÁVEL em final longa.

ATENÇÃO

- **NÃO TENDE DESTRAVAR E EM SEGUIDA TRAVAR A CAPOTA EM VOO.**
- **EM VOO SEM CAPOTA, A CABINE É PERFEITAMENTE HABITÁVEL. NESTA CONDIÇÃO, FAÇA O CIRCUITO PARA UMA VELOCIDADE DE 100 KIAS NA FINAL.**

VOO SEM CAPOTA

1. Velocidade Máxima – 110 KIAS.
2. Alavanca do Diluidor – 100% OXIGÊNIO.
3. Assento – BAIXADO.
4. Viseiras – BAIXADAS.
5. Pouse assim que for POSSÍVEL, executando final longa. Faça o circuito para uma velocidade de 100 KIAS na final.

Após o toque no solo:

6. Não utilize reverso.

DESEMPENHO DO ASSENTO EJETÁVEL

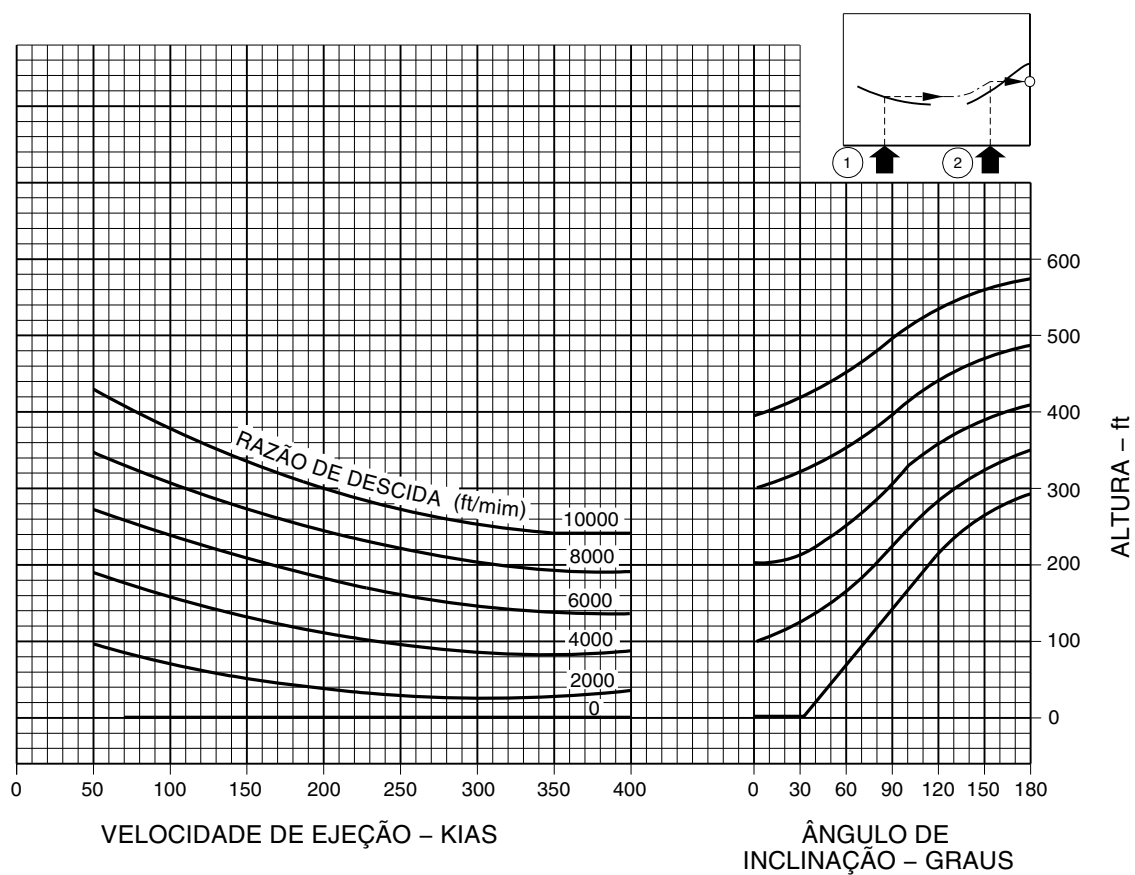
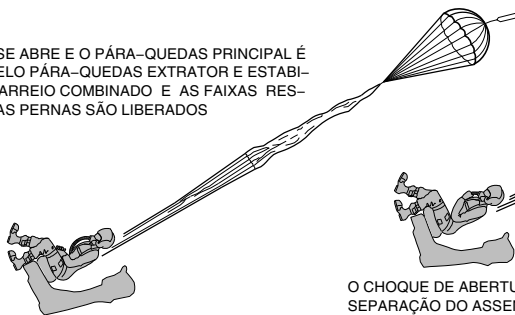
ALTURA REQUERIDA PARA EJEÇÃO EM FUNÇÃO
DE RAZÃO DE DESCIDA E ÂNGULO DE INCLINAÇÃO

Figura 3-5

SEQÜÊNCIA DE EJEÇÃO EM VOO

* EJEÇÃO ABAIXO DE 16400 FT

A TESOURA SE ABRE E O PÁRA-QUEDAS PRINCIPAL É EXTRAÍDO PELO PÁRA-QUEDAS EXTRATOR E ESTABILIZADOR. O ARREIO COMBINADO E AS FAIXAS RESTRICTORAS DAS PERNAS SÃO LIBERADOS



O CHOQUE DE ABERTURA INICIA A SEPARAÇÃO DO ASSENTO.

O PÁRA-QUEDAS EXTRATOR E ESTABILIZADOR ESTÁ ABERTO E PRESO À TESOURA.



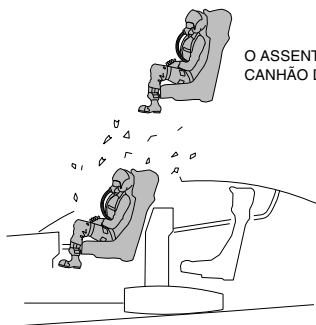
O PÁRA-QUEDAS EXTRATOR E ESTABILIZADOR É ARRASTADO.



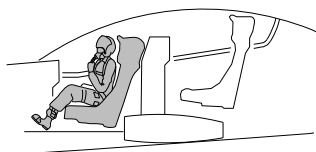
A PISTOLA DROGUE É DETONADA.



O ASSENTO SEPARA-SE DO CANHÃO DE EJEÇÃO.



O ASSENTO INICIA SEU MOVIMENTO. AS PERNAS DO OCUPANTE SÃO RECOLHIDAS E A CAPOTA PERFURADA PELA PARTE SUPERIOR DO ASSENTO. A PISTOLA DROGUE E A UNIDADE BAROSTÁTICA DE TEMPO SÃO ATIVADAS.



PUNHO DE EJEÇÃO PUXADO. CINTOS DE OMBRO SE RECOLHEM E CANHÃO DE EJEÇÃO ACIONADO.

ATENÇÃO

EM CASO DE EJEÇÃO SOBRE ÁREAS CUJA ALTITUDE DO TERRENO SEJA SUPERIOR A ALTITUDE DE ATUAÇÃO DA UNIDADE BAROSTÁTICA DE RETARDO, O COMANDO DE ABERTURA DO PÁRA-QUEDAS DEVE SER FEITO ATRAVÉS DO PUNHO DE SOBREPUJAMENTO DA UNIDADE BAROSTÁTICA.

NOTA

- NÃO HÁ RESTRIÇÕES QUANTO A PRIORIDADES DE EJEÇÃO.
- QUANDO POSSÍVEL, EJEÇÕES SIMULTÂNEAS DEVEM SER EVITADAS.



SEPARAÇÃO DO ASSENTO COMPLETADA.

PÁRA-QUEDAS COMPLETAMENTE ABERTO.

• EJEÇÃO ACIMA DE 16400 FT



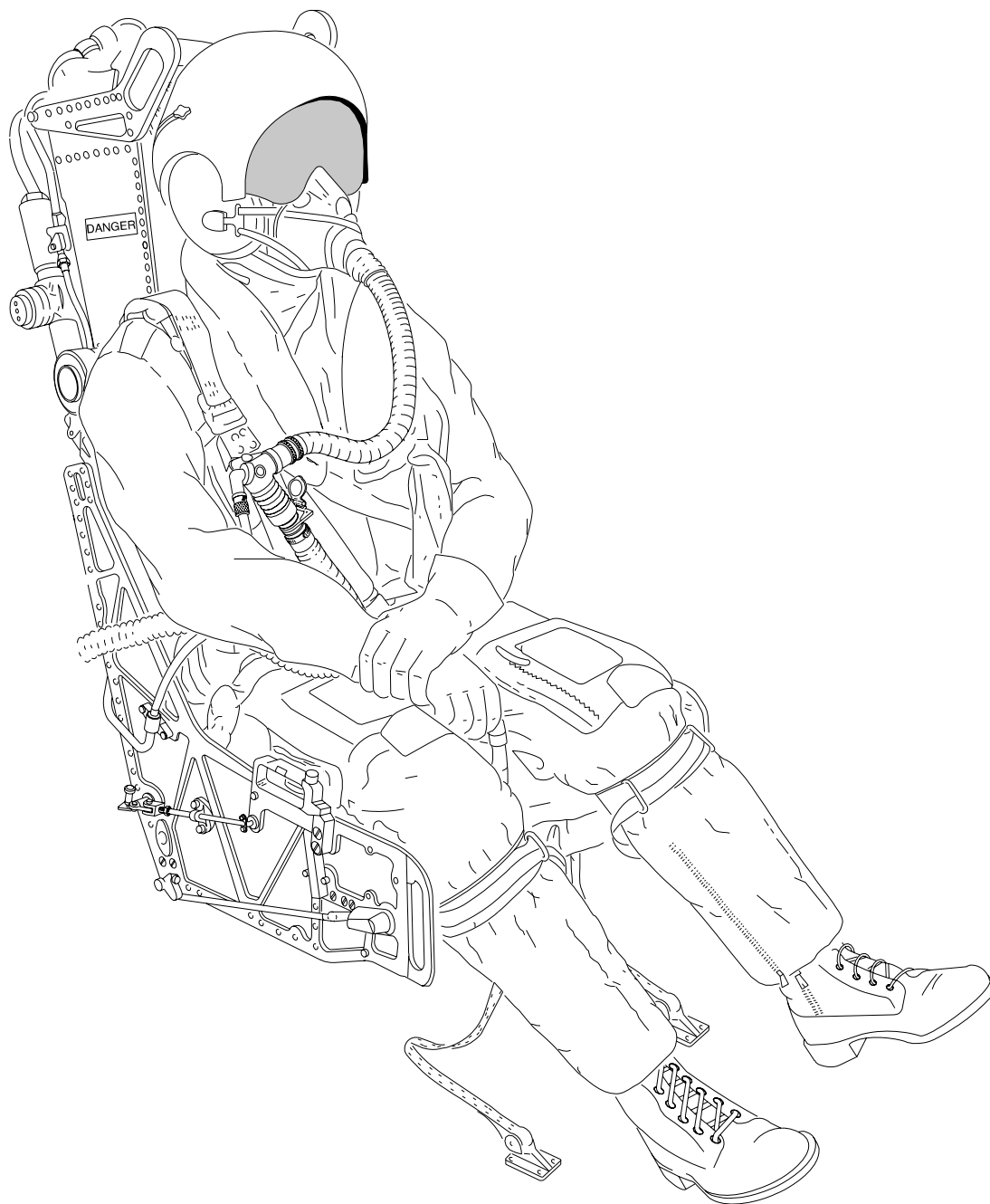
O PÁRA-QUEDAS ESTABILIZADOR E EXTRATOR PERMANECE PRESO À TESOURA FECHADA. O ASSENTO DESCE ESTABILIZADO E O PILOTO RECEBE OXIGÊNIO DA GARRAFA DO ASSENTO.

* ABAIXO DE 16400 FT A SEQUÊNCIA É IDÊNTICA A APRESENTADA NA ILUSTRAÇÃO SUPERIOR.

EW312WVG03037C.DGN

Figura 3-6

POSIÇÃO PARA EJEÇÃO



EM312/MV03038B.DGN

Figura 3-7

FOGO E/OU FUMAÇA NA CABINE

1. Alavanca do Diluidor – 100% OXIGÊNIO.
2. Interruptor GERADOR – DESLIGADO.
3. Interruptor SEL BAT – DESLIGADO.
4. Alavanca Ar Externo – ABERTA.
5. Alavanca Aquecimento – FECHADA.
6. Ar Condicionado – DESLIGADO.

ATENÇÃO

SE A SITUAÇÃO FOR INCONTROLÁVEL, EJETE-SE.

Se a situação for controlável, verifique a causa da fumaça:

Se for causada pelo sistema elétrico:

1. Interruptor SEL BAT – BAT INT.
2. Seletor de Barra Elétrica – EMERGÊNCIA.
3. Interruptor GERADOR – DESLIGADO.

Se a fumaça parar ou diminuir:

1. Disjuntores da Barra Principal – DESARME.
2. Interruptor GERADOR – LIGADO.
3. Rearme os disjuntores da barra principal, um a um, verificando indícios de fumaça ou amperagem excessiva. Caso o disjuntor desarme novamente, não tente rearmá-lo.

Se for confirmado indícios de fumaça, desarme o disjuntor correspondente e pouse assim que for POSSÍVEL.

Se a fumaça continuar:

1. Interruptor GERADOR – LIGADO.
 2. Interruptor SEL BAT – DESLIGADO.
 3. Disjuntores da Barra de Emergência – DESARME.
 4. Interruptor SEL BAT – BAT INT.
 5. Rearme os disjuntores da barra de emergência, um a um, verificando indícios de fumaça ou amperagem excessiva. Caso o disjuntor desarme novamente, não tente rearmá-lo.
- Se for confirmado indícios de fumaça, desarme o disjuntor correspondente e pouse assim que for POSSÍVEL.
6. Seletor de Barra Elétrica – NORMAL.

FOGO NO SISTEMA ELÉTRICO

1. Proceda de acordo com o item FOGO E/OU FUMAÇA NA CABINE, causada pelo sistema elétrico.

PERDA DE CONTROLE

1. Todos os comandos em neutro.
2. Manete – MÍNIMO.
3. Trem de Pouso – RECOLHIDO.
4. Flapes – RECOLHIDOS.

RECUPERAÇÃO DE PARAFUSO

Em caso de parafuso inadvertido (normal ou invertido), proceda:

1. Aplique o pedal do lado contrário ao sentido de rotação a fundo.
2. Leve o manche para a posição neutra com firmeza, porém evite movimentos bruscos.

Após cessar o giro:

3. Centralize os comandos posicionando a aeronave em voo nivelado.

ATENÇÃO

EM CASO DE PARAFUSO INADVERTIDO, ESTANDO A AERONAVE EQUIPADA COM CARGAS EXTERNAS, INICIE A RECUPERAÇÃO IMEDIATAMENTE.

FALHA DO COMPENSADOR DO PROFUNDOR

Se ocorrer um disparo do compensador do profundor, e este, não podendo ser operado, proceda do seguinte modo:

1. Interruptor CORTE CPENS – ACIONE.
2. Velocidade – REDUZA.

NOTA

Caso o ponteiro indicador tenha chegado ao batente, religue o interruptor CORTE CPENS e tente centralizar o ponteiro. Após isto corte novamente o interruptor CORTE CPENS.

Se o disparo for a picar:

1. Coloque no dorso, se necessário, para reduzir a velocidade.
2. Pouse com longa final.

Se o disparo for a cabrar:

1. Entre em curva.
2. Pouse com longa final.

ABAIXAMENTO DO TREM DE POUSO EM EMERGÊNCIA

1. Velocidade Máxima – 110 KIAS.
2. Alavanca de Comando do Trem de Pouso – DESCE.
3. Alavanca de Abaixamento em Emergência – TREM DESCE EMERG.
4. Três Luzes Verdes – ACESAS.
5. Luz Âmbar – ACESA.

POUSO COM TREM PARCIAL

ATENÇÃO

EVITE O POUSO EM PISTAS CURTAS.

1. Consuma o máximo de combustível para reduzir o peso da aeronave, porém não passe abaixo da quantidade de 150 lb remanescentes.
2. Botão SALVO – PRESSIONE, SE NECESSÁRIO.
3. Flapes – POUSO.

4. Faça uma aproximação com rampa normal, mantendo velocidade prevista na Figura A8-1, página A8-3.

ATENÇÃO

O TOQUE NO INÍCIO DA PISTA ASSEGURARÁ UM MAIOR COMPRIMENTO DE PISTA PARA EFETUAR A PARADA DA AERONAVE.

Com pouso assegurado:

5. Pino do Punho de Ejeção da Cadeira – COLOQUE.
6. Pino do Punho de Ejeção da Capota – VERIFICAR RETIRADO.
7. Suspensórios – TRAVADOS.

Ao cruzar a cabeceira:

8. Manete – MÍNIMO.
9. Interruptor VALV CORTE – FECHÉ.

Uma perna do trem de pouso principal recolhida:

10. Pouse no lado da pista correspondente à perna baixada e travada.
11. Mantenha a reta utilizando freio diferencial.
12. Mantenha as asas niveladas.
13. Após a parada efetue a evacuação da aeronave no solo.

Bequilha recolhida:

1. Após o toque, corte o motor imediatamente.
2. Abaixé devagar o nariz da aeronave antes de perder o comando do profundor.
3. Quando o nariz da aeronave tocar o solo, aplique suave e continuamente os freios, até que o aviso pare.
4. Abandone imediatamente a aeronave depois da parada.

ADVERTÊNCIA

UTILIZANDO O COMPENSADOR NO SENTIDO DE PICAR, AUMENTARÁ A EFETIVIDADE DE COMANDO DO PROFUNDOR.

POUSO NA ÁGUA

1. Ejeção – EFETUE.

Como todo o equipamento de sobrevivência está preso ao arreio do pára-quedas, não existe vantagem em se tentar um pouso na água.

Se não for possível uma ejeção, siga tanto quanto possível as recomendações abaixo:

1. Reduza o peso para o mínimo possível. Uma quantidade mínima de combustível deverá ser mantida para evitar um pouso com motor inoperante.
2. Escolha o melhor lugar possível para o pouso. Diferentes lugares na mesma região poderão apresentar diferentes condições do mar. Sombras e cristas brancas indicam mar agitado. Se as sombras e as cristas brancas estiverem juntas, a área estará turbulenta. Tente localizar um lugar onde as sombras e as cristas brancas não sejam tão numerosas e selecione o local de pouso.
Se o vento for insignificante ou paralelo à vaga, pouse contra o vento. Este será o método de pouso preferível e deve ser usado quando as condições forem favoráveis. Se a direção do vento for diagonal em relação às vagas, com uma velocidade inferior a 25 kt, um pouso paralelo às vagas (transversal ao vento) deverá ser efetuado. Em se tratando de ventos com velocidade superior a 25 kt, recomenda-se efetuar o pouso contra o vento, não considerando as vagas.
3. Desligue todos os equipamentos elétricos desnecessários e desarme o disjuntor do alarme do trem de pouso.
4. Retire a máscara de oxigênio e desconecte os fios dos fones. Mantenha o capacete afivelado e com a viseira abaixada.
5. Desconecte as fitas de restrição das pernas.
6. Trave a carretilha inercial dos cintos de ombro.
7. Desconecte o conjunto de sobrevivência do arnês do pára-quedas.
8. Mantenha o ar externo e o aquecimento fechados e o ar condicionado desligado.
9. A aproximação para o pouso deve ser feita com o trem de pouso recolhido e flapes de pouso. O toque na água deve ser realizado com cerca de 10 KIAS acima da velocidade de estol. Tente chegar por trás da vaga, perto da crista e faça o toque enquanto a vaga desce.

Depois que a aeronave parar:

1. Interruptor VALV CORTE – FECHA.
2. Capota – Abra pelo sistema normal ou acione o cordão explosivo ou quebre.
3. Abra o arreio combinado e abandone a aeronave.

LUZ PRESS HIDR PRINC ACESA

Se o acendimento da luz PRESS HIDR PRINC ocorrer após um treinamento de abaixamento em emergência do trem de pouso, a situação é normal e a luz apagará após o carregamento do acumulador de emergência.

Se a luz acender no solo e apagar após a partida, também indica que o sistema de emergência está com a pressão baixa e sendo recarregado. A luz deverá estar apagada antes da decolagem. O aparecimento desta indicação com muita frequência sugere a existência de uma pequena fuga de pressão do sistema de emergência.

Se a luz acender em voo:

1. Pouse assim que for PRATICÁVEL.
2. Velocidade Máxima – 110 KIAS.
3. Alavanca de Abaixamento em Emergência – TREM DESCE EMERG. QUANDO NO TRÁFEGO.

LUZ PRESS HIDR EMERG ACESA

1. Trem de Pouso – BAIXE PELO SISTEMA NORMAL.
2. Disjuntor TREM POUSO CMDO – DESARME.
3. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

LUZ PRESS ÓLEO ACESA

Abaixo de 40 psi:

1. Pouse assim que for POSSÍVEL. Procure usar o mínimo de potência. Deve ser esperada uma falha do motor a qualquer momento.

NOTA

Durante o voo, sob condição de G negativo, quedas momentâneas de pressão abaixo de 40 psi são aceitáveis, mas a operação contínua nestas pressões resultará em danos na caixa de redução.

Entre 40 e 75 psi:

1. Mantenha N_G abaixo de 72%, tanto quanto possível.
2. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

LUZ DET LIMALHA ACESA

1. Mantenha potência mínima necessária para o voo.
2. Pouse assim que for POSSÍVEL.

LUZ FILTRO HIDR ACESA

1. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

ATENÇÃO

O ACENDIMENTO DESTA LUZ EVIDENCIA UM ENTUPIAMENTO NO FILTRO. NESSE CASO O TEMPO DE PERMANÊNCIA DA LUZ ACESA DEVERÁ SER REPORTADO NO RELATÓRIO DE VOO.

ACENDIMENTO DA LUZ PRESS OXIG

1. Verifique o manômetro de oxigênio.

Pressão abaixo de 80 psi (acima de 14000 ft):

2. Acione o oxigênio de emergência.
3. Desça abaixo de 14000 ft.
4. Solte a conexão da traquéia.
5. Alavanca SUPPLY – OFF.

FALHA DE OXIGÊNIO PARA A MÁSCARA

1. Alavanca SUPPLY – ON.
2. Alavanca do Diluidor – 100% OXIG.
3. Alavanca de Emergência – EMERG.

NOTA

A colocação das alavancas do diluidor e de emergência nestas posições provocará o rápido esvaziamento do cilindro de oxigênio. Retorne as duas alavancas para a posição NORMAL tão logo a emergência tenha sido superada.

4. Conexões da Traquéia – CHECAR.

Caso a falha persista:

5. Oxigênio de Emergência – ACIONE.
6. Desça abaixo de 14000 ft.
7. Solte a conexão da traquéia.

PERDA DE CONTROLE DE N_H (DISPARO DA HÉLICE)

$N_H = (98,5 \text{ A } 106\%)$

1. Opere o motor normalmente.
2. Pouse assim que for POSSÍVEL.

$N_H > 106\%$

1. Manete – REDUZA.
2. Pouse assim que for POSSÍVEL em tráfego de emergência.
3. Se não cessar, embandeire a hélice.
4. Monitore constantemente o indicador de N_H .

ATENÇÃO

O EXCESSO DE N_H PODERÁ PROVOCAR A RUPTURA DO EIXO DA HÉLICE, COM A CONSEQUENTE PERDA DA MESMA.

ACENDIMENTO DA LUZ BETA

Ao avançar a manete de TAXI para MIN:

1. Manete – AVANCE.
2. Se a luz permanecer acesa, aborte a missão.

DURANTE A DECOLAGEM

Aborte a decolagem.

1. Manete – REV.
2. Freios – FREAGEM MÁXIMA POSSÍVEL.

EM VOO

1. Manete – AVANCE.
2. Se a luz permanecer acesa, pouse assim que for POSSÍVEL.
3. Se necessário (governador de sobrevelocidade inoperante) – EMBANDEIRE A HÉLICE.

ADVERTÊNCIA

A REDUÇÃO DE POTÊNCIA PODERÁ LEVAR A HÉLICE PARA REVERSO.

ACENDIMENTO DA LUZ GERADOR

1. Certifique-se de que não seja falha do motor.
2. Interruptor GERADOR – REARMA.
3. Painel de Disjuntores – VERIFIQUE.
4. Disjuntor do GCU – PRESSIONE.

Se o gerador não rearmar:

5. Interruptor GERADOR – DESLIGUE.
6. Seletor Barra Elétrica – Emergência.
7. Evite voar por instrumentos, se possível.

NOTA

- O piloto deve estar atento quando a bateria estiver com baixa tensão. Poderá ocorrer uma sobrecarga do gerador (a qual é verificada pela indicação de 250 A no amperímetro) e 5 minutos após o disjuntor do GCU desarmar. Nesse caso, a bateria

não mais terá condições de alimentar os equipamentos elétricos. É necessário que se desligue a bateria, que o disjuntor GCU seja pressionado e que o gerador seja rearmado.

- As seguintes cargas ficam alimentadas nesta condição: veja a Seção I – Sistema Elétrico.
- Com o seletor da barra de emergência em EMERG, a autonomia da bateria da aeronave é de 30 minutos.
- Quando a tensão da barra de emergência cair abaixo de 19 V, os indicadores de atitude de reserva são transferidos automaticamente para a bateria de emergência. Nestas condições, a autonomia da bateria de emergência é de 40 minutos.

ACENDIMENTO DA LUZ TEMP BAT

1. Interruptor SEL BAT – DESLIGADO.
2. Seletor Barra Elétrica – NORMAL.
3. Certifique-se de que não seja pane do botão de teste da temperatura (TEMP BAT).
4. Se a luz apagar, prossiga no voo.
5. Se a luz permanecer acesa, pouse assim que for POSSÍVEL.

ACENDIMENTO DA LUZ DISJUNTOR

1. Identifique o disjuntor que desarmou.
2. Aguarde o resfriamento do mesmo.
3. Pressione o disjuntor.
4. Caso volte a desarmar, deixe-o desarmado.

ACENDIMENTO DA LUZ BATERIA

1. Interruptor SEL BAT – BAT INT.
2. Interruptor GERADOR – VERIFIQUE LIGADO.

Se a luz não apagar:

3. Evite voar instrumentos, se possível.

ADVERTÊNCIA

O ACENDIMENTO DA LUZ "BATERIA" INDICA QUE A MESMA NÃO ESTÁ CONECTADA À BARRA PRINCIPAL.

ACENDIMENTO DA LUZ CONV PRINC

1. Interruptor Conversor Principal – DESL.
2. Interruptor Conversor Reserva – LIGADO.

ACENDIMENTO DA LUZ CONV RES

1. Interruptor Conversor Reserva – DESL.
2. Interruptor Conversor Principal – LIGADO.

Se a corrente alternada não for recuperada, veja a distribuição elétrica na Seção I – Sistema Elétrico.

FALHA ELÉTRICA TOTAL

1. Interruptor SEL BAT – BAT INT.
2. Seletor Barra Elétrica – EMERG.
3. Indicador de Atitude Reserva – VERIFIQUE DESTRAVADO.
4. Pouse assim que for POSSÍVEL, observando tempo de duração da bateria de emergência.

ACENDIMENTO DA LUZ BARRA 115 V AC

NOTA

Ignore pois não há equipamento nenhum ligado a esta barra, a não ser a própria luz do painel.

ACENDIMENTO DA LUZ BARRA 26 V AC

1. Interruptor Conversor Reserva – LIGADO.
2. Interruptor Conversor Principal – DESL.

NOTA

O acendimento desta luz indica que houve falha de 26 V AC na barra de emergência.

ACENDIMENTO DA LUZ BAIXO NÍVEL COMB ESQ/DIR

1. Pouse assim que for POSSÍVEL.

ACENDIMENTO DA LUZ FILTRO COMB

O acendimento da luz indica ocorrência de um entupimento no filtro. Este entupimento pode ser provocado ou por congelamento de água em suspensão no combustível, ou por sujeira. Se o entupimento tornar-se excessivo, um desvio é aberto, permitindo que o combustível não filtrado seja levado até o FCU.

No caso de acendimento da luz, proceda:

1. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

ATENÇÃO

PROCURE VOAR EM TEMPERATURAS DO AR EXTERNO MAIS ELEVADAS, POIS DEVERÁ ESTAR HAVENDO CONGELAMENTO NO FILTRO DE COMBUSTÍVEL.

ACENDIMENTO DA LUZ PRESS COMB

O acendimento da luz PRESS COMB pode ser causada pela falha de todas as bombas elétricas de combustível, por falta de combustível, por um entupimento do filtro de combustível e sua derivação, ou pelo fechamento acidental da válvula de corte. A

operação do motor com baixa pressão de combustível poderá causar danos à bomba de combustível acionada pelo motor.

1. Bombas de Combustível – LIGADAS.
2. Luzes Bombas Combustível – ACESAS.
3. Interruptor VALV CORTE – ABERTO.
4. Interruptor VALV CORTE Traseira – ABRE EMERGÊNCIA.
5. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

ATENÇÃO

- SE AS LUZES DAS BOMBAS DE COMBUSTÍVEL ESTIVEREM ACESAS E A LUZ "PRESS COMB" ESTIVER ACESA, BAIXE O NÍVEL DE VOO PARA MENOS DE 14000 FT, A FIM DE EVITAR A VOLATILIZAÇÃO DO COMBUSTÍVEL.
- CASO A LUZ "PRESS COMB" AINDA PERMANEÇA ACESA, ESTEJA PREPARADO PARA UM POSSÍVEL APAGAMENTO DO MOTOR.

FALHA DOS FREIOS

1. Manete – REVERSO.
2. Mantenha a reta usando pedal.
3. Freio Remanescente (com a aeronave controlada) – APLIQUE.

ACENDIMENTO DA LUZ FLAPE

A ocorrência de assimetria ou qualquer outra irregularidade no sistema de acionamento ou interligação dos flapes provocará seu desativamento e o acendimento da luz FLAPE.

1. Disjuntor do Atuador do Flape – DESARME.
2. Faça um cheque visual dos flapes.
3. Pouse assim que for PRATICÁVEL.

POUSO COM FLAPES PARCIAIS OU RECOLHIDOS

1. Circuito de Tráfego – MAIOR QUE O NORMAL.
2. Acrescente 10 kt nas velocidades normais do circuito.
3. Não se detenha no arredondamento, mantenha a ATITUDE PARA TOQUE.
4. Utilize os freios e o reverso normalmente para parar a aeronave.

ACENDIMENTO DA LUZ AR COND

1. Ar Condicionado – POSIÇÃO RECIRCULA.

Após 5 minutos, (se a luz apagar):

2. Ar Condicionado – POSIÇÃO REFRIGERA.

Caso a luz volte a acender:

1. Ar Condicionado – POSIÇÃO RECIRCULA.

ACENDIMENTO DA LUZ GIRO LIVRE

1. Sistema de Navegação Pictorial – ACOUPLE.
2. Compare as INDICAÇÕES RMI/HSI com a bússola chinesa.

Caso a luz permaneça acesa:

3. Ajuste o RMI/HSI, através do SINCRONISMO MANUAL, para as mesmas indicações da bússola chinesa.

ATENÇÃO

NESSAS CONDIÇÕES, EVITE VOAR POR INSTRUMENTOS, SE POSSÍVEL.

ACIONAMENTO PARCIAL (1º ESTÁGIO) INADVERTIDO DO PUNHO DE DISPARO DO ASSENTO EJETÁVEL

Se o primeiro estágio do punho de disparo do assento ejetable for acionado inadvertidamente, proceda como a seguir.

NO SOLO

1. Aborte a decolagem.
2. Abandone a aeronave, com a precaução de não comandar o punho de disparo.
3. Chame o pessoal da manutenção especializado em assento ejetable.

CASO O INCIDENTE TENHA OCORRIDO FORA DA SEDE

4. Introduza o pino de segurança do punho de disparo no orifício da cunha da unidade de disparo localizado na parte frontal inferior do assento.
5. Pressione para baixo a base metálica do punho de disparo até ouvir um "clic" característico.
6. Retire o pino de segurança que foi instalado na cunha e instale-o no seu orifício apropriado no assento ejetable.

EM VOO

1. Não force a base metálica para baixo.
2. Mantenha o voo nivelado e evite comandos bruscos.
3. Posição de ejeção: ASSUMA por precaução. Comunique-se com o outro piloto.
4. Pouse assim que for POSSÍVEL, em pista pavimentada. Após a parada, proceda conforme o item NO SOLO.

FALHA NO ALIJAMENTO DE CARGAS EXTERNAS

1. Escolha área adequada.

2. Execute curvas com fatores de carga positivos, comprimindo o Botão SALVO.
3. Caso as cargas externas ainda não tenham sido alijadas, execute um pouso suave, com flapes recolhidos.
4. Evite o sobrevoo de áreas habitadas.
5. Pouse com final longa e velocidade de 110 KIAS.
6. Esteja atento ao desprendimento inadvertido da carga durante o tráfego.

RETIRADA DA TRIPULAÇÃO DA AERONAVE PELO PESSOAL DE TERRA

Se numa emergência for necessário retirar os tripulantes da aeronave, o pessoal de terra deve proceder do seguinte modo:

1. Ajude os pilotos na tentativa de destravar e abrir a capota.
2. Se os esforços para abrir a capota não forem bem sucedidos, quebre o plástico da capota, com o consentimento dos pilotos, usando ferramentas adequadas.
3. Em circunstâncias extremamente adversas (fumaça ou fogo na cabine) e no caso em que os pilotos não tenham condições para quebrar a capota, remova do encaixe embutido um dos punhos externos de ruptura da capota, recue até que o cabo esteja estirado e puxe-o firmemente. Nas aeronaves Pré-Mod. BS 312-95-0004, o cabo deve ser puxado perpendicularmente ao eixo longitudinal da aeronave. Em seguida, auxilie os ocupantes a abandonar rapidamente a aeronave.

ADVERTÊNCIA

SE NÃO HOUVER PERIGO IMEDIATO, INSTALE OS PINOS DE SEGURANÇA DO ASSENTO EJETÁVEL ANTES DE QUALQUER OUTRA OPERAÇÃO.

RECOLOCAÇÃO DO PUNHO DO ASSENTO NA BASE

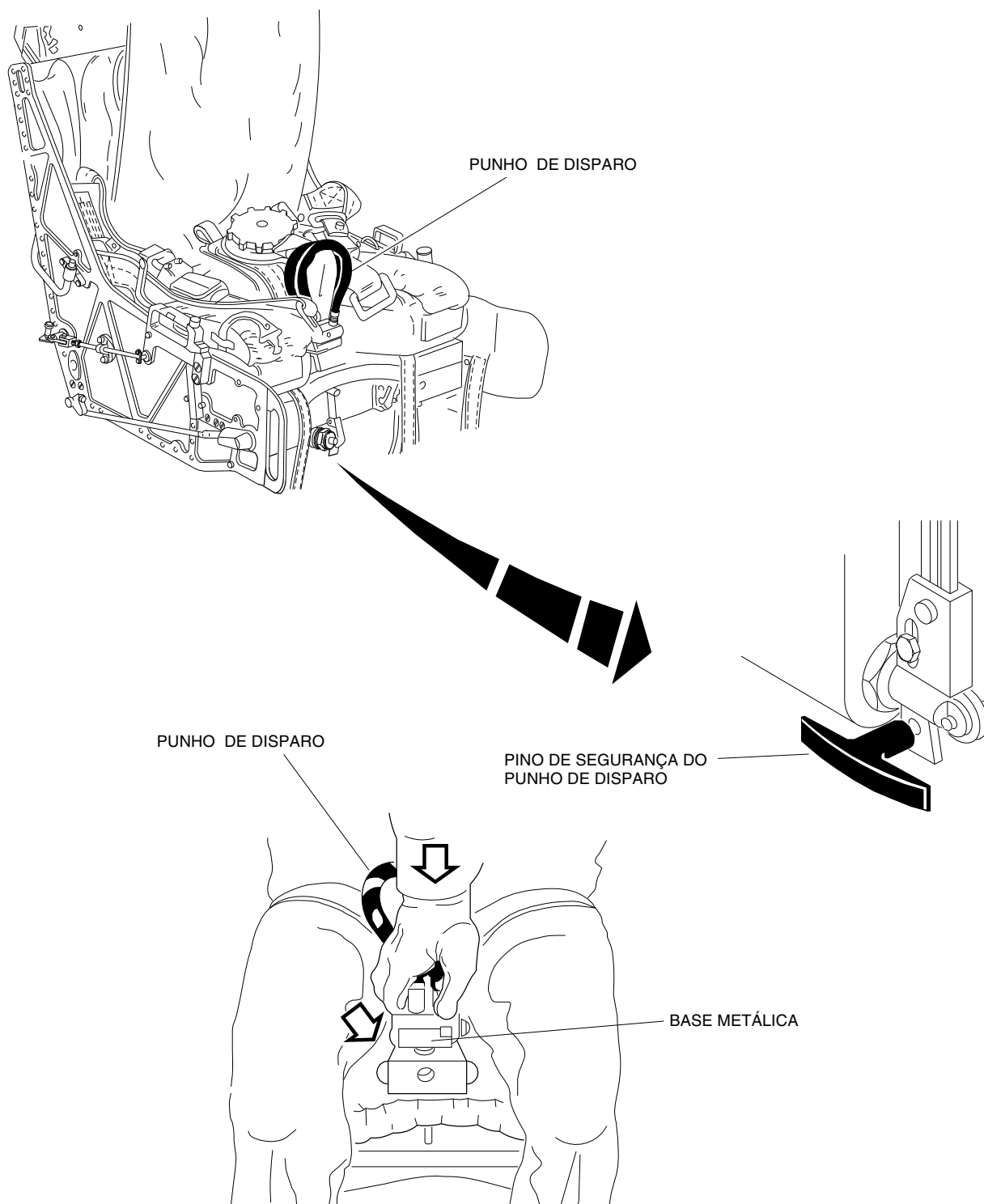
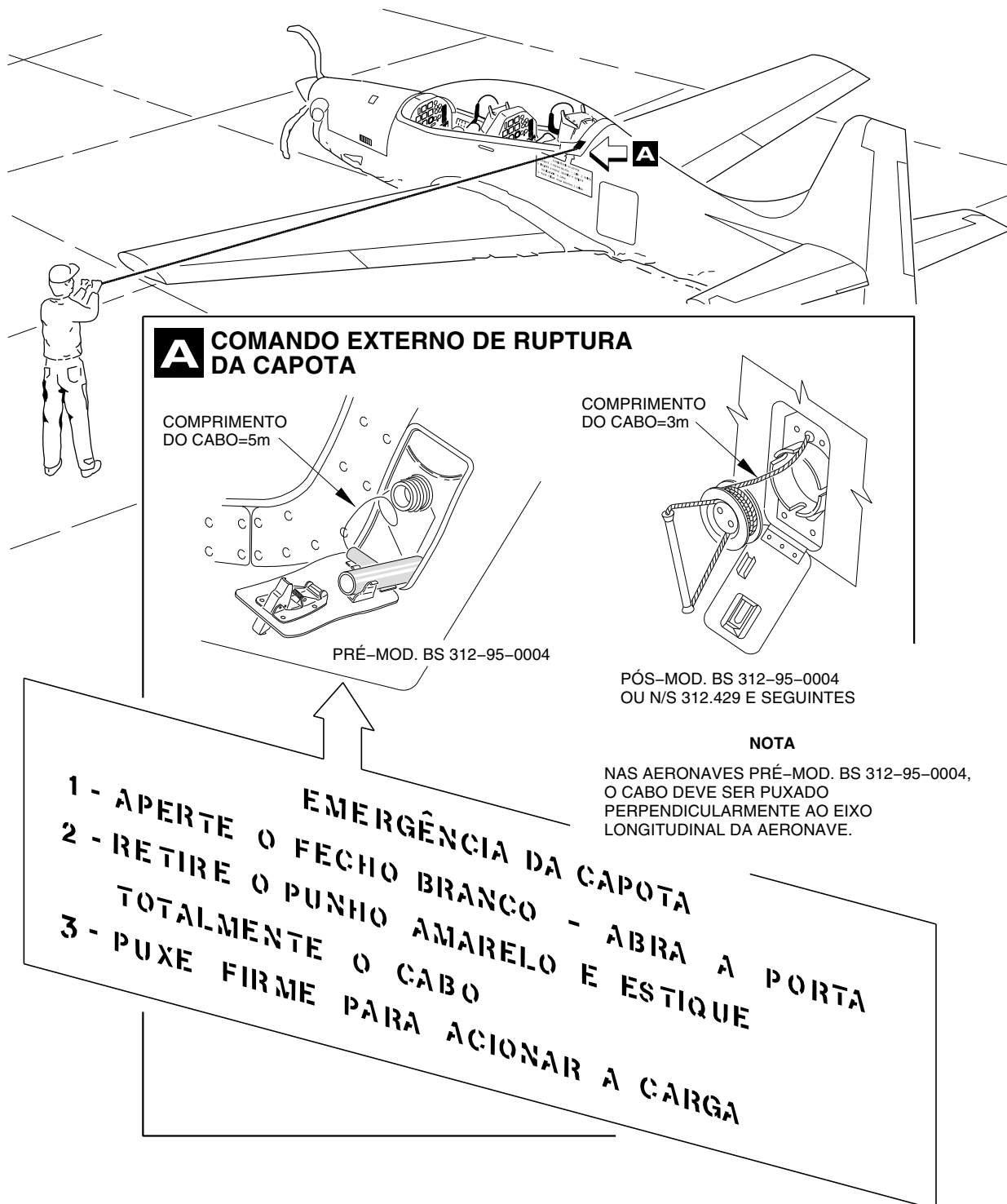


Figura 3-9

EM312MVG030039A.DGN

RETIRADA DA TRIPULAÇÃO DA AERONAVE PELO PESSOAL DE TERRA



EM312MW030041 A.DGN

Figura 3-10

SEÇÃO IV

DEVERES DA TRIPULAÇÃO

NÃO APLICÁVEL A ESTE AVIÃO

SEÇÃO V

LIMITAÇÕES

ÍNDICE

	Página		Página
Introdução	5-1	Limitações de Aceleração	5-4A
Marcações de Instrumentos	5-1	Limitações do Centro de Gravidade	5-4A
Tripulação Mínima	5-1	Limitações de Peso	5-5
Limitações do Motor	5-1	Vôo com 2 Tripulantes	5-5
Limitações de Tempo do Motor para Vôo		Cargas Externas	5-5
Acrobático	5-4	Outras Limitações	5-5
Outras Limitações do Motor	5-4	Vento Cruzado	5-5
Limitações do Arranque-gerador	5-4	Altitude	5-5
Limitações de Rotação	5-4	Temperatura	5-5
Limitações de Velocidade	5-4	Limite de Tempo de Uso do Atuador de	
Limitações de Manobra em Vôo	5-4A	Regulagem do Assento Ejetável	5-5
Manobras e Acrobacias	5-4A	Sistema Elétrico	5-5
Manobras Acrobáticas Autorizadas	5-4A	Sistema de Oxigênio	5-5
Parafuso	5-4A	Limites Antropométricos	5-5

INTRODUÇÃO

Nesta Seção, são apresentadas as limitações da aeronave e de seus sistemas, que devem ser observadas durante as operações normais. As limitações características de uma determinada fase de operação, tal como um procedimento de emergência, não são apresentadas nesta Seção; entretanto, tais limitações estão contidas na descrição daquela determinada fase de operação. O conhecimento das marcações dos instrumentos é indispensável, uma vez que as mesmas representam limitações que não são necessariamente repetidas através do texto.

MARCAÇÕES DE INSTRUMENTOS

As marcações dos instrumentos são mostradas na figura 5-1. As limitações de velocidade e de operação do motor, referentes às marcações dos instrumentos, são mais detalhadas nos respectivos parágrafos.

TRIPULAÇÃO MÍNIMA

A tripulação mínima é de um (1) piloto no posto dianteiro.

LIMITAÇÕES DO MOTOR

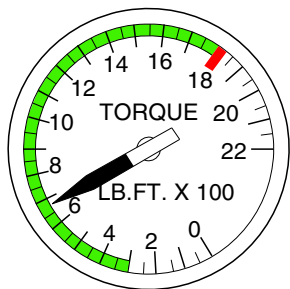
Veja a figura 5-2 para os limites de operação do motor. As definições de potência, como utilizadas no texto e na seção de Desempenho, são as seguintes:

- Potência de Decolagem/Potência Máxima Contínua – É a potência máxima permitida. São disponíveis até 750 SHP, dependendo das condições de altitude e temperatura.
- Potência Máxima de Subida – É a potência máxima permitida para uso durante uma subida em condições normais. São disponíveis até 700 SHP, dependendo das condições de altitude e temperatura.
- Potência Máxima de Cruzeiro – É a potência máxima permitida para uso durante um cruzeiro em condições normais. São disponíveis até 700 SHP, dependendo das condições de altitude e temperatura.

Nota

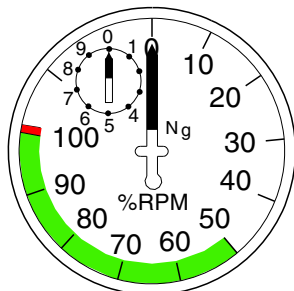
Em casos onde o maior desempenho possível é requerido, o cruzeiro e a subida podem ser realizados utilizando-se o regime de Potência de Decolagem/Potência Máxima Contínua.

INSTRUMENTOS DO MOTOR



INDICADOR DE TORQUE – (lb.ft)

- 300 – 1795 FAIXA DE OPERAÇÃO NORMAL
- 1795 MÁXIMA PERMISSÍVEL



TACÔMETRO DO GERADOR DE GASES – (% RPM)

- 50 – 101,5 FAIXA DE OPERAÇÃO NORMAL
- 101,5 MÁXIMA PERMISSÍVEL

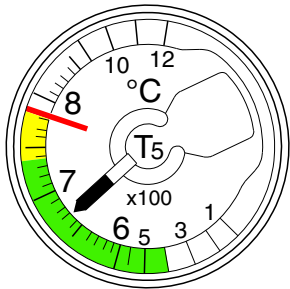


TACÔMETRO DA HÉLICE – (% RPM)

- 81 – 98,5 FAIXA DE OPERAÇÃO NORMAL
(Pós-Mod BS 312-61-0004)
- 100 MÁXIMA PERMISSÍVEL

NOTA

- AS AERONAVES DE N/S 312-005 À 312-455 PRÉ-MOD, BS 312-61-0004 POSSUEM A RADIAL VERMELHA (MÁXIMA PERMISSÍVEL) DE N_h EM 102%, ENTRETANTO O LIMITE MÁXIMO PERMISSÍVEL PARA ESTAS AERONAVES TAMBÉM É 100% N_h .
- INDICADOR TEMPERATURA INTERTURBINAS – (°C)



- 400 – 740 FAIXA DE OPERAÇÃO NORMAL
- 740 – 790 FAIXA DE OPERAÇÃO COM CUIDADO
- 790 MÁXIMA PERMISSÍVEL

INDICADOR DE PRESSÃO E TEMPERATURA DO ÓLEO

PRESSÃO DO ÓLEO – (psi)

- 40 MÍNIMA PERMISSÍVEL
- 40 – 75 FAIXA DE OPERAÇÃO COM CUIDADO
- 75 – 95 FAIXA DE OPERAÇÃO NORMAL
- 95 MÁXIMA PERMISSÍVEL

TEMPERATURA DO ÓLEO – (°C)

- 0 – 10 FAIXA DE OPERAÇÃO COM CUIDADO
- 10 – 99 FAIXA DE OPERAÇÃO NORMAL
- 99 MÁXIMA PERMISSÍVEL

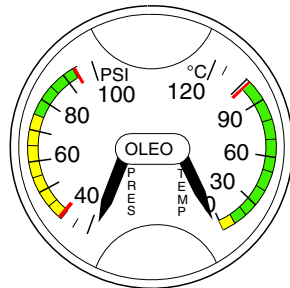


Figura 5-1

EM312MV050011B.DGN

CONDIÇÃO DE OPERAÇÃO	LIMITES DE OPERAÇÃO						
REGIME	SHP	TORQUE (lb.ft)	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 (1)	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.

- O torque máximo permissível para operação contínua é de 1795 lb.ft desde que a rotação da hélice não exceda 100% N_h (2200 RPM).
- Para cada 10°C abaixo de - 30°C de temperatura-ambiente, o valor máximo de N_g deve ser reduzido de 2,2%.
- A pressão normal de óleo é 75 a 95 psig, com rotações do gerador de gases (N_g) acima de 72% e temperatura de óleo entre 60 a 70°C. Pressões abaixo da faixa normal são toleráveis para vôo invertido e para término de vôo, de preferência com potência reduzida (N_g < 72%).
Pressão de óleo abaixo da mínima permissível (40 psi):
 - É insegura para vôo normal e requer que o motor seja cortado ou que um pouso seja efetuado imediatamente, usando-se o mínimo de potência requerido.
 - É aceitável para transientes durante vôo invertido.
 - É aceitável durante acrobacias (por exemplo em parafuso) por até 20 s, com potência mínima.
- Para a operação do aquecedor óleo-combustível, na decolagem, a temperatura mínima do óleo deve ser de 55°C.
- 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.
- O regime máximo contínuo é previsto para utilização em emergência, a critério do piloto.
- Valores limitados em 2 segundos.
- A operação em REVERSO é limitada em 1 minuto.
- Não havendo disponibilidade dos combustíveis relacionados no Diagrama de Serviços, poderá ser usada gasolina de aviação como combustível alternativo até um limite de 150 horas num mesmo período entre revisões gerais do motor. É recomendado utilizar gasolina de aviação de menor número de octanas.

Figura 5-2

LIMITAÇÕES DE TEMPO DO MOTOR PARA VÔO ACROBÁTICO *

Condição de Vôo	Limite de Tempo e Condição de Potência
Vôo invertido	30 s (até pot. máx.)
Vôo vertical, ascendente	15 s (até pot. máx.)
Vôo vertical, descendente	3 s (20 s em pot. mín.)
Vôo de faca	10 s (até pot. máx.)

* Válidas para nível de óleo entre MAXIMUM e ONE QUART LOW.

Nota

Não é permitido vôo acrobático quando pelo menos uma das luzes de indicação de baixo nível de combustível estiver acesa.

OUTRAS LIMITAÇÕES DO MOTOR

AQUECIMENTO DE P_x

O aquecimento de P_x deve ser ligado durante a operação em temperaturas-ambientes abaixo de 5°C.

OPERAÇÃO COM BAIXA PRESSÃO DE COMBUSTÍVEL

Nota

A condição de baixa pressão de combustível é anunciada pelo acendimento da luz PRESS COMB, no painel múltiplo de alarmes, e pode ser causado por perda de todas as bombas elétricas de combustível, ou entupimento do filtro de combustível e sua derivação.

O tempo de operação do motor com a luz PRESS COMB acesa deve ser registrado no relatório de vôo. Se o tempo acumulado de operação nesta condição atingir 10 horas, a bomba de combustível acionada pelo motor deve ser removida para inspeção.

LIMITAÇÕES DO ARRANQUE-GERADOR

1º Ciclo – 30 segundos de funcionamento, com 3 minutos de repouso.

2º Ciclo – 30 segundos de funcionamento, com 3 minutos de repouso.

3º Ciclo – 30 segundos de funcionamento, com 30 minutos de repouso.

ou

Ciclo Único – 60 segundos de funcionamento, com 30 minutos de repouso.

Nota

Em vôo e em situação de emergência, poderão ser dadas 3 partidas consecutivas de 30 segundos utilizando arranque-gerador.

LIMITAÇÕES DE ROTAÇÃO

Veja a figura 5-2 para as limitações de N_h e N_g .

A figura 5-8 apresenta o gráfico de N_h em função de N_g .

Nota

Em caso de sobrevelocidade, não é permitido exceder 110% de N_h . As limitações de sobre-torque aplicáveis ao motor, aplicam-se igualmente à hélice.

LIMITAÇÕES DE VELOCIDADE

As limitações de velocidades aqui apresentadas referem-se à aeronave sem cargas externas.

Para as limitações de velocidade com cargas externas veja a figura 5-6.

- Velocidade máxima com ailerons totalmente defletidos 234 KIAS
- Velocidade máxima com leme ou profundores totalmente defletidos 179 KIAS
- Velocidade máxima com flapes de decolagem 176 KIAS
- Velocidade máxima com flapes de pouso 148 KIAS
- Velocidade máxima de abaixamento normal do trem de pouso 145 KIAS
- Velocidade máxima de recolhimento normal do trem de pouso 120 KIAS
- Velocidade máxima de abaixamento do trem de pouso em emergência 110 KIAS
- Velocidade máxima com trem de pouso baixado 146 KIAS

- Velocidade máxima estrutural de cruzeiro (VNO) Veja a figura 5-3
- Velocidade a nunca exceder (VNE) Veja a figura 5-3

LIMITAÇÕES DE MANOBRA EM VÔO

MANOBRAS E ACROBACIAS

- O envelope de manobras, na configuração lisa, é apresentada na figura 5-5.
- Assimetria máxima de combustível (tanques de asa) 265 lb

MANOBRAS ACROBÁTICAS AUTORIZADAS

- A. Aeronaves equipadas com motor PT6A-25C:
- N/S até PCE 26341; ou
 - N/S PCE 26342 e seguintes, com SB PWC 1552 incorporado; ou
 - N/S PF001 e seguintes com SB PWC 1552 incorporado.

MANOBRAS ACROBÁTICAS: Chandelle, Estol de Badalo, Immelman, Looping, Looping Invertido, Meio-Oito Cubano, Meio-Tonneau, Mergulho Vertical, Oito Cubano, Oito Preguiçoso, Retournement, Stall Turn, Subida Vertical, Tonneau, Tonneau Barril, Tonneau de Tempo, Tonneau Lento, Tonneau Rápido, Tonneau Vertical, Trevo e Vôo Invertido.

Além das manobras acrobáticas acima relacionadas, as seguintes manobras são também permitidas: Estol com Asas Niveladas, Estol em Curva, Parafuso Invertido (4-voltas/marcha lenta) e Parafuso Normal (6-voltas/marcha lenta).

ADVERTÊNCIA

- É proibida a execução de qualquer manobra acrobática não autorizada.
- É proibida a execução da manobra Lomce-vack ou de suas variações.

- B. Aeronaves equipadas com motor PT6A-25C:
- N/S PCE 26342 e seguintes, que não incorporaram o SB PWC 1552; ou

- N/S PF001 e seguintes, que não incorporaram o SB PWC 1552.

MANOBRAS ACROBÁTICAS: Chandelle, Immelman, Looping, Meio-Oito Cubano, Oito Cubano, Oito Preguiçoso, Retournement, Tonneau, Tonneau Barril, Tonneau Rápido, Trevo e Vôo Invertido.

Além das manobras acrobáticas acima relacionadas, as seguintes manobras são também permitidas: Estol com Asas Niveladas, Estol em Curva e Parafuso Normal (marcha lenta/aileron em neutro).

ADVERTÊNCIA

É proibida a execução de qualquer manobra acrobática não autorizada.

PARAFUSO

- Com cargas externas é proibida a execução intencional de parafusos.
- Assimetria máxima de combustível (tanques de asa) 200 lb

LIMITAÇÕES DE ACELERAÇÃO

- Flapes baixados (DEC ou POUSO) 0 a 2 G
- Flapes recolhidos Veja a figura 5-5

Para transporte, emprego e lançamento/alijamento de cargas externas, veja a figura 5-6.

- Espectro de fator de carga:

O gráfico Espectro de Fator de Carga de Manobra (figura 5-7) permite determinar os limites de frequência de utilização dos fatores de carga aprovados para a aeronave.

LIMITAÇÕES DO CENTRO DE GRAVIDADE

Veja a figura 5-4.

LIMITAÇÕES DE PESO

- Peso máximo de decolagem 3175 kg
- Peso máximo de aterragem 2800 kg
- Peso máximo zero combustível 2050 kg

Nota

Todo peso acima de 2050 kg deverá ser constituído de combustível ou cargas externas nas asas.

VÔO COM 2 TRIPULANTES

- Peso máximo no bagageiro 10 kg

Em qualquer outra condição:

- Peso máximo no bagageiro 30 kg

Veja a publicação O.T. 1T27-5 - Lista de Verificação de Peso Básico e Dados de Carregamento.

CARGAS EXTERNAS

As cargas externas (armamento e tanques subalares) e as estações nas quais estas cargas podem ser fixadas, bem como os limites de velocidade e aceleração que não devem ser excedidos pela aeronave, quando operando com as várias cargas externas instaladas, são apresentadas na figura 5-6.

Além disso, a figura também apresenta os parâmetros considerados seguros para o emprego de armamento que utilizem casulos ou lançadores, o lançamento/alijamento de cargas externas suspensas diretamente sob os pilones.

ATENÇÃO

Configurações com cargas externas ainda não qualificadas não deverão ser utilizadas.

OUTRAS LIMITAÇÕES

VENTO CRUZADO

- Consulte a figura Componentes de Vento Cruzado na Decolagem e na Aterragem (Apêndice I Parte 1).
- Componente lateral máxima 25 kt

Para operação com vento cruzado, consulte a Seção VII.

ALTITUDE

- Altitude máxima de operação 30000 ft

TEMPERATURA

- Temperatura mínima de operação -45°C
- Temperatura máxima de operação 50°C

LIMITE DE TEMPO DE USO DO ATUADOR DE REGULAGEM DO ASSENTO EJETÁVEL

O funcionamento contínuo do atuador de regulagem do assento ejetable é limitado em 1 minuto, para evitar o aquecimento do mesmo. Caso este limite seja alcançado, um intervalo de 8 minutos deve ser observado até o próximo acionamento.

SISTEMA ELÉTRICO

CORRENTE DC GERADOR	Máxima Contínua: 200 A
	Sobrecarga até 5 minutos: 250 A

SISTEMA DE OXIGÊNIO

- Pressão máxima de oxigênio 450 psi
- Pressão mínima de oxigênio 50 psi

LIMITES ANTROPOMÉTRICOS

Veja a figura 5-9.

VELOCÍMETRO



VELOCÍMETRO - (KIAS)

66 – 148 OPERAÇÃO COM FLAPE DE POUSO

* FAIXA DE OPERAÇÃO COM CUIDADO (V_{NE} – V_{NO})

* CONSULTE A FIGURA 5-3 (Folha 2 de 2)

Figura 5-3 (Folha 1 de 2)

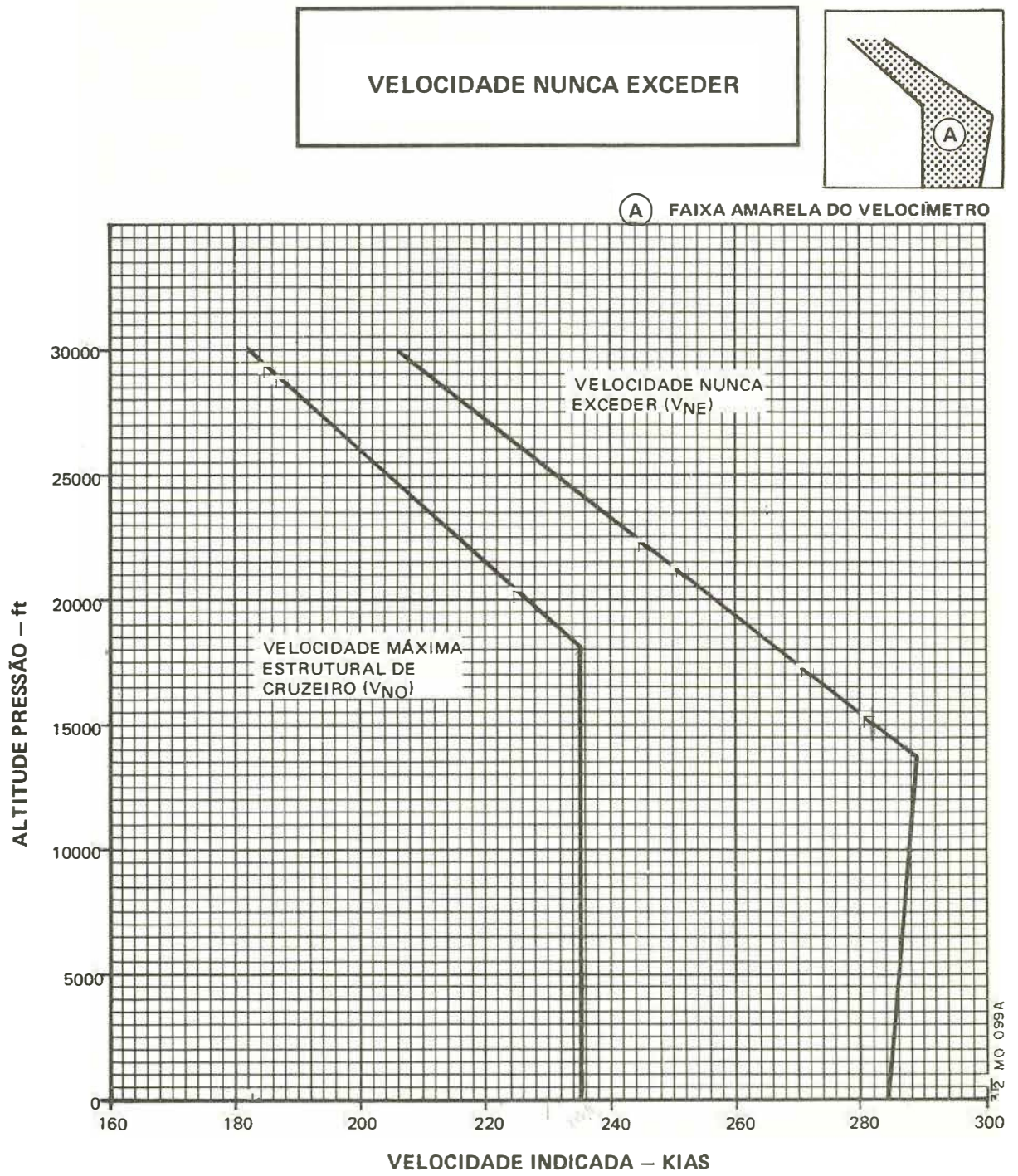


Figura 5-3 (Folha 2 de 2)

LIMITAÇÕES DO CENTRO DE GRAVIDADE (TREM DE POUSO ABAIXADO)

- (A) AERONAVE SEM CARGAS EXTERNAS
 (A) + (B) AERONAVE COM CARGAS EXTERNAS

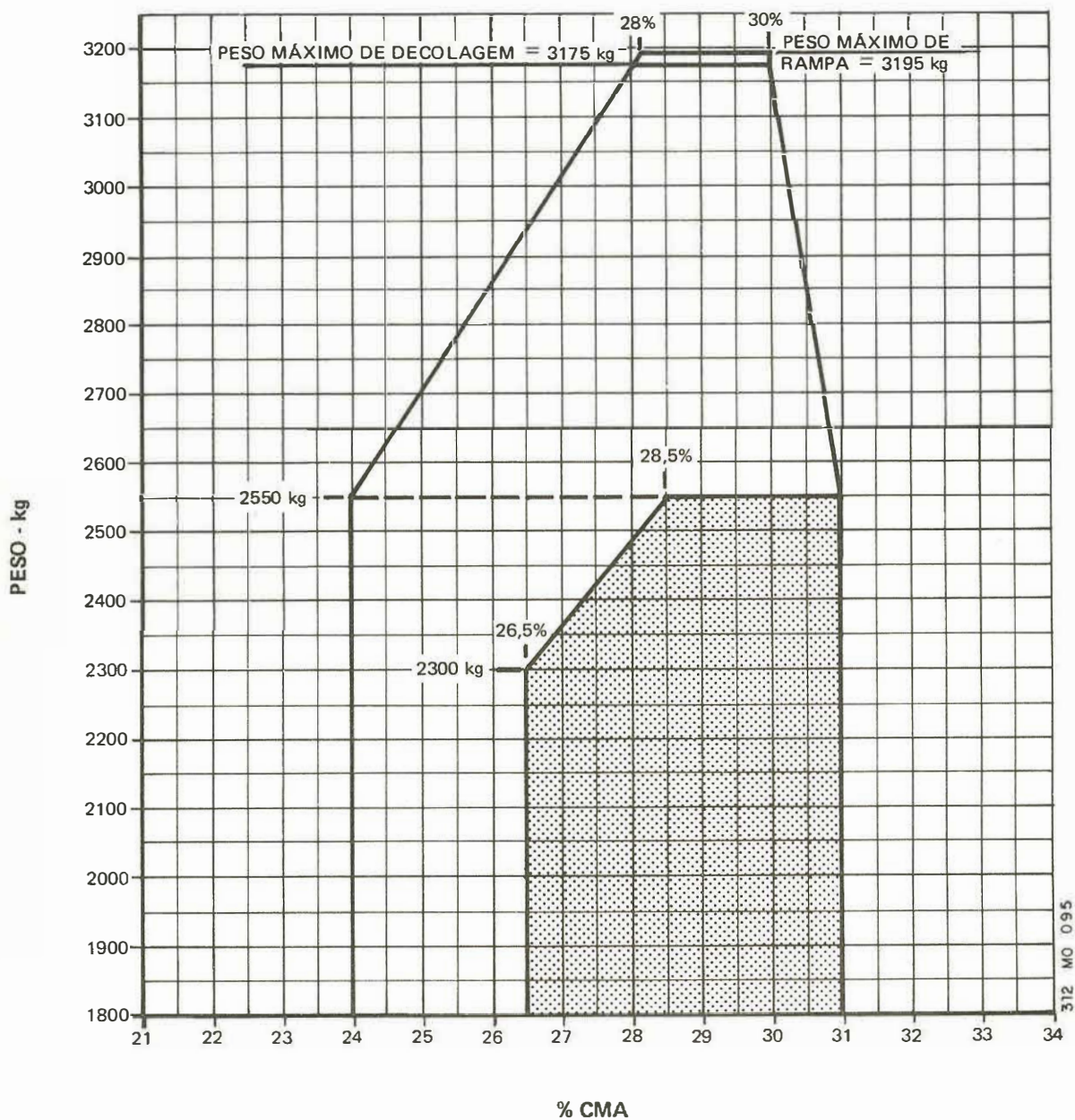
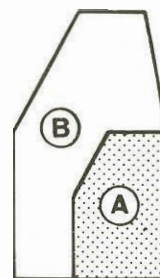


Figura 5-4

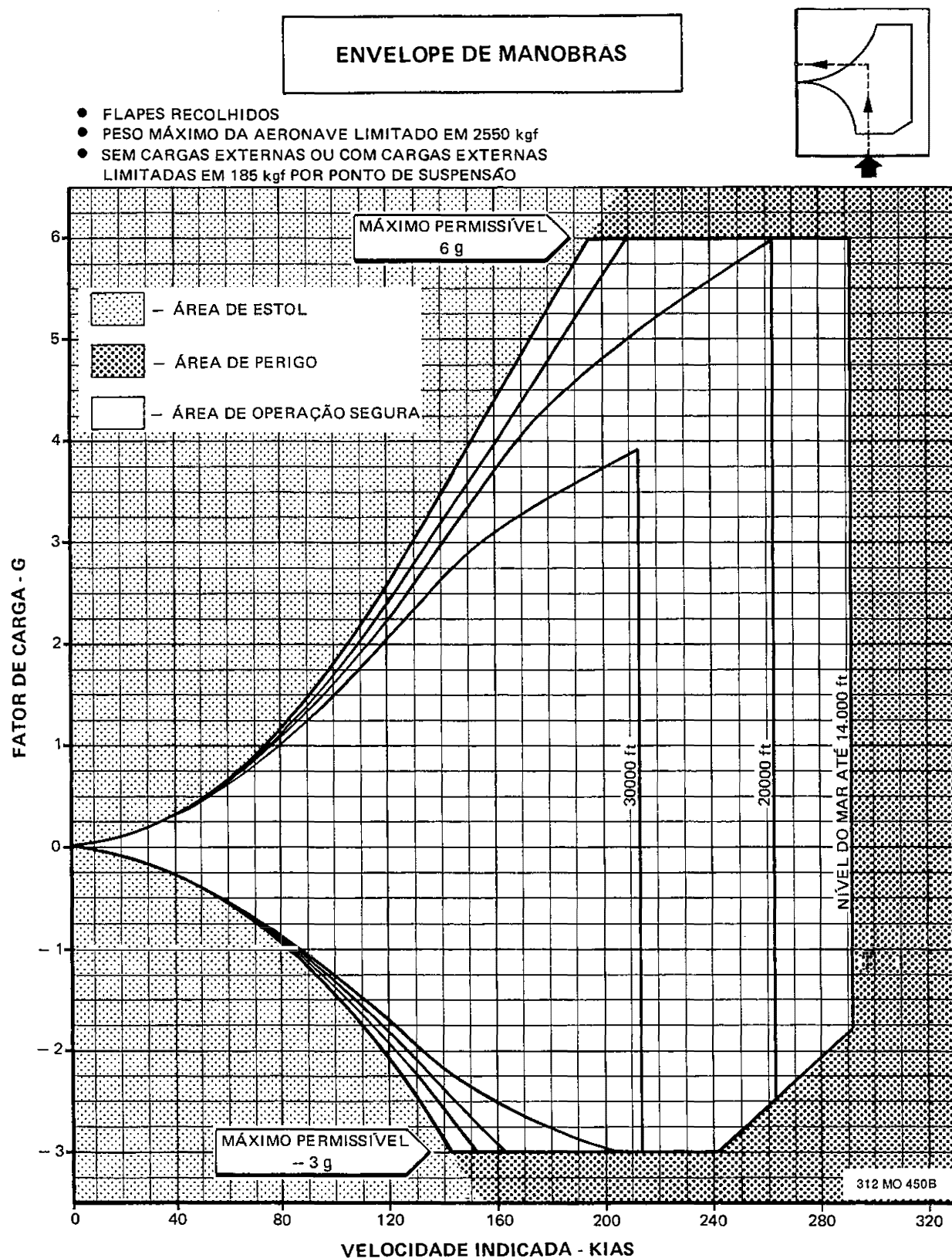


Figura 5-5

CARGAS EXTERNAS

PRÉ-MOD. BS 312-00-0003

CARGAS EXTERNAS	SÍMBOLO	PESO (kgf)
PILONE COM CABIDES PADRONIZADOS MA-4A		22,0
BOMBA BEX-11 (MK-76 DE 25 lb)		11,3
BOMBA BAFG-120 (MK-81 DE 250 lb)		128,0
BOMBA BAFG-230 (MK-82 DE 500 lb)		248,0
BOMBA BINC-200 COM EMPENAS		227,0
BOMBA BINC-200 SEM EMPENAS		212,5
LANÇADOR DE FOGUETES LM-37/7 (FOGUETES SBAT-37)		14,0 (VAZIO) 25,2 (CARREGADO)
LANÇADOR DE FOGUETES LM-70/7 (FOGUETES SBAT-70)		23,0 (VAZIO) 86,0 (CARREGADO)
CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,62 mm)		26,3 (VAZIO) 41,3 (CARREGADO)
CASULO DUPLO PARA METRALHADORAS (TMP - CALIBRE 7,62 mm)		108,0
CASULO PARA METRALHADORA (HMP - CALIBRE .50 in)		116,0
ALVO AÉREO AV-1TAS		NE
TANQUE SUBALAR ABASTECIDO (320 litros)		287,4

312OM001065.MCE

ADVERTÊNCIA

O LANÇAMENTO DE TANQUES SUBALARES É PROIBIDO NAS SEGUINTE CONFIGURAÇÕES:

- TANQUE SUBALAR PARCIALMENTE ABASTECIDO COM TREM DE POUSO BAIXADO OU FLAPES EM DECOLAGEM
- FLAPES EM POUSO

Figura 5-6 (Folha 1 de 5)

CARGAS EXTERNAS

PÓS-MOD. BS 312-00-0003

CARGAS EXTERNAS	SÍMBOLO	PESO (kgf)
PILONE COM CABIDES PADRONIZADOS MA-4A		22,0
BOMBA BEX-11 (MK-76 DE 25 lb)		11,3
BOMBA BAFG-120 (MK-81 DE 250 lb)		128,0
LANÇADOR DE FOGUETES LM-37/7 (FOGUETES SBAT-37)		14,0 (VAZIO) 25,2 (CARREGADO)
LANÇADOR DE FOGUETES LM-70/7 (FOGUETES SBAT-70)		23,0 (VAZIO) 86,0 (CARREGADO)
CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,62 mm)		26,3 (VAZIO) 41,3 (CARREGADO)
TANQUE SUBALAR ABASTECIDO (320 litros)		287,4

ADVERTÊNCIA

O LANÇAMENTO DE TANQUES SUBALARES
É PROIBIDO NAS SEGUINTE CONFIGURAÇÕES:

- TANQUE SUBALAR PARCIALMENTE ABASTECIDO
COM TREM DE POUSO BAIXADO
OU FLAPES EM DECOLAGEM
- FLAPES EM POUSO

EM312PTMVC00162A.DGN

Figura 5-6 (Folha 2 de 5)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: OUTUBRO DE 1985
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

CARGAS EXTERNAS

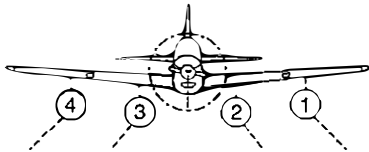
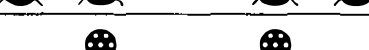
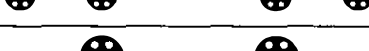
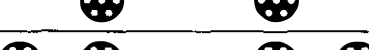
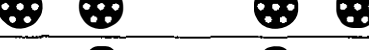
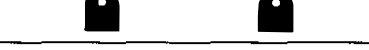
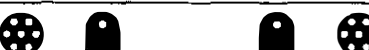
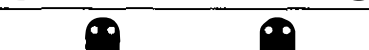
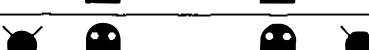
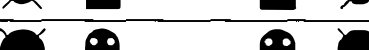
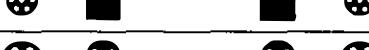
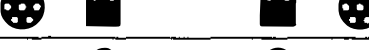
● FLAPES RECOLHIDOS

V_{NE} = VELOCIDADE A NUNCA EXCEDER

NE = NÃO ESTABELECIDO

NA = NÃO APLICÁVEL

PRÉ-MOD. BS 312-00-0003

	TRANSPORTE		EMPREGO ②			LANÇAMENTO/ALIJAMENTO ④			
	KIAS	G	$V_{MÁX.}$ KIAS	G	ÂNGULO DE MERGULHO (GRAUS)	KIAS		G	ÂNGULO DE MERGULHO (GRAUS)
						MÍN. ③	MÁX.		
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	NA	NA	NA	100	V_{NE}	+0,5 a +3,0	0 a 50
	230	-2,2 a +4,4	NA	NA	NA	100	230	+0,5 a +3,0	0 a 50
	210	-2,2 a +4,4	NA	NA	NA	100	210	+0,5 a +3,0	0 a 50
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	240	+1,0	0 a 45	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	240	+1,0	0 a 45	100	230	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	240	+1,0	0 a 45	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	240	+1,0	0 a 45	100	230	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	240	+1,0	0 a 45	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	240	+1,0	0 a 45	100	230	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	210	-2,2 a +4,4	210	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	210	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	VEJA NOTA 9	+1,0	NE	NE	NE	NE	NE
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	VEJA NOTA 9	+1,0	NE	NE	NE	NE	NE
	215	VEJA NOTA 1	VEJA NOTA 9	+1,0	NE	NE	NE	NE	NE

EMB312TAV000163A.DGN

Figura 5-6 (Folha 3 de 5)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: OUTUBRO DE 1985
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

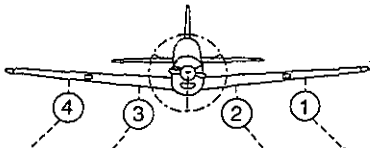
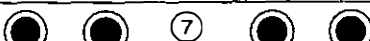
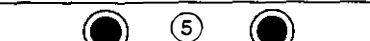
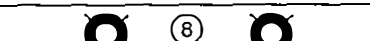
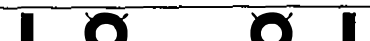
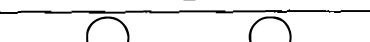
PRÉ-MOD. BS 312-00-0003

CARGAS EXTERNAS

● FLAPES RECOLHIDOS

V_{NE} = VELOCIDADE A NUNCA EXCEDER
 NE = NÃO ESTABELECIDO
 NA = NÃO APLICÁVEL

RE-MOD. DS 012-00 0000

	TRANSPORTE		EMPREGO (2)			LANÇAMENTO/ALIJAMENTO (4)				
	KIAS	G	V _{MÁX.} KIAS	G	ÂNGULO DE MERGULHO (GRAUS)	KIAS		G	ÂNGULO DE MERGULHO (GRAUS)	
						MÍN. (3)	MÁX.			
	V _{NE}	VEJA NOTA 1	VEJA NOTA 9	+1,0	NE	NE	NE	NE	NE	
	V _{NE}	VEJA NOTA 1	VEJA NOTA 1	+1,0	NE	NE	NE	NE	NE	
	V _{NE}	-2,2 a +4,4	240	+1,0	0 a 45	100	V _{NE}	+1,0	-15 a +10	
	200	-1,5 a +4,4	NA	NA	NA	110	200	+1,0	0 a 20	
	200	-1,5 a +4,4	NA	NA	NA	110	200	+1,0	0 a 20	
	200	-1,5 a +4,4	NA	NA	NA	110	200	+1,0	0 a 20	
	200	-1,5 a +4,4	NA	NA	NA	110	200	+1,0	0 a 20	
	195	-1,5 a +4,0	NA	NA	NA	100	195	+1,0	NE	
	195	-1,5 a +4,0	NA	NA	NA	100	195	+1,0	NE	
	135	+0,5 a +2,0	NA	NA	NA	115	115	+1,0	0	
	200	-1,5 a +3,5	NA	NA	NA	100	195	+0,5 a +1,5	0	

NOTA

- (1) PARA AERONAVES COM PESO ATÉ 2550 kg O LIMITE DE FATOR DE CARGA É -3,0 A +6,0 G. PARA AERONAVES COM PESO ACIMA DE 2550 kg O LIMITE DE FATOR DE CARGA É -2,2 A +4,4 G.
- (2) VALORES EXTREMOS ATINGIDOS NOS ENSAIOS E CONSIDERADOS SEGUROS PARA EMPREGO DE ARMAMENTOS COM OS SEUS RESPECTIVOS CASULOS OU LANÇADORES.
- (3) VERIFICADO NA CONFIGURAÇÃO DE DECOLAGEM (TREM DE POUSO BAIXADO E FLAPES DE DECOLAGEM).
- (4) LANÇAMENTO/ALIJAMENTO REFEREM-SE ÀS CARGAS EXTERNAS SUSPENSAS DIRETAMENTE NOS PILONES.
- (5) O LANÇAMENTO SIMULTÂNEO DE BOMBAS BINC-200, SEM EMPENAS, INSTALADAS NOS PILONES INTERNOS (2 E 3), NÃO DEVE SER EFETUADO.
- (6) O LANÇAMENTO SIMULTÂNEO DE BOMBAS BINC-200, SEM EMPENAS, SÓ PODERÁ OCORRER APÓS O LANÇAMENTO SIMPLES DAS BOMBAS DAS ESTAÇÕES 2 E 3 (AERONAVE DECOLANDO COM 4 BOMBAS

BINC-200 SEM EMPENAS).

- (7) O LANÇAMENTO SIMULTÂNEO DE QUATRO BOMBAS BINC-200, SEM EMPENAS, NÃO DEVE SER EFETUADO.
- (8) O TRANSPORTE DE BOMBAS BAFG-230 EM CONFIGURAÇÃO ASSIMÉTRICA É LIMITADO NA V_{NE} E FATOR DE CARGA +1,0 A +4,0 G.
- (9) A VELOCIDADE MÁXIMA ($V_{MÁX.}$) DEPENDE DA CONFIGURAÇÃO DAS CARGAS EXTERNAS NO INSTANTE DO EMPREGO DO ARMAMENTO. AS LIMITAÇÕES DE VELOCIDADE PARA EMPREGO DE ARMAMENTOS SÃO AS MESMAS APLICÁVEIS AO TRANSPORTE DAS CARGAS EXTERNAS, NAS CONFIGURAÇÕES ONDE ESSES MESMOS ARMAMENTOS ESTÃO PRESENTES.
- (10) MANOBRAS BRUSCAS EM ARFAGEM/ROLAMENTO, BEM COMO OPERAÇÃO EM ÁREAS DE FORTE TURBULÊNCIA, DEVEM SER EVITADAS EM OPERAÇÕES COM ALVO AÉREO AV-1TAS REBOCADO, POIS, O DISPOSITIVO DE AMARRAÇÃO (EM Y) PODERÁ INTERFERIR COM A FUSELAGEM E O LEME.

EMB312PTAV000164C.DGN

Figura 5-6 (Folha 4 de 5)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: OUTUBRO DE 1985
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

CARGAS EXTERNAS

● FLAPES RECOLHIDOS

V_{NE} = VELOCIDADE A NUNCA EXCEDER

NE = NÃO ESTABELECIDO

NA = NÃO APLICÁVEL

PÓS-MOD. BS 312-00-0003

	TRANSPORTE		EMPREGO			LANÇAMENTO/ALIJAMENTO ③			
	KIAS	G	$V_{MÁX.}$ KIAS	G	ÂNGULO DE MERGULHO (GRAUS)	KIAS		G	ÂNGULO DE MERGULHO (GRAUS)
						MÍN. ②	MÁX.		
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	NA	NA	NA	100	V_{NE}	+0,5 a +3,0	0 a 50
	210	-2,2 a +4,4	NA	NA	NA	100	210	+0,5 a +3,0	0 a 50
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	240	+1,0	0 a 45	100	230	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	240	+1,0	0 a 45	100	230	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	VEJA NOTA 1	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	210	-2,2 a +4,4	210	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	210	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	220	-1,0 a +4,0	0 a 25	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	V_{NE}	-2,2 a +4,4	240	+1,0	0 a 45	100	V_{NE}	+1,0	-15 a +10
	200	-1,5 a +3,5	NA	NA	NA	100	195	+0,5 a +1,5	0

NOTA

- ① PARA AERONAVES COM PESO ATÉ 2550 kg O LIMITE DE FATOR DE CARGA É -3,0 A +6,0 G.
PARA AERONAVES COM PESO ACIMA DE 2550 kg O LIMITE DE FATOR DE CARGA É -2,2 A +4,4 G.
- ② VERIFICADO NA CONFIGURAÇÃO DE DECOLAGEM (TREM DE POUSO BAIXADO E FLAPES DE DECOLAGEM).
- ③ LANÇAMENTO/ALIJAMENTO REFERE-SE ÀS CARGAS EXTERNAS SUSPENSAS DIRETAMENTE NOS PILONES.

ADVERTÊNCIA

A AERONAVE ESTARÁ SUJEITA AO FLUTTER CASO OS LIMITES DE VELOCIDADE SEJAM EXCEDIDOS.

Figura 5-6 (Folha 5 de 5)

EM312PTM/V0001688.DGN

ESPECTRO DE FATOR DE CARGA DE MANOBRA

LEGENDA



— A OPERAÇÃO NESTA ÁREA DIMINUIRÁ CONSIDERAVELMENTE A VIDA LIMITE DA AERONAVE ESPECIFICADA E APROXIMADA DE 6.000 HORAS DE VÔO.

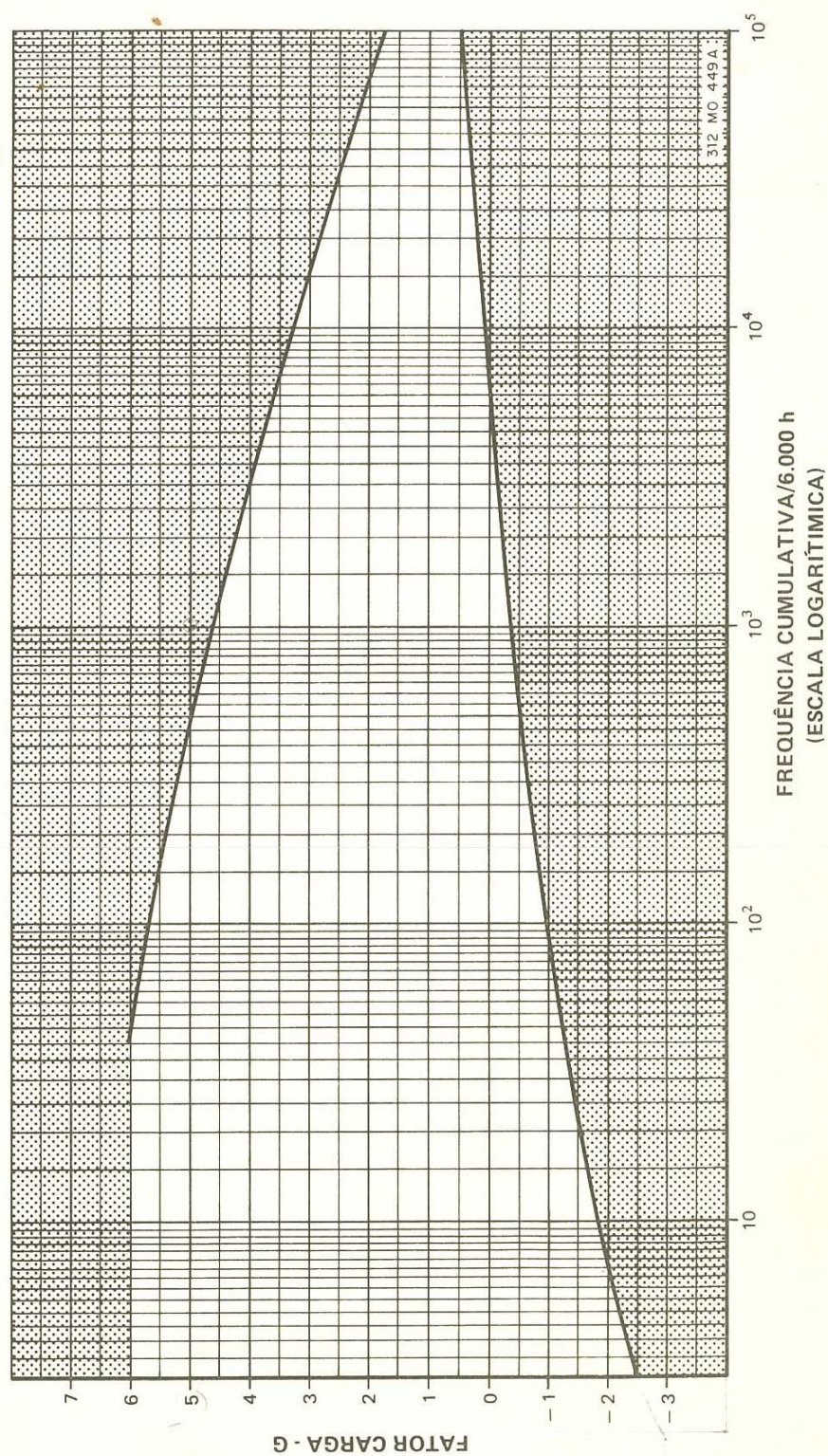
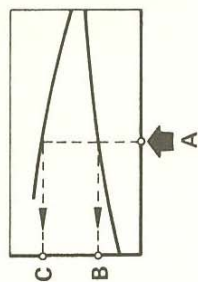
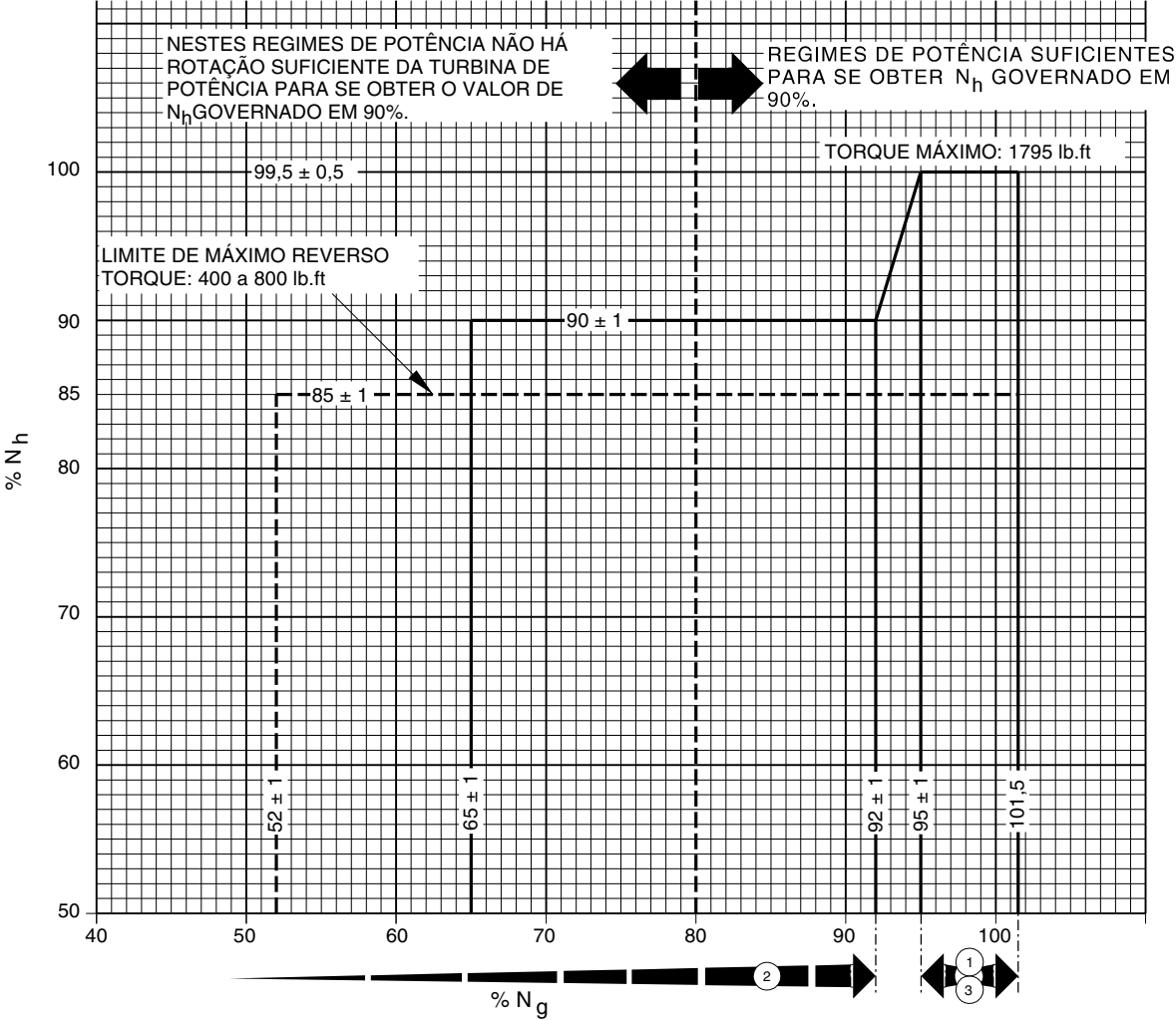


Figura 5-7

$N_g \times N_h$

NOTA

- SEMPRE QUE FOR EMPREGADA POTÊNCIA MÁXIMA EM REVERSO, O GOVERNADOR DE HÉLICE DEVERÁ LIMITAR A N_h MÁXIMA EM $85 \pm 1\%$.
- OS VALORES DE TORQUE MÁXIMO EM REVERSO SÃO VARIÁVEIS DE ACORDO COM AS CONDIÇÕES AMBIENTAIS DEVENDO, NO ENTANTO, ESTAR COMPREENDIDOS EM UMA FAIXA DE 400 a 800 lb.ft. CONSEQUENTEMENTE, OS VALORES DE N_g EM QUE ESTES TORQUES SÃO ATINGIDOS TAMBÉM SÃO VARIÁVEIS.
- OS VALORES DE N_h ABAIXO DE 90% VARIAM EM FUNÇÃO DAS CONDIÇÕES AMBIENTAIS. OS VALORES DE N_g CORRESPONDENTES TAMBÉM ESTARÃO SUJEITOS A ESTAS VARIAÇÕES E CONSIDERAM A EXTRACÇÃO DE POTÊNCIA (AR CONDICIONADO LIGADO)
- O VALOR DE 80% N_g É APROXIMADO.



NOTA

- ① VALORES DE N_g TÍPICOS DE REGIMES DE DECOLAGEM E CRUZEIRO MÁXIMO.
- ② VALORES DE N_g TÍPICOS DE REGIMES DE LONGO ALCANCE E AUTONOMIA MÁXIMA.
- ③ NAS AERONAVES PÓS-MOD BS312-61-0004 OU N/S 312-005 A 312-455 O GOVERNADOR DA HÉLICE É AJUSTADO DE $98,5 + 0,0 - 0,5\%$ N_h MÁXIMO.

EM312MV050017B.DGN

Figura 5-8

LIMITES ANTROPOMÉTRICOS

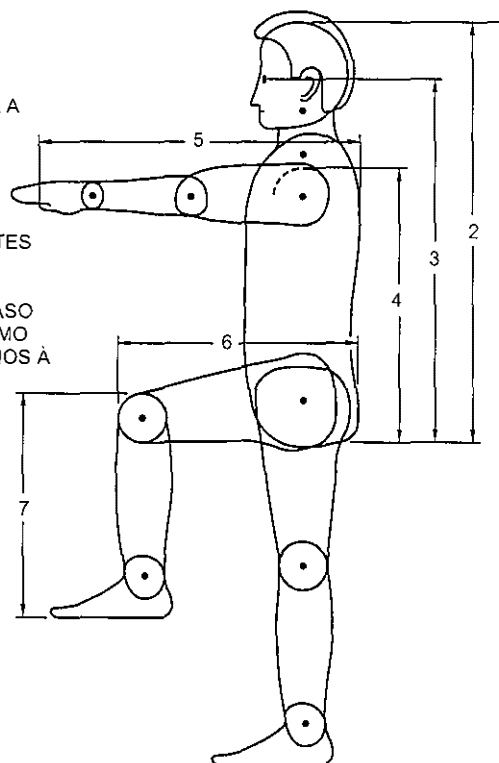
REFERÊNCIA – WADC TR 52-321
ASSENTO EJETÁVEL MKBR8LC

PESOS DO PILOTO	LIMITE MÍNIMO (kg)	LIMITE MÁXIMO (kg)
PESO NU	① 58,65	93,53
PESO EQUIPADO	68,17	① 105,65

DIMENSÕES FÍSICAS DO PILOTO	LIMITE MÍNIMO (cm)	LIMITE MÁXIMO (cm)
1. ESTATURA	164,0	187,3
2. ALTURA SENTADO	85,1	① 97,4
3. ALTURA DA POSIÇÃO DO OLHO	73,8	85,9
4. ALTURA DO OMBRO, SENTADO	53,5	64,4
5. DISTÂNCIA FUNCIONAL (MÃO ÀS COSTAS)	74,6	90,3
6. DISTÂNCIA DO JOELHO AO QUADRIL, SENTADO	55,1	① 65,2
7. ALTURA DO JOELHO, SENTADO	50,5	59,8

NOTA

- ① ITENS CRÍTICOS
- O SISTEMA DE ASSENTO EJETÁVEL DA AERONAVE EMB-312 FOI DESENVOLVIDO E QUALIFICADO PARA A FAIXA ANTROPOMÉTRICA DE 3 A 97% DA NORMA WADC TR 52-321, CORRESPONDENDO AOS VALORES APRESENTADOS NA TABELA ACIMA.
- A CAPACIDADE OPERACIONAL DO PILOTO FICARÁ REDUZIDA CASO O MESMO ESTEJA FORA DOS LIMITES ESPECIFICADOS NESTA TABELA.
- A EFICÁCIA DA EJEÇÃO FICARÁ COMPROMETIDA CASO SEJAM EXTRAPOLADOS OS LIMITES INDICADOS COMO CRÍTICOS ①, PELA POSSIBILIDADE DE SÉRIOS DANOS À INTEGRIDADE FÍSICA DO TRIPULANTE.



EN312MVO5001B DGN

Figura 5-9

SEÇÃO VI

CARACTERÍSTICAS DE VÔO

ÍNDICE

	Página		Página
Introdução	6-1	Manobras e Acrobacias	6-4
Estabilidade	6-1	Vôo em Alta Velocidade	6-5
Estabilidade Dinâmica Lateral/Direcional	6-1	Recuperação de Mergulho	6-5
Comandos de Vôo	6-2	Vôo com Cargas Externas	6-5
Compensação	6-2	Vôo com Cargas Assimétricas	6-6
Desenvolvimento do Vôo	6-2	Vôo em Turbulência	6-7
Estol	6-2	Vôo em Formação	6-7
Parafuso	6-3	Pouso	6-7

INTRODUÇÃO

Nesta seção são apresentadas as principais características de vôo da aeronave, com o objetivo de familiarizar o piloto com a execução de diversas manobras, nas configurações autorizadas.

O EMB-312 TUCANO é uma aeronave fácil e segura de voar e possui um envelope de vôo adequado para a execução de manobras acrobáticas.

ESTABILIDADE

LONGITUDINAL

A aeronave apresenta uma estabilidade longitudinal positiva, ou seja, em vôo estabilizado, um acréscimo de velocidade corresponderá a uma reação da aeronave no sentido de cabrar e, inversamente, um decréscimo de velocidade corresponderá a uma reação da aeronave no sentido de picar. O nível de força a ser aplicado será suficiente para facilitar a compensação da aeronave e a manutenção de uma velocidade indicada constante.

A estabilidade longitudinal dinâmica também é positiva e toda oscilação será amortecida em meio ciclo. Qualquer mudança de atitude pode ser efetuada, sem provocar qualquer oscilação que dificulte o controle da aeronave.

LATERAL

A aeronave apresenta pequena instabilidade lateral está-

tica. Esta instabilidade é mais significativa em baixas velocidades e com o manche livre e é praticamente independente do regime do motor.

Assim sendo, um acionamento do pedal direito (derrapagem pela esquerda) não provoca o levantamento da asa esquerda, o que não representa, entretanto, nenhum problema que afete a precisão da pilotagem.

Durante uma curva, a aeronave tende a diminuir a inclinação, quando o manche está em neutro, seja devido às suas características aerodinâmicas ou ao torque do motor. Por esta razão, quando em vôo por instrumentos, observe o controle de inclinação.

DIRECIONAL

A aeronave apresenta estabilidade direcional positiva, ou seja, deixando livre os pedais, ela tenderá, naturalmente, a anular a derrapagem. Entretanto, o escoamento da hélice provoca constantes variações no equilíbrio direcional, em função da potência desenvolvida pelo motor.

ESTABILIDADE DINÂMICA LATERAL/DIRECIONAL

As oscilações laterais/direcionais da aeronave ("dutch roll") são bem amortecidas. Estas oscilações independem do regime do motor, porém são influenciadas pela velocidade da aeronave e pela posição do trem de pouso e dos flapes.

Em geral, as oscilações são mais lentas e mais amorteci-

das nas baixas velocidades, com trem de pouso e flapes baixados.

As oscilações serão mais acentuadas nos vôos com turbulência, estando a aeronave com velocidades acima de 120 KIAS e com trem de pouso e flapes recolhidos.

Durante o efeito "dutch roll", as oscilações direcionais são maiores que as oscilações laterais. Em vôos por instrumentos, ou em condições de turbulência, esse efeito poderá influenciar na manutenção de proa ($\pm 2^\circ$).

COMANDOS DE VÔO

Os comandos de vôo do EMB-312 TUCANO são bastante eficazes em todo o envelope de vôo, principalmente o profundo.

Nos comandos de controle longitudinal, lateral e direcional, os atritos e as folgas mínimas e a pequena força inicial permitem uma boa precisão de pilotagem. Esta precisão é facilmente obtida, atuando-se os comandos com firmeza e mantendo-se a aeronave compensada. Os comandos longitudinais apresentam oscilações quando atuados bruscamente; entretanto, estas oscilações não causarão oscilações na aeronave.

COMPENSAÇÃO

LONGITUDINAL

As características dos controles longitudinais, a estabilidade da aeronave e a posição do compensador elétrico permitem uma compensação longitudinal fácil e eficiente.

A posição do compensador para manter a aeronave estabilizada varia em função da potência do motor e da posição do trem de pouso e dos flapes. Em caso de disparo do compensador, haverá tempo suficiente para acionar o dispositivo de corte, antes que a força no manche aumente demasiadamente. Estando o compensador em qualquer dos batentes, será possível pousar com segurança.

Para um melhor controle da aeronave, a atitude de vôo desejada deve ser obtida através da atuação no manche. O compensador deve ser utilizado apenas para aliviar a força no manche. Forças transitórias ocasionais (operação de abaixamento e recolhimento do trem de pouso e dos flapes) não devem ser neutralizadas pelo compensador. Aguarde o término da operação para fazer a compensação.

LATERAL

O equilíbrio lateral é função da velocidade e do regime do

motor. A compensação lateral é efetuada, eliminando-se a força existente no manche, ao se atuar diretamente no sistema de comando dos ailerons, através do dispositivo eletromecânico de compensação.

DIRECIONAL

O equilíbrio direcional é sensível à potência desenvolvida pelo motor. A cada movimento da manete ou variação de velocidade, a aeronave deverá ser compensada. A posição do interruptor do compensador permitirá uma compensação fácil e eficiente.

DESENVOLVIMENTO DO VÔO

A aeronave apresenta características perfeitamente normais no desenvolvimento geral do vôo, ou seja, decolagem, subida, vôo nivelado, descida e arremetida.

Consulte a Seção II - Procedimentos Normais.

ESTOL

CARACTERÍSTICAS

A aeronave apresenta boas características de estabilidade e controle durante a execução do estol. Durante toda a manobra, estol e recuperação, o comportamento permanece absolutamente sadio, sem apresentar tendências de guinada ou rolamento. O controle de rolamento e de guinada exercido respectivamente pelos ailerons e leme, permanece eficiente durante toda a manobra, sem restrições.

O estol é precedido pela ativação de um alarme sonoro — buzina — entre 5 a 10 kt acima da velocidade de estol.

A partir de 2 a 3 kt acima da velocidade de estol ocorre um "buffet" de pequena intensidade, o qual acentua-se à medida que o estol se aproxima.

Ao atingir o estol, a aeronave apresenta uma tendência pouco acentuada de baixar o nariz. O manche, nesta condição, se encontra bem próximo ao batente traseiro. Caso o manche seja trazido todo atrás, ocorrerá uma oscilação em arfagem e uma tendência de rolamento, a qual é controlável com o uso dos ailerons e do leme.

Estas características são semelhantes em todos os tipos de estol e configurações possíveis, incluindo flapes recolhidos ou baixados, trem de pouso recolhido ou baixado, com ou sem potência, com ou sem cargas externas.

No caso de estol com cargas externas, observa-se apenas um aumento na perda de altitude durante a recuperação.

No caso de estol com potência, e mais particularmente na configuração de pouso, a força no manche no sentido de cabrar é pequena (no máximo 2 kgf).

No estol com desaceleração rápida ou no estol com potência, a atitude excessivamente cabrada normalmente alerta o piloto da aproximação do estol. Nas desacelerações com potência, será bastante significativa a amplitude de atuação no pedal necessária para anular a derrapagem.

Em todos os casos, a aeronave permanece totalmente controlável até o estol, apenas com o uso dos controles primários.

DADOS BÁSICOS PARA TREINAMENTO DE ESTOL ($G \approx 1$)

- ESTOL SEM POTÊNCIA: Ajuste 200 lb.ft de torque.
- ESTOL COM POTÊNCIA: Ajuste 1300 lb.ft de torque até 10000 ft de altitude. Acima de 10000 ft ajuste 1000 lb.ft de torque.

- VELOCIDADE DE COMPENSAÇÃO PARA O INÍCIO DA MANOBRA:

SEM POTÊNCIA: 90 KIAS

COM POTÊNCIA: 100 KIAS

- EXECUÇÃO:

Cabre a aeronave de maneira progressiva e contínua, procurando obter uma desaceleração aproximada de 1 kt/seg, até que ocorra o estol. As asas devem ser mantidas niveladas durante toda a manobra, bem como deve-se evitar desvios de proa (derrapagens) excessivos.

RECUPERAÇÃO DO ESTOL

A recuperação do estol é efetuada normalmente, levando-se o manche à frente até uma altitude máxima de 20° a picar.

A potência do motor pode ser aplicada tão logo a velocidade atinja 80 KIAS.

Acima de 90 KIAS, pode-se anular a razão de descida, cabrando a aeronave, porém de maneira a evitar que um estol secundário ocorra (situação não rara de acontecer no caso de recuperações muito bruscas).

A perda de altitude durante a recuperação do estol será de no máximo 600 ft.

Em qualquer situação, basta que se alivie a força a cabrar no manche para que a manobra seja interrompida e o controle retomado.

PARAFUSO

GENERALIDADES

Nos ensaios de execução de parafuso realizados com o EMB-312 TUCANO, não foi observada nenhuma característica perigosa.

Nos vôos a baixa velocidade, em função de erros grosseiros de pilotagem, poderá ocorrer uma entrada inadvertida em parafuso. Neste caso, se os comandos de vôo forem atuados de imediato, a recuperação será rápida.

Mesmo durante um parafuso estabilizado (após três a quatro voltas, aproximadamente), na configuração lisa e com potência reduzida, se os comandos de vôo forem deixados livres, o giro cessará em até três voltas e meia. Na execução de parafusos intencionais, é recomendado que se utilize a configuração lisa e com potência reduzida. A execução de um parafuso normal deve ser limitada a um máximo de seis voltas, sendo recomendado que, durante os treinamentos de entrada e saída, a recuperação seja iniciada após a quarta volta.

A execução de um parafuso invertido deve ser limitada a um máximo de quatro voltas, sendo recomendado, durante os treinamentos de entrada e saída, iniciar a recuperação após a segunda volta.

PARAFUSO NORMAL

A execução de um parafuso normal deve ser precedida de um estol de 1 G (asas niveladas), com potência reduzida e na configuração lisa.

Quando o estol se caracteriza, o parafuso deve ser comandado aplicando-se o manche até o batente no sentido de cabrar e o pedal a fundo para o lado do giro, mantendo-se os ailerons em neutro.

A aplicação desses comandos deve ser simultânea, de maneira firme, porém evitando-se comandos bruscos.

O parafuso estará definido somente após a segunda volta. A primeira volta será executada sem perda de altitude. O nariz da aeronave permanecerá alto nos primeiros 180° de giro e cairá para cerca de 30° abaixo do horizonte nos 90° de giro seguintes, retornando, em seguida, para a linha do horizonte, com a aeronave apresentando grandes oscilações em arfagem, rolamento e guinada. A segunda volta assemelha-se à primeira, porém com o nariz abaixo do horizonte e uma perda de 100 a 200 ft de altitude. A partir da terceira volta, o parafuso se estabiliza, com o nariz da aeronave mantendo cerca de 50° abaixo do horizonte.

Durante as voltas subseqüentes, as oscilações diminuem de intensidade e se estabilizam. O movimento de guinada é mais perceptível do que os de rolamento e arfagem e a perda de altitude varia de 400 e 500 ft por volta.

Uma mudança na posição dos comandos de vôo ou de potência, durante o parafuso, causará as seguintes variações de atitude:

- **LONGITUDINAL:** se o manche for levado à frente, a aeronave assumirá uma atitude mais acentuada no sentido de picar e a velocidade de rotação do parafuso aumentará. As duas reações são proporcionais à atuação do manche.
 - **LATERAL:** a aplicação do manche para o lado do sentido de rotação do parafuso (pró-parafuso) provocará um aumento na intensidade das oscilações em arfagem e rolamento. A aplicação do manche para o lado contrário ao sentido de rotação tenderá a diminuir essas oscilações.
 - **DIRECIONAL:** se os pedais forem neutralizados ou deixados completamente livres, a aeronave sairá do parafuso em cerca de duas voltas e meia, no máximo. A aplicação do pedal para o lado contrário ao sentido de rotação e a sua manutenção nesta posição provocará uma inversão no sentido de rotação do parafuso.
 - **POTÊNCIA:** nos parafusos para a esquerda, a aplicação de potência causará um aumento na velocidade de guinada e tenderá a levantar o nariz da aeronave (achatar o parafuso). A redução de potência causará um efeito contrário.
- Nos parafusos para a direita, a aplicação de potência não causará efeitos significativos.

RECUPERAÇÃO

A recuperação de um parafuso normal no EMB-312 TUCANO é efetuada através de um procedimento clássico, ou seja, aplicando-se o pedal a fundo do lado contrário ao sentido de rotação e levando-se o manche para a posição neutra.

Para se obter uma recuperação com o menor número de voltas possível, deve-se aguardar meia volta, após a aplicação do pedal, e, em seguida, levar o manche para a posição neutra com firmeza, porém evitando movimentos bruscos.

A aplicação do pedal do lado contrário ao do sentido de rotação neutraliza a guinada em meia volta, enquanto o ângulo de picada atinge cerca de 60°.

O posicionamento do manche em neutro aumenta o ângulo de picada para cerca de 80°, aumentando também a

velocidade, enquanto a aeronave completa mais uma volta.

Ao final de uma volta e meia o giro cessa, e a recuperação pode ser concluída conduzindo a aeronave para a condição de vôo nivelado, sem necessidade da aplicação de potência. A velocidade máxima atingida é da ordem de 180 KIAS, com um fator de carga máximo de 2,5 G e uma perda de altitude variando entre 1000 e 1500 ft, a partir do início da recuperação.

Um outro procedimento que pode ser utilizado na recuperação de um parafuso normal é o posicionamento do manche em neutro, simultaneamente com a aplicação do pedal do lado contrário ao sentido de rotação.

Embora esse procedimento seja de mais fácil execução, poderá implicar em um número maior de voltas durante a recuperação.

A recuperação também poderá ser efetuada levando-se o manche à frente antes da aplicação do pedal do lado contrário ao sentido de rotação, porém neste caso, antes de cessar o giro, haverá um aumento na velocidade de rotação do parafuso com um considerável aumento no ângulo de picada.

Em último caso, se os comandos forem soltos (comandos livres), ao final de até três voltas e meia o giro cessará e a recuperação poderá ser concluída, conduzindo a aeronave para a condição de vôo nivelado. Inicialmente, quando os comandos forem soltos, ocorrerá um aumento na velocidade de rotação do parafuso.

PARAFUSO INVERTIDO

Normalmente, a entrada em parafuso invertido é obtida a partir de um estol com a aeronave em vôo de dorso e o nariz entre 10° e 20° acima do horizonte, com potência reduzida e configuração lisa.

Ao ser caracterizado o estol, o parafuso deve ser comandado, aplicando-se o manche até o batente no sentido de picar e o pedal a fundo para o lado de giro, mantendo-se os ailerons em neutro.

Como no parafuso normal, a aplicação desses comandos deve ser simultânea, de maneira firme, porém evitando movimentos bruscos. Recomenda-se o uso das duas mãos na atuação do manche para a manutenção do comando de arfagem. O parafuso estará definido após a segunda volta e o movimento de guinada continua mais perceptível que os de rolamento e arfagem, como no parafuso normal.

RECUPERAÇÃO

A recuperação de um parafuso invertido no EMB-312 TUCANO deve ser efetuada aplicando-se o pedal a fundo

do lado contrário ao do sentido de rotação e trazendo o manche para a posição neutra.

A aplicação do pedal do lado contrário ao do sentido de rotação faz com que a guinada seja neutralizada e o posicionamento do manche em neutro faz com que o nariz caia abaixo do horizonte, aumentando a velocidade.

Uma vez que a guinada tenha sido neutralizada, ou seja, o giro tenha cessado, a recuperação pode ser concluída, conduzindo a aeronave para a condição de voo nivelado, sem necessidade de aplicar potência durante a manobra. Na medida do possível, fatores de carga excessivos devem ser evitados. Como no parafuso normal, a recuperação também poderá ser feita com os comandos livres, devendo o piloto conduzir a aeronave para a condição de voo nivelado assim que cessar o giro, o que deve ocorrer entre duas e três voltas.

ATENÇÃO

- A experiência mostrou que a aeronave sempre se recupera de um parafuso, seja normal ou invertido. Se isto não ocorrer, o procedimento de recuperação foi incorreto ou houve inversão do sentido de rotação do parafuso. Se o procedimento foi corretamente efetuado, aguarde as reações da aeronave. Se não houver altura suficiente para a recuperação, **EJETE-SE**.
- A altura mínima para a decisão de ejeção é de 3000 ft. Se a aeronave cruzar 3000 ft

de altura, fora de controle, **EJETE-SE**.

MANOBRAS E ACROBACIAS

ADVERTÊNCIA

Mantenha ligadas as bombas principais e em AUTO as bombas auxiliares, quando em vôos acrobáticos ou manobras.

CARACTERÍSTICAS

A aeronave apresenta excelentes características de manobrabilidade. Uma grande variedade de manobras e acrobacias pode ser realizada, desde que não exceda as limitações apresentadas na Seção V.

Ao atingir o limite de manobra, a aeronave apresenta uma forte vibração e uma tendência de rolamento. Esta tendência de rolamento varia com a altitude e com a rapidez com que o fator de carga (G) é aplicado. Em velocidades abaixo de 120 KIAS há uma pequena diminuição de força no manche, próximo ao estol.

Neste caso, devem ser evitados movimentos bruscos no manche, para não entrar em estol inadvertido. Em todas as situações basta reduzir o fator de carga para efetuar a recuperação. A execução de acrobacias é bastante facilitada, devido às forças no manche não serem elevadas, mesmo com pouco uso do compensador. A figura 6-1 apresenta o gráfico de força no manche em função do fator de carga G. As forças nos pedais tendem a ser relativamente elevadas durante as manobras e acrobacias.

VELOCIDADES EM MANOBRAS

A tabela abaixo apresenta as velocidades recomendadas em manobras:

MANOBRA	VELOCIDADE - KIAS	
	ENTRADA	SAÍDA
Parafuso	70	—
Looping	180	—
Oito Cubano	180	—
Trevo	180	—
Immelmamm	210	—
Tonneau Barril	180	—
Tonneau Lento	150	—
Tonneau Rápido	110	—
Tonneau Vertical	240	—
Chandele	180	90
Oito Preguiçoso	180	90

VÔO EM ALTA VELOCIDADE

A aeronave pode ser voada até a V_{NE} , sem apresentar vibrações ou situações indesejáveis nas suas características de voo.

Devido ao aumento de pressão dinâmica atuante sobre as superfícies de controle, nota-se um aumento de força no manche; entretanto, os comandos de voo permanecem eficazes até a V_{NE} . Acima da velocidade de manobra (179 KIAS), evite a aplicação de deflexão total nos comandos, principalmente leme e profundor.

RECUPERAÇÃO DE MERGULHO

Durante a recuperação de mergulho, a aeronave desacelera lentamente, mesmo com potência reduzida. Desta forma a recuperação de mergulho deve ser realizada com firmeza, porém atuações bruscas dos comandos devem ser evitadas.

Para uma rápida recuperação numa situação de mergulho, deve-se nivelar as asas, enquanto se reduz a potência, e aplicar uma aceleração positiva de 3 G.

A figura 6-2 permite determinar a perda de altitude em uma recuperação de mergulho, em função da velocidade, da altitude pressão, da temperatura do ar externo, do ângulo de mergulho e do fator de carga G.

Exemplo — baseado na figura 6-2.

Dados:

- Velocidade indicada: 170 KIAS
- Altitude pressão: 15000 ft
- Temperatura do ar externo: -20°C
- Ângulo de mergulho: 45°
- Fator de carga: 2,5 G

Determine:

A perda de altitude em recuperação do mergulho.

Procedimento:

- Entre no gráfico (folha 1 de 2) com os valores de velocidade, altitude pressão, temperatura do ar externo e determine o fator na escala de transferência igual a 5,2.
- Em seguida, entre no gráfico (folha 2 de 2), com o fator, determinado anteriormente, com o ângulo de mergulho e com o fator de carga e determine a perda de altitude na recuperação do mergulho igual a 1350 ft.

VÔO COM CARGAS EXTERNAS

A aeronave, na configuração com cargas externas não apresenta restrições de controlabilidade ou de manobrabilidade.

O comportamento da aeronave em estol com asas niveladas ou no limite de manobra é bastante semelhante. Em primeiro lugar a buzina de estol soa, seguido de "buffeting" generalizado e finalmente o estol é caracterizado por atingir-se o batente do profundor.

Nos casos em que o CG se encontrar no limite traseiro é possível que o batente do profundor não seja atingido, neste caso, o estol caracterizar-se-á por uma queda do nariz da aeronave. Em qualquer um dos casos, o controle de rolamento é mantido usando-se apenas os ailerons. Uma tendência a rolar sobre a asa direita poderá ocorrer, porém é perfeitamente controlável.

A recuperação da condição de estol poderá ser feita simplesmente aliviando-se a pressão sobre o manche.

Movimentos bruscos de manche acima da velocidade de manobra (179 KIAS) devem ser evitados, pois as forças envolvidas são pequenas e a possibilidade de se ultrapassar os fatores de cargas limites são grandes.

A aeronave não está liberada para a execução de parafusos, quando na configuração com cargas externas subala-

res. Entretanto em caso de parafuso acidental nesta configuração, a recuperação é possível se iniciado durante a primeira volta com aplicação total de leme contrário ao sentido de rotação, com o profundor simultaneamente em neutro.

Durante a decolagem, em condições de CG mais à frente, em qualquer das configurações armadas, a rotação deve ser feita na velocidade prevista para aquele peso na configuração limpa, acrescida de 5 kt.

VÔO COM CARGAS ASSIMÉTRICAS

A aeronave com cargas assimétricas, não apresenta restrições de controlabilidade e de manobrabilidade em todo o envelope de voo previsto para as configurações com cargas subalares. Nos casos mais críticos de carregamentos assimétricos (2 bombas BAFG-120 ou 1 casulo C-2 e 1 LM70/7, ambos carregados), tanto no estol quanto no limite de manobra, é necessário comandar o aileron até o

batente para o lado oposto ao da asa carregada, afim de controlar a aeronave em rolamento.

A compensação direcional é facilmente obtida para todas as configurações assimétricas e em toda gama de velocidades utilizadas.

A aeronave é lateralmente compensável em todas as situações de carregamento assimétrico, com exceção das duas situações mais críticas (2 bombas BAFG-120 ou 1 casulo C-2 e 1 LM70/7 carregados), em baixas velocidades. Entretanto o residual de força no comando do aileron após atingido o batente do compensador, é pequeno, não ultrapassando 2 kgf.

Caso seja necessário, a decolagem é possível em todas as configurações assimétricas. Neste caso o controle direcional é obtido, normalmente, pelo controle da roda do nariz, não se necessitando o uso de frenagem diferencial.

Os compensadores de leme e de profundor devem ser posicionados em neutro. A compensação de aileron deverá ser para o lado contrário ao do carregamento, segundo a tabela abaixo:

TIPO DE CARREGAMENTO	INDICADOR DO COMPENSADOR
2 BAFG-120	BATENTE
2 BEX-11	NEUTRO
2 LM70/7	BATENTE
1 C-2	2,5
1 C-2 + 1 BAFG-120	3,5
1 C-2 + 1 BEX-11	2,5
1 C-2 + 1 LM70/7	BATENTE
2 LM 37/7	3,0
1 C-2 + 1 LM37/7	2,5
2 LM 37/7 + 1 BEX-11	1,5

A decisão de efetuar uma aterragem com cargas externas assimétricas deve ser tomada pelo piloto em função das condições existentes no voo e do tipo de carga externa remanescente na aeronave. Devem também, ser levadas em consideração a experiência do piloto, a largura da pista, as condições de superfície, as condições climáticas, visibilidade, vento cruzado, rajadas, etc.

O pouso também é possível em todas as configurações de cargas externas assimétricas. A velocidade na final é a prevista para o seu peso naquele momento, na configuração de trem de pouso baixado e flapes na posição de

decolagem, não utilizar velocidades de final menores que 90 KIAS. Executar aproximação longa para evitar deflexões extremas de aileron nas curvas. A razão de descida deverá ser menor que 500 ft/min para evitar danos estruturais. Escolha o lado da pista oposto ao da asa mais pesada. Após o toque mantenha o manche defletido para o lado oposto ao da asa mais pesada, durante toda a corrida. É possível usar o reverso e o controle direcional é mantido usando-se apenas a roda do nariz.

A arremetida no ar, caso seja necessário, é possível de ser realizada.

VÔO EM TURBULÊNCIA

A aeronave apresenta características normais quando em voo em atmosferas turbulentas.

A máxima velocidade de penetração em turbulência é a V_{NO} , apresentada no gráfico da figura 5-3 da Seção V – LIMITAÇÕES.

Entretanto, é recomendável que os vôos em turbulência pesada sejam limitados a uma velocidade de 180 KIAS e um fator de carga até 2 G.

VÔO EM FORMAÇÃO

Durante o voo em formação, as características de voo da aeronave podem ser afetadas por dois aspectos. O primeiro está relacionado à resposta lenta do motor. O segundo refere-se à influência do torque do motor e ao escoamento

da hélice, principalmente em baixas velocidades. Em altas velocidades, se a derrapagem causada pelo escoamento da hélice não for anulada, o arrasto adicional criado pode dificultar a manutenção de posição na formação.

Em baixas velocidades, aparecerão oscilações de guinada e rolamento, se o motor for comandado bruscamente, dificultando também a manutenção de posição da aeronave.

POUSO

Durante o arredondamento, quando o motor for reduzido, a mudança de passo da hélice aumentará o arrasto e o peso do nariz. O piloto deverá estar atento a estas variações, para evitar oscilações longitudinais indesejáveis, que poderão provocar um pouso duro.

FORÇA NO MANCHE

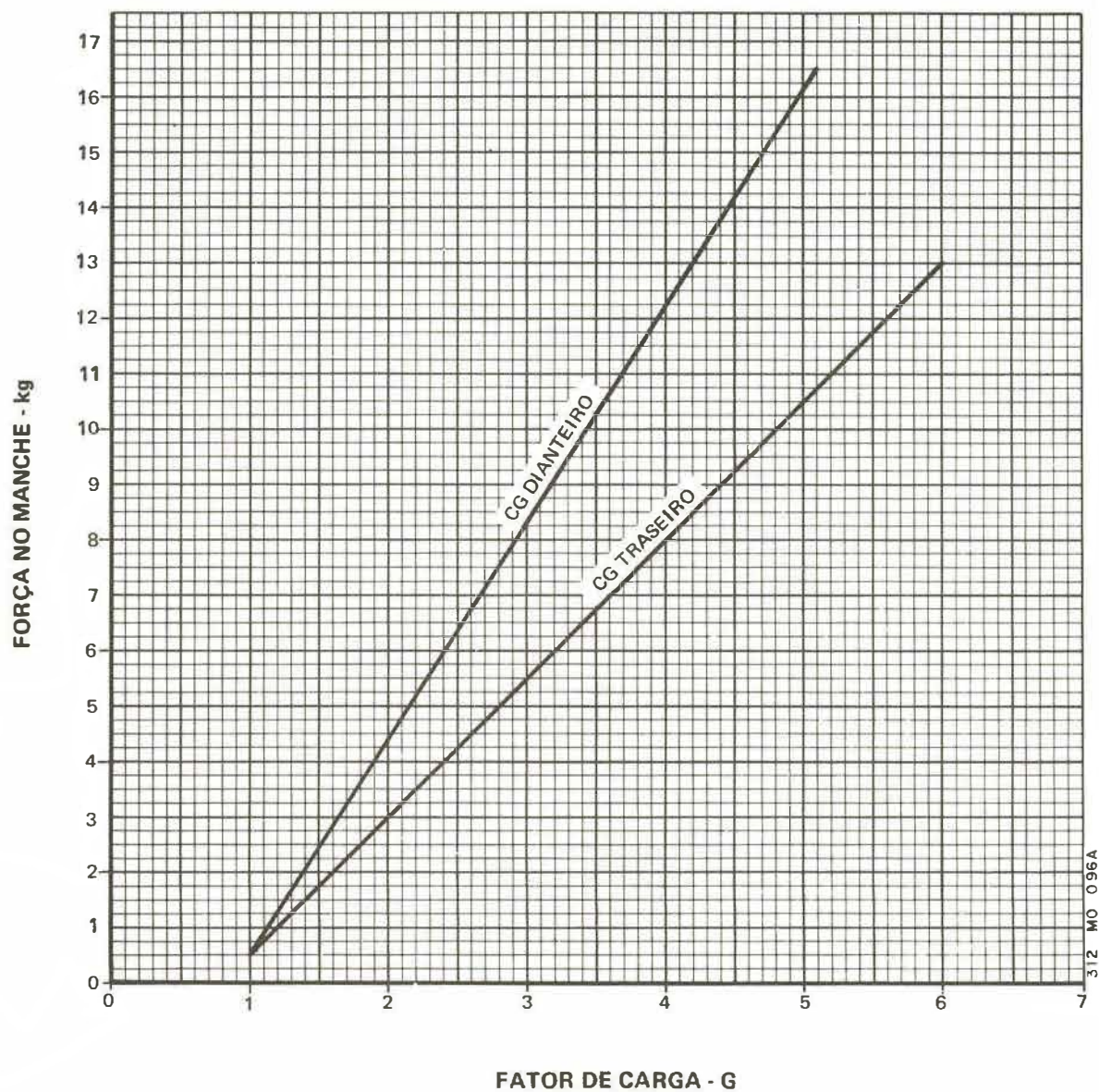


Figura 6-1

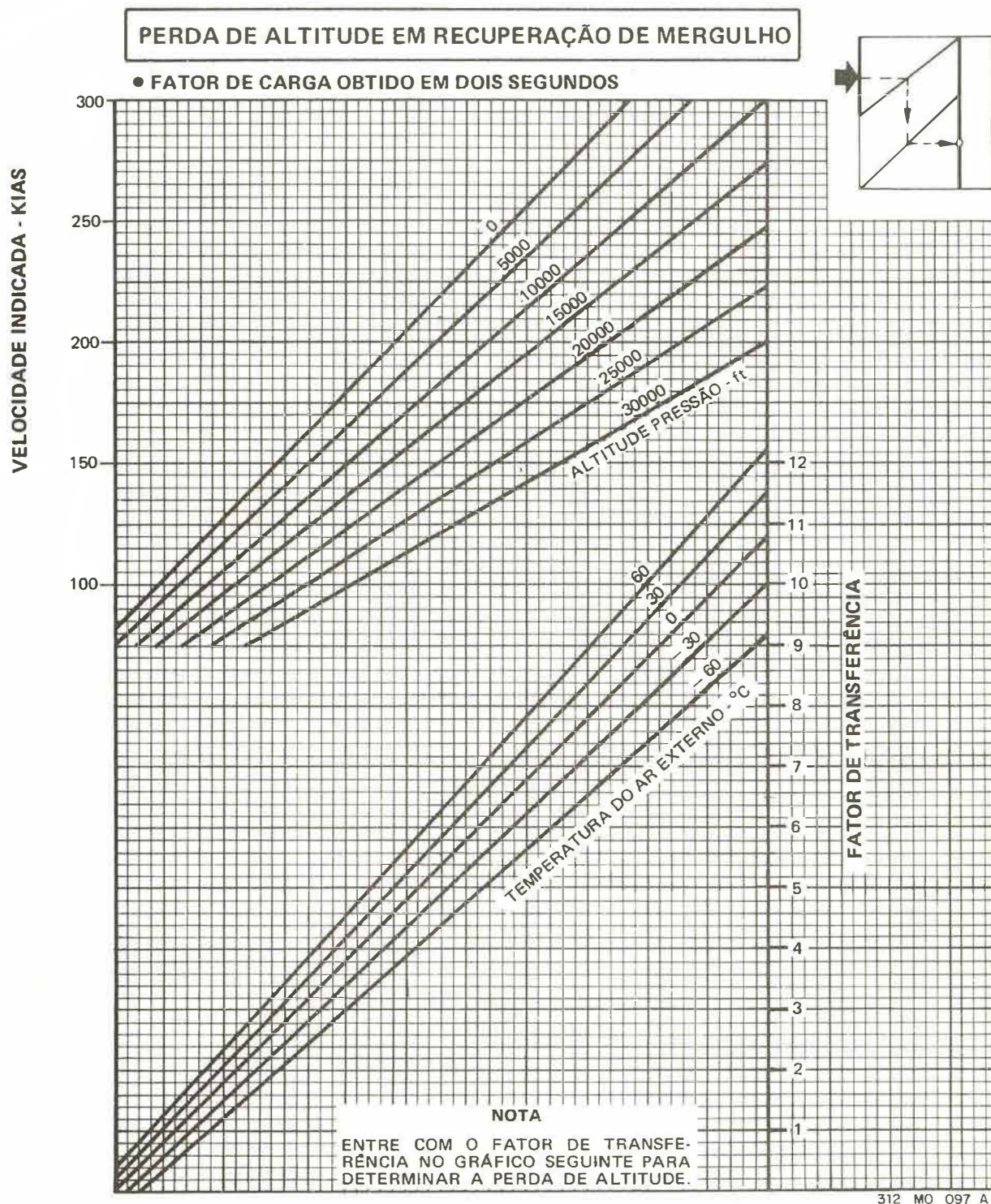


Figura 6-2

PERDA DE ALTITUDE EM RECUPERAÇÃO DE MERGULHO

• FATOR DE CARGA OBTIDO EM DOIS SEGUNDOS

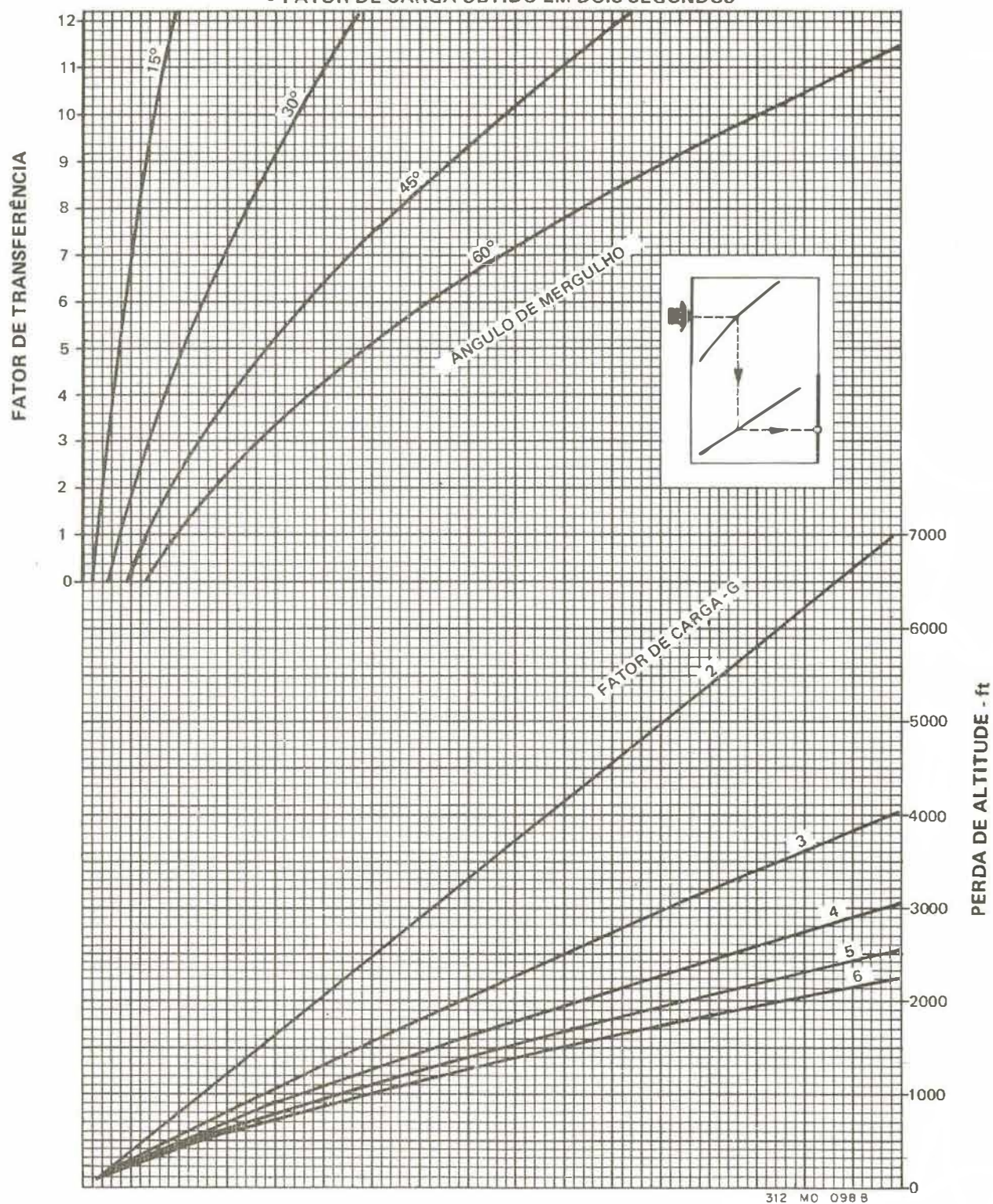


Figura 6-3

SEÇÃO VII

OPERAÇÃO EM CONDIÇÕES METEOROLÓGICAS ADVERSAS

ÍNDICE

	Página		Página
Introdução	7-1	Operação em Clima Frio	7-3
Turbulência e Tempestade	7-1	Operação em Clima Quente	7-5
Operação com Vento Cruzado	7-2	Operação no Deserto	7-6
Operação com Chuva ou Gelo	7-2A		

INTRODUÇÃO

Esta seção contém discussão, explanação, peculiaridades operacionais e procedimentos que afetam a operação da aeronave em condições meteorológicas adversas.

As instruções para os procedimentos de voo por instrumentos não são aqui apresentadas, pois os procedimentos descritos na Seção II provêm instruções normais necessárias e suficientes para o voo por instrumentos.

TURBULÊNCIA E TEMPESTADE

O voo em ar turbulento, em temporal, com granizo ou através de tempestades, envolve uma alta probabilidade de danificar a estrutura e os componentes da aeronave, pelo impacto de gelo, granizo e raios.

ADVERTÊNCIA

Deve-se evitar, tanto quanto possível, o voo em regiões de ar turbulento ou em tempestades.

Para voar através de turbulência ou tempestade, recomenda-se manter constantes o ajuste da potência e a atitude da aeronave. Um ajuste combinado de potência e atitude, antes de penetrar na região turbulenta, resultará em uma velocidade aproximadamente constante, independente das indicações do velocímetro que estará

oscilando constantemente e, desse modo, apresentando falsas informações de velocidade.

PREPARAÇÃO PARA O VOO

Ao se decidir pela realização de um voo em condições meteorológicas adversas, o piloto deve obter o máximo de informações possíveis sobre a rota a seguir, a fim de não ser surpreendido por tempestades, granizos, chuvas pesadas, etc.

Para isso, ele deve adotar os seguintes procedimentos:

- Analisar bem a situação geral do tempo, procurando conhecer as condições meteorológicas da rota, através das informações fornecidas pelos meteorologistas;
- Evitar as regiões turbulentas, preparando um plano de voo onde estejam escolhidas a melhor altitude de voo e a melhor rota a ser seguida;
- Verificar o funcionamento correto de todos os instrumentos de voo, equipamento de navegação, aquecimento das tomadas estáticas e dos tubos de Pitot e luzes do painel de instrumentos;
- Reabastecer a aeronave com combustível suficiente para chegar ao destino, prosseguir para um aeródromo alternativo se as condições meteorológicas não permitirem o pouso e, ainda, restar combustível para voar mais uma hora a fim de assegurar ao piloto, em termos de autonomia de voo, o máximo de tranquilidade possível.

PENETRAÇÃO EM TURBULÊNCIA OU TEMPESTADE

Quando o voo em uma turbulência ou tempestade não puder ser evitado, prepare o avião para a penetração,

ajustando a potência para obter a velocidade recomendada de penetração em turbulência.

ADVERTÊNCIA

A faixa de velocidade recomendada para a penetração em turbulência é de 110 a 180 KIAS.

A aeronave deve ser compensada para um vôo reto e nivelado e o interruptor de ignição, posicionado para IGNIÇÃO EM VÔO.

O aquecimento dos tubos de Pitot e tomadas estáticas deve ser ligado. À noite, as luzes da cabine devem ser ajustadas para a intensidade máxima a fim de minimizar o ofuscamento e os cintos devem estar bem ajustados. Quando for previsto temporal com granizo ou precipitação forte, deve-se abrir a separação inercial.

ATENÇÃO

Não abaixe os flapes ou o trem de pouso, pois isto pode provocar diminuição da eficiência aerodinâmica e danos estruturais.

VÔO EM AR TURBULENTO OU TEMPESTADE

O vôo através de turbulência ou tempestade deve ser realizado com o ajuste de potência constante. A aeronave não deve ser compensada devido às indicações de velocidade e altitude. Deve-se procurar manter a atitude nivelada das asas e a proa constante. Não se deve fazer curvas, a não ser quando absolutamente necessário.

Nota

Em regiões de clima temperado, as áreas mais turbulentas, em uma tempestade, ocorrem normalmente entre 10000 e 20000 pés enquanto que as áreas de menor turbulência são encontradas abaixo de 6000 pés e acima de 30000 pés.

OPERAÇÃO COM VENTO CRUZADO

DECOLAGEM

O EMB-312 não apresenta qualquer problema de controlabilidade durante a decolagem. Entretanto, a deflexão e a força exercidas sobre os pedais são mais acentuadas do que no pouso. Deve ser utilizada a técnica de decolagem normal, conservando-se o eixo da pista através do leme e ailerons.

POUSO

O EMB-312 não apresenta qualquer problema de controlabilidade durante o pouso, seja durante a aproximação ou no solo. O controle da aeronave no solo é efetuado normalmente utilizando-se o comando de direção da roda de nariz. O uso de reverso também não apresenta qualquer tipo de problema ou comportamento anormal. Em resumo, a aeronave apresenta características satisfatórias e plena controlabilidade durante todo o pouso. Recomenda-se utilizar a técnica de "caranguejar", cujos procedimentos são descritos a seguir:

- Efetue uma final normal, deixando que a aeronave aprobe o vento, porém mantendo o eixo da pista.
- Utilize a manete para manter a velocidade de aproximação.
- No início do arredondamento, use o leme para alinhar o nariz da aeronave com o eixo da pista e, simultaneamente, controle a inclinação das asas em função do vento para manter o eixo da pista.
- Ao final do arredondamento, reduza a potência; no momento do toque nivele as asas e, através do leme, conserve a fuselagem paralela ao eixo da pista.
- Uma vez no solo, pouse rapidamente o trem de nariz, utilize o comando de direção da roda de nariz para manter o eixo da pista, e desacelere a aeronave através dos freios e reverso, como necessário.

TOQUE E ARREMETIDA

Uma vez no solo, avance a manete progressivamente, mantendo o eixo da pista através do comando de direção da roda de nariz. A seguir proceda como descrito no parágrafo DECOLAGEM.

OPERAÇÃO COM CHUVA OU GELO

A chuva moderada não impõe condição especial para o voo, exceção feita à possibilidade de formação de gelo. Acarreta, porém, certas inconveniências, tais como manobras no solo e, em especial, aterragens.

A operação em aeroportos não pavimentados, em condições de chuva, provoca uma diminuição da ação dos freios, do controle e da capacidade de aceleração da aeronave. Quando houver lama ou terreno macio, a aterragem deve ser feita com o trem de pouso de nariz no ar tanto quanto possível, para evitar sobrecarregá-lo.

Já a operação da aeronave, nas épocas de formação de gelo, pode provocar a deterioração da eficiência aerodinâmica da aeronave. A formação de gelo nas superfícies da aeronave traz, como conseqüências adversas, o aumento do arrasto e a diminuição da sustentação devidos à deformação dos perfis e à perda da eficiência propulsiva, resultante da queda de eficiência da hélice e de potência do motor.

PARTIDA DO MOTOR

Durante a partida do motor em condições de formação de gelo, poderá ocorrer um bloqueio da entrada de ar do motor e, conseqüentemente, temperaturas altas durante a partida.

Com formação de gelo visível, o uso da separação inercial torna-se necessário, para evitar que o compressor

seja danificado por partículas de gelo desprendidas da entrada de ar da nacele do motor. Na partida do motor com forte precipitação, também torna-se necessário o uso da separação inercial, para evitar um não acendimento ou o apagamento do motor devido à ingestão de água.

TÁXI

Durante o táxi, em condição de formação de gelo ou chuva forte, é necessário posicionar o interruptor de ignição em **IGNIÇÃO EM VOO** e usar a separação inercial para evitar o apagamento do motor e a ingestão de gelo ou de outros corpos.

Quando taxiar em pistas molhadas, pavimentadas ou não, a velocidade deverá ser reduzida, tanto quanto possível, para evitar que a água ou a lama provenientes das rodas e do sopro da hélice sejam conduzidas aos alojamentos do trem de pouso, freio, mecanismos e microinterruptores dos flapes e do trem de pouso, interferindo em seu funcionamento.

DECOLAGEM

A decolagem com chuva forte ou em condições de formação de gelo deve ser feita com precaução. Com chuva, a decolagem deve ser feita com o uso da separação inercial

e com o interruptor de ignição na posição **IGNIÇÃO EM VÔO**.

Em pistas não pavimentadas, o desprendimento de lama ou outros corpos é extremamente nocivo aos mecanismos e microinterruptores do trem de pouso e dos flapes.

ATENÇÃO

É proibida a decolagem com gelo visível nas superfícies da aeronave.

EM VÔO (SUBIDA, CRUZEIRO E DESCIDA)

Durante a subida, cruzeiro e descida, em condições de formação de gelo ou chuva forte, o interruptor de ignição deve ser posicionado em **IGNIÇÃO EM VÔO** e a separação inercial deve estar aberta (punho de comando da separação inercial todo puxado).

POUSO

O pouso em condições de formação de gelo ou chuva deve ser feito com o uso da separação inercial e o interruptor de ignição em **IGNIÇÃO EM VÔO**.

O piloto deve ter em mente que a eficiência dos freios em pistas molhadas, pavimentadas ou não, é consideravelmente deteriorada. O motor está equipado com uma tela de proteção na entrada de ar, para evitar a ingestão de partículas de gelo ou outros corpos estranhos que poderiam danificar o compressor. Além disso, a aeronave possui um sistema de separação inercial que reduz a possibilidade de ingestão de partículas de gelo ou de outros corpos pelo motor.

Em condições de formação de gelo, chuva forte ou turbulência, poderá ocorrer o apagamento do motor. Consulte a Seção III para o procedimento, no caso de apagamento do motor.

A aeronave não está equipada com sistema de degelo e antigelo; portanto deve ser evitado o voo em áreas sujeitas à formação de gelo.

O acúmulo de gelo nas superfícies de controle de voo poderá exigir um maior esforço para o respectivo comando e poderá acarretar a imobilização dos mesmos.

ADVERTÊNCIA

- A faixa de temperatura do ar externo mais

propícia para a formação de gelo é entre 8°C e - 10°C.

- O aquecimento de P_x deverá ser ligado com temperatura do ar externo inferior a 5°C.

OPERAÇÃO EM CLIMA FRIO

A operação em clima frio requer dos operadores alguns cuidados especiais devidos à possibilidade de formação de gelo durante o voo e o acúmulo de neve ou formação de gelo durante os períodos em que a aeronave permanece estacionada. Nestas condições, as inspeções pré-voo e pós-voo devem ser suplementadas com a adição de mais alguns itens considerados essenciais para a segurança do voo. Além disso, a fim de manter as condições de voo da aeronave, inspeções periódicas diárias devem ser feitas visando mantê-la limpa e livre do gelo ou da neve.

Durante o voo em clima frio, o piloto deve manter-se atento a qualquer acúmulo de gelo na hélice ou nas asas a fim de prevenir-se contra a perda da eficiência aerodinâmica ou mesmo de um estol inadvertido provocado pela redução da sustentação da aeronave.

Desta forma, em adição aos procedimentos normais de operação descritos na Seção II deste manual, os seguintes procedimentos devem ser efetuados:

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

Na inspeção pré-voo deve ser providenciada a remoção de todo o gelo ou neve acumulados nas asas, fuselagem, superfícies de comando e articulações. O congelamento nas articulações das superfícies de comando pode afetar seriamente a sua movimentação e até imobilizá-las. Para a remoção do gelo deve-se usar um fluxo direto de ar quente.

ATENÇÃO

- Assegure-se sempre de que a água do gelo em fusão seja removida, de forma a evitar que escorra para alguma área crítica e venha a ser congelada posteriormente. A limpeza inadequada da aeronave pode resultar em perda de sustentação ou em estol inesperado durante o voo.

- **Não tente destacar ou raspar o gelo das superfícies da aeronave.**

Suspiros, filtros, drenos de combustível, entrada de ar do motor, tomadas de pressão estática e tubos de Pitot devem estar livres de gelo. A hélice deve ser girada para assegurar-se da não formação de gelo no interior do motor. Os pneus, amortecedores e acumuladores hidráulicos devem estar com a pressão correta. A parte exposta dos amortecedores e cilindros atuadores deve ser limpa com um pano embebido em óleo hidráulico. Ao entrar na cabine para a inspeção interna, antes de aplicar o freio de estacionamento, acione suavemente os pedais dos freios várias vezes e observe se há vazamentos de óleo. Se houver vazamentos, os mesmos poderão ser sanados através da aplicação direta de ar quente.

PARTIDA DO MOTOR

A partida do motor deve ser feita de acordo com o procedimento normal descrito na Seção II; entretanto devem ser cumpridos os seguintes itens adicionais:

Ligar o aquecimento P_X se a temperatura do ar externo for inferior a 5°C.

Abrir o aquecimento da cabine imediatamente após a partida do motor.

Verificar se todos os comandos de vôo e compensadores deflexionam-se livremente, em todo o curso.

Acionar os flapes em todo o curso, observando se o indicador de posição opera corretamente. Se as indicações não forem corretas, repetir o procedimento até obtê-las corretamente.

Recolher os flapes, que só deverão ser operados novamente no momento da decolagem. Este procedimento evita que pedaços de gelo ou neve venham a aderir entre o bordo de ataque dos flapes e o bordo de fuga das asas.

ATENÇÃO

- **Assegure-se de que os instrumentos estejam operando corretamente.**
- **Não inicie o táxi quando houver evidência de vazamento de óleo hidráulico na região do trem de pouso principal. O fluido hidráulico, em contacto com os freios aquecidos, oferece perigo de fogo.**

TÁXI

O táxi em pista com espessa camada de neve deve ser evitado, pois a manobrabilidade da aeronave será dificultada e poderá haver congelamento dos freios.

Se o táxi for efetuado atrás de outra aeronave, especialmente sob condições de temperatura extremamente baixa, deve ser mantida uma distância de segurança, a fim de evitar que a neve ou o gelo derretido, arremessado pelo sopro do escapamento ou da hélice da aeronave da frente, provoque a formação de gelo nas superfícies da aeronave. Já na cabeceira da pista, preparando-se para decolar, deve ser verificado se o aquecimento dos tubos de Pitot e das tomadas estáticas está ligado. A temperatura da cabine deve ser ajustada para uma temperatura confortável, o que serve também para evitar que a capota fique embaçada durante a decolagem.

DECOLAGEM

A decolagem é efetuada seguindo-se o procedimento normal, descrito na Seção II deste manual. Entretanto, logo após a decolagem, deve-se proceder à remoção da neve ou da lama que poderão ter acumulado no trem de pouso e nos flapes. Para isso ambos devem ser operados diversas vezes para evitar congelamento quando já estiverem na posição recolhida. Salienta-se que, sob condições de temperatura extremamente baixa, o recolhimento e o abaixamento do trem de pouso serão mais lentos.

ADVERTÊNCIA

Durante estas manobras, a velocidade não deve exceder os limites especificados.

EM VÔO (SUBIDA, CRUZEIRO E DESCIDA)

Os procedimentos de subida, cruzeiro e descida são efetuados normalmente, conforme descritos na Seção II deste manual. Considerando, no entanto, que os freios devem ser efetivos durante as manobras de pouso, na fase de aproximação para o pouso, após o trem ter sido baixado e checado, os freios devem ser acionados diversas vezes para verificação de sua efetividade.

POUSO

Após o toque no solo, acione os freios suave e intermitentemente, para evitar que a banda de rolagem do pneu se encha com gelo, neve ou lama.

ADVERTÊNCIA

A freagem brusca, em pista congelada ou molhada, pode resultar em movimentos de guinada perigosos ou em derrapagem.

INSPEÇÃO PÓS-VÔO

Um fator importante para assegurar a operação satisfatória da aeronave, em baixas temperaturas, é a inspeção após o voo, a ser cumprida em antecipação aos requisitos para a operação da aeronave no próximo voo.

Para tanto, antes de abandonar a aeronave, os seguintes itens devem ser satisfeitos:

- Soltar os freios após a colocação dos calços nas rodas.
- Sempre que possível, deixar a aeronave estacionada com os tanques de combustível totalmente cheios.
- Tomar todo o cuidado para evitar que a água penetre no sistema de combustível, devendo, por esta razão, ser efetuada a drenagem do sistema de combustível.
- Verificar se as entradas de ar e os drenos de combustível estão isentos de gelo.
- Remover, com um pano embebido em óleo hidráulico, o gelo acumulado nas partes expostas dos amortecedores e cilindros atuadores.
- Verificar se as tampas e capas de proteção foram instaladas.
- Remover a bateria e guardá-la em ambiente aquecido, sempre que a aeronave for permanecer estacionada em ambiente com temperatura inferior à temperatura de congelamento, por um período superior a 4 horas.

OPERAÇÃO EM CLIMA QUENTE

A operação desta aeronave em regiões de clima quente deve ser cercada de certos cuidados a fim de protegê-la contra a ação da umidade elevada e do calor, características principais deste tipo de clima.

A condensação proveniente da umidade elevada poderá afetar o funcionamento do equipamento elétrico e eletrônico, provocar o aparecimento de fungos em áreas vitais e de ferrugem nos componentes de aço, além de atuar diretamente nos instrumentos, umedecendo seus mecanismos e mostradores. A condensação poderá também deteriorar materiais não metálicos, lubrificantes e fluido hidráulico. A umidade e o calor podem provocar dilatação

em juntas e gaxetas e assim acarretar vazamentos no sistema hidráulico.

Para prevenir esses efeitos, recomenda-se que sejam efetuados os seguintes procedimentos complementares às verificações e procedimentos normais, descritos na Seção II deste manual.

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

Na inspeção pré-voo deve ser verificado se há sinais de corrosão ou fungos nas juntas, articulações e locais similares, limpando tudo o que for encontrado. Deve ser verificado também se há vazamentos no sistema hidráulico devidos à dilatação das juntas e gaxetas, provocada pela umidade e calor. Devem ser inspecionados os amortecedores e atuadores, assim como devem ser limpas as suas partes expostas com um pano embebido em óleo hidráulico. Se os instrumentos, equipamentos e comandos estiverem umedecidos, enxugue-os com um pano limpo e macio.

PARTIDA DO MOTOR

A partida do motor deve ser feita de acordo com o procedimento normal descrito na Seção II. Convém ressaltar entretanto, que o calor intenso poderá provocar uma partida quente. Neste caso, deve-se atentar para os limites da temperatura T5 e evitar que sejam ultrapassados durante a partida.

TÁXI

Durante o táxi, os freios devem ser pouco usados, a fim de evitar superaquecimento. Se a temperatura do óleo do motor aproximar-se dos limites, aumente a velocidade do táxi, se as condições da pista permitirem, a fim de aumentar o fluxo de ar através do radiador.

DECOLAGEM

A decolagem é efetuada seguindo-se o procedimento normal, descrito na Seção II deste manual. Deve-se esperar, entretanto, uma corrida no solo maior que a normal, devido a ser menor a densidade do ar nas altas temperaturas e, conseqüentemente, a aeronave ser acelerada mais vagorosamente.

EM VÔO (SUBIDA, CRUZEIRO E DESCIDA)

Os procedimentos de subida, cruzeiro e descida são efetuados normalmente, conforme descritos na Seção II deste manual. Devido à alta temperatura, a razão de subida será um pouco menor. Durante a descida, se necessário,

abra o aquecimento para desembacar a capota, uma vez que o ar úmido aquecido, em contacto com a superfície fria da capota, pode ser congelado.

POUSO

Para uma velocidade indicada, a velocidade verdadeira aumenta com a elevação da temperatura-ambiente. Por conseguinte, em dias muito quentes, siga rigorosamente os procedimentos de tráfego e aterragem e espere uma corrida mais longa na aterragem.

INSPEÇÃO PÓS-VÔO

Tão logo seja possível, solte o freio de estacionamento a fim de evitar possíveis danos aos componentes do sistema de freios face ao calor excessivo gerado durante a corrida de pouso e o táxi. Após executar os procedimentos normais de uma inspeção pós-vôo, se possível, coloque a aeronave sob cobertura apropriada a fim de protegê-la contra o sol. Se não houver problemas de pó e areia, deixe a capota parcialmente aberta para permitir a circulação de ar na cabine. Antes de abandonar o avião deve-se verificar se todas as tampas e capas protetoras foram instaladas.

OPERAÇÃO NO DESERTO

A operação desta aeronave em regiões de clima quente e seco deve ser cercada de certos cuidados, principalmente se se tratar de deserto, a fim de protegê-la contra a ação do pó e da areia movimentados pelo vento. Nestas condições, areia e pó podem ser encontrados em áreas vitais da aeronave, tais como articulações, rolamentos, amortecedores e atuadores hidráulicos, carenagens e entrada de ar do motor, podendo ocasionar sérios danos às partes afetadas.

A aeronave deverá ser estacionada de tal maneira que a esteira da hélice não atinja outras aeronaves, pessoal e equipamento de apoio no solo.

Além dos procedimentos normais, recomenda-se que sejam efetuados os seguintes procedimentos complementares, a fim de evitar prováveis danos gerados pela ação do pó e da areia.

INSPEÇÃO PRÉ-VÔO

Na inspeção pré-vôo devem ser inspecionadas todas as articulações e guinóis das superfícies de comando, quanto à existência de pó e areia, limpando-os, se necessário. Como nas altas temperaturas poderá ocorrer excesso de pressão nos pneus, verifique se estão com a pressão correta. Os amortecedores e atuadores devem ser inspeciona-

dos quanto à presença de pó e areia, principalmente nas proximidades dos anéis de vedação. A areia e o pó devem ser removidos e as partes expostas dos amortecedores e atuadores, limpas com um pano limpo e seco.

PARTIDA DO MOTOR

A partida do motor deve ser feita de acordo com o procedimento normal descrito na Seção II; entretanto devem ser cumpridos os seguintes itens adicionais, antes de iniciar a partida:

- Remover qualquer areia ou pó depositado no painel de instrumentos, interruptores, comandos de vôo e manetes.
- Operar todos os comandos duas vezes, no mínimo, em toda a sua amplitude, a fim de verificar seu funcionamento correto e irrestrito.

TÁXI

Durante o táxi a aeronave deve ser conduzida de modo a evitar que o sopro da hélice jogue areia ou pó sobre outras aeronaves, pessoal ou equipamento de solo. Os freios devem ser pouco usados a fim de evitar superaquecimento. O uso do reverso provocará o levantamento de pó e areia que serão ingeridos pelo motor. Assim sendo, recomenda-se que, durante o táxi, a manete de potência não deva ser recuada além do limite mínimo da faixa de táxi, para que o passo da hélice não entre em reverso. A operação no solo deve ser abreviada, a fim de minimizar a ingestão de pó e areia pelo motor. Recomenda-se que se use a potência mínima necessária para a realização do táxi, para que seja diminuído o sopro de pó e areia sobre outras aeronaves. Além disso deve-se manter, durante o táxi, uma distância adequada de qualquer outra aeronave que esteja taxiando em frente.

DECOLAGEM

A decolagem é efetuada seguindo-se o procedimento normal, descrito na Seção II deste manual. Deve-se esperar entretanto, uma corrida no solo maior que a normal, devido a ser menor a densidade do ar nas altas temperaturas e, conseqüentemente, a aeronave ser acelerada mais vagarosamente. Se houver possibilidades, deve-se evitar a decolagem através de tempestades de pó ou areia, que poderão causar danos às partes internas dos motores.

EM VÔO (SUBIDA, CRUZEIRO E DESCIDA)

Os procedimentos de subida, cruzeiro e descida são efetuados normalmente, conforme descritos na Seção II deste manual. Nas altas temperaturas, a razão de subida será

um pouco menor e, durante a descida, se necessário, abra o aquecimento para desembacar a capota, uma vez que o ar úmido aquecido, em contacto com a superfície fria da capota, pode ser congelado. O passo reverso, durante a aterragem, deve ser evitado, a fim de minimizar a ingestão de pó e areia pelos motores.

POUSO

Para uma velocidade indicada, a velocidade verdadeira aumenta com a elevação da temperatura ambiente. Por conseguinte, em dias muito quentes deve-se seguir rigorosamente os procedimentos de tráfego e aterragem como também esperar uma corrida de pouso mais longa.

INSPEÇÃO PÓS-VÔO

Tão logo seja possível, solte os freios de estacionamento, a fim de evitar possíveis danos aos componentes do sistema de freios, face ao calor excessivo gerado durante a corrida de pouso e o táxi. Após executar os procedimentos normais de uma inspeção pós-vôo, se possível, coloque a aeronave sob cobertura apropriada, a fim de protegê-la contra o sol. Se não houver problemas de pó e areia, a capota deve ser deixada parcialmente aberta para permitir a circulação de ar na cabine. Tão logo seja possível, coloque as tampas e as capas de proteção, a fim de evitar a entrada de pó e areia.

APÊNDICE I**DADOS DE DESEMPENHO****PARTE 1** | INTRODUÇÃO A1-1**PARTE 2** | DADOS DO MOTOR A2-1**PARTE 3** | DECOLAGEM A3-1**PARTE 4** | SUBIDA A4-1**PARTE 5** | ALCANCE A5-1**PARTE 6** | AUTONOMIA A6-1**PARTE 7** | DESCIDA A7-1**PARTE 8** | APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM A8-1**PARTE 9** | PLANEJAMENTO DE MISSÃO A9-1

PARTE 1 – INTRODUÇÃO

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A1-2
Combustível	A1-2
Abreviaturas e simbologia.....	A1-2
Índice de arrasto	A1-3
Correção de instalação do velocímetro e do altímetro	A1-3
Correção da velocidade calibrada em função da compressibilidade.....	A1-4
Correção da temperatura do ar externo indicada	A1-4
Conversão de temperatura	A1-4
Tabela de atmosfera-padrão.....	A1-4
Altitude-densidade	A1-4
Conversão de velocidades.....	A1-5
Tabela de conversão de unidades.....	A1-5
Correção da densidade de combustível	A1-5
Velocidade de estol.....	A1-5
Peso da aeronave e posição do C.G.	A1-6
Componentes de vento cruzado na decolagem e na aterragem	A1-6

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da Figura	Título	Página
A1-1	Tabela de índice de arrasto.....	A1-7
A1-2	Correção de instalação do velocímetro	A1-8
A1-3	Correção de instalação do altímetro	A1-12
A1-4	Correção da velocidade calibrada em função da compressibilidade	A1-15
A1-5	Correção da temperatura do ar externo indicada.....	A1-16
A1-6	Conversão de temperatura.....	A1-17
A1-7	Tabela de atmosfera-padrão	A1-18
A1-8	Altitude densidade	A1-19
A1-9	Tabela de altitude densidade	A1-20
A1-10	Tabela de altitude pressão	A1-22
A1-11	Conversão de velocidade	A1-23
A1-12	Tabela de conversão de unidades	A1-25
A1-13	Gráfico de correção de densidade de combustível	A1-26
A1-14	Velocidade de estol sem potência.....	A1-27
A1-15	Peso da aeronave e posição do C.G.	A1-29
A1-16	Componentes de vento cruzado na decolagem e na aterragem	A1-31

INTRODUÇÃO

Neste Apêndice são encontrados os dados necessários a um exato planejamento de voo. Os gráficos e tabelas, quando necessário, são complementados com textos descritivos e exemplos, para facilitar a sua utilização.

As informações apresentadas neste Apêndice têm como base os dados de ensaios em voo e cálculos e, a menos que especificamente referido, são relativas aos procedimentos de operação

recomendados nas respectivas seções deste Manual.

COMBUSTÍVEL

Os dados de desempenho apresentados neste Apêndice são baseados na operação com combustível QAV-1, a uma densidade média de 0,779 kg/l.

As variações de densidade em função da temperatura são apresentadas na Figura A1-13.

ABREVIATURAS E SIMBOLOGIA

SÍMBOLOS	DEFINIÇÕES
CAS	Velocidade calibrada. É a velocidade indicada corrigida quanto ao erro do instrumento e de posição. A velocidade calibrada é igual a velocidade verdadeira na atmosfera-padrão, ao nível do mar.
CMA	Corda média aerodinâmica.
IAS	Velocidade indicada. É a velocidade lida no instrumento, corrigida quanto ao erro do instrumento.
ICAO	Organização de Aviação Civil Internacional.
ISA	Atmosfera-padrão internacional. É a relação entre a temperatura do ar e a altitude pressão.
Δ ISA	Variação da TAE em relação à ISA.
KCAS	Velocidade calibrada expressa em kt.
KIAS	Velocidade indicada expressa em kt.
KTAS	Velocidade verdadeira ou aerodinâmica expressa em kt.
N_g	Rotação do gerador de gases.
N_h	Rotação da hélice.
NM	Milhas náuticas.
TAE	Temperatura do ar externo. É a temperatura do ar livre expressa em graus centígrados.
TAEI	Temperatura do ar externo indicada.
TAS	Velocidade verdadeira ou aerodinâmica. É a velocidade relativa à atmosfera calma, ou seja, é a V_C corrigida quanto à altitude, temperatura e efeitos de compressibilidade.
T_5	Temperatura interturbinas.

SÍMBOLOS	DEFINIÇÕES
V_{CRUZ}	Velocidade de cruzamento. É a velocidade que deve ser mantida abaixo de 50 ft (15 m) após o cruzamento da cabeceira, durante o pouso.
V_{50}	É a velocidade a ser atingida na altura de 50 ft (15 m) acima da pista e mantida durante a trajetória de vôo na decolagem enquanto são livrados os obstáculos existentes, até o recolhimento dos flapes.
V_{NE}	Velocidade nunca exceder.
V_{NO}	Velocidade máxima estrutural de cruzeiro.
V_R	Velocidade de rotação. É a velocidade na qual o piloto inicia a mudança de atitude da aeronave com intenção de decolar.
V_{TO}	Velocidade de saída do solo.
V_S	Velocidade de estol.
V_{SOLO}	Velocidade da aeronave em relação ao solo.
VENTO	As velocidades do vento, apresentadas como variáveis nos gráficos de desempenho, devem ser compreendidas como componentes de proa ou de cauda dos ventos relatados.

ÍNDICE DE ARRASTO

Os índices de arrasto, que determinam o desempenho da aeronave, são apresentados na Figura A1-1, em função de várias configurações de carregamento nos quatro pilones instalados no intradorso das asas.

Os gráficos são apresentados em função de várias configurações de flapes e trem de pouso.

Exemplo 1 – baseado na Figura A1-2 (Folha 1 de 4)

Dados:

- Velocidade indicada: 280 KIAS.
- Trem de pouso e flapes recolhidos.

Determine:

- A velocidade calibrada.

Procedimento:

- Entre com o valor da velocidade indicada e obtenha diretamente a velocidade calibrada igual a 286 KCAS.

Exemplo 2 – baseado na Figura A1-3 (Folha 1 de 3)

Dados:

- Velocidade indicada: 280 KIAS.
- Altitude pressão indicada: 15000 ft.
- Trem de pouso e flapes recolhidos.

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO VELOCÍMETRO E DO ALTÍMETRO

As correções de erro de instalação do velocímetro e do altímetro são apresentadas nas Figuras A1-2 e A1-3, respectivamente.

Nos gráficos de correção de instalação do velocímetro, entre com o valor da velocidade indicada (KIAS) e obtenha diretamente o valor da velocidade calibrada (KCAS).

Nos gráficos de correção de instalação do altímetro, entre com a velocidade indicada (KIAS) e a altitude pressão indicada e determine a correção da altitude.

Para obter a altitude pressão verdadeira, adicione a correção da altitude à altitude pressão indicada.

Determine:

- A altitude pressão verdadeira.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores da velocidade indicada e da altitude pressão indicada e determine a correção da altitude igual a 320 ft.
- Adicione o valor da correção ao valor da altitude pressão indicada e obtenha a altitude pressão verdadeira: 15000 ft + 320 ft = 15320 ft.

CORREÇÃO DA VELOCIDADE CALIBRADA EM FUNÇÃO DA COMPRESSIBILIDADE

A diferença entre a velocidade calibrada (KCAS) e a velocidade equivalente (KEAS) é a correção devida à compressibilidade apresentada na Figura A1-4. Para se obter KEAS adicione algebricamente o valor da correção à velocidade calibrada.

Exemplo – baseado na Figura A1-4

Dados:

- Velocidade calibrada: 286 KCAS.
- Altitude pressão: 15000 ft.

Determine:

- A velocidade equivalente.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores da velocidade calibrada e da altitude pressão e determine a correção: $-4,6$ kt.
- Adicione algebricamente o valor da correção à velocidade calibrada e obtenha a velocidade equivalente $286 + (-4,6) = 281,4$ KEAS.

CORREÇÃO DA TEMPERATURA DO AR EXTERNO INDICADA

O gráfico da Figura A1-5 permite determinar a temperatura do ar externo (TAE) em função da velocidade indicada, da altitude pressão e da temperatura do ar externo indicada (TAEI). O

gráfico também fornece a variação da temperatura do ar externo em relação à atmosfera padrão (Δ ISA).

Exemplo – baseado na Figura A1-5

Dados:

- Velocidade indicada: 170 KIAS.
- Altitude pressão: 10000 ft.
- TAEI: 5°C .

Determine:

- A temperatura do ar externo e a variação da temperatura do ar externo em relação à atmosfera-padrão.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores da velocidade indicada, da altitude pressão e da TAEI e determine TAE igual a -5°C .
- Com o prolongamento da linha que determina a TAE e a altitude pressão, determine Δ ISA igual a 9°C .

CONVERSÃO DE TEMPERATURA

O gráfico de conversão de temperaturas apresentado na Figura A1-6, permite converter temperaturas em graus centígrados para graus Fahrenheit ou vice-versa.

TABELA DE ATMOSFERA-PADRÃO

A tabela de atmosfera-padrão (Figura A1-7) apresenta as propriedades da atmosfera-padrão, ICAO, tabuladas em incrementos de 1000 ft, desde -2000 ft até 30000 ft de altitude. Fornece também informações sobre temperatura, pressão, razão de velocidade do som e densidade do ar.

ALTITUDE-DENSIDADE

O gráfico altitude-densidade (Figura A1-8) apresenta a variação da altitude-densidade com a temperatura-ambiente para valores constantes de altitude pressão.

Valores de $1/\sqrt{\sigma}$ estão tabulados à direita do gráfico como função da altitude-densidade, cuja escala se encontra à esquerda. As condições de atmosfera-padrão estão definidas pela curva identificada no gráfico.

Exemplo – baseado na Figura A1-8

Dados:

- Altitude pressão: 15000 ft.
- Temperatura: -5°C .

Determine:

- O valor de $1/\sqrt{\sigma}$ e a altitude-densidade correspondente.

Procedimento:

- Entre com os valores da temperatura e da altitude pressão no gráfico e obtenha na escala à direita o valor de $1/\sqrt{\sigma} = 1,28$ e na escala à esquerda o valor da altitude-densidade = 16000 ft.

CONVERSÃO DE VELOCIDADES

Os gráficos de conversão de velocidade km/h x kt e KCAS x KTAS estão apresentados na Figura A1-11. A conversão KCAS x KTAS é obtida em função da altitude pressão e da temperatura do ar externo.

Exemplo – baseado na Figura A1-11 (Folha 2 de 2)

Dados:

- Velocidade calibrada: 135 KCAS.
- Altitude pressão: 15000 ft.
- Temperatura do ar externo: -5°C .

Determine:

- A velocidade verdadeira.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores da velocidade calibrada, da altitude pressão e da temperatura do ar externo e determine a velocidade verdadeira igual a 170 KTAS.

TABELA DE CONVERSÃO DE UNIDADES

Esta tabela (Figura A1-12) é apresentada sob a forma de escalas lineares para a conversão de unidades de temperatura, distância e velocidade. Fatores de conversão de volume, pressão e peso também são apresentados na parte inferior da tabela.

CORREÇÃO DA DENSIDADE DE COMBUSTÍVEL

O gráfico correção de densidade de combustível (Figura A1-13) apresenta correções de densidade para os diversos tipos de combustível em função da temperatura do combustível.

A densidade corrigida é fornecida em kg/l e lb/US Gal e a temperatura em graus centígrados.

Exemplo – baseado na Figura A1-13

Dados:

- Temperatura do combustível: 20°C .
- Tipo de combustível: QAV-1.

Determine:

- A densidade do combustível.

Procedimento:

- Entre no gráfico com a temperatura do combustível e o tipo de combustível identificado pela curva QAV-1 e determine a densidade igual a 0,760 kg/l ou 6,35 lb/US Gal.

VELOCIDADE DE ESTOL

Estes gráficos apresentam as velocidades de estol em função do peso da aeronave, do ângulo de inclinação e da configuração típica.

Exemplo – baseado na Figura A1-14 (Folha 1 de 2)

Dados:

- Ângulo de inclinação: 30° .

- Peso da aeronave: 2128 kg.
- Flapes: recolhidos.
- Trem de pouso: recolhido.

Determine:

- A velocidade de estol.

Procedimento:

- Entre com o peso da aeronave no gráfico correspondente à configuração estabelecida.
- Intercepte a linha do ângulo de inclinação.
- Determine o valor da velocidade de estol $V_S = 71$ KIAS.

PESO DA AERONAVE E POSIÇÃO DO C.G.

Este gráfico fornece a variação do C.G. em percentagem da corda média aerodinâmica em função do peso e das várias configurações de carregamento da aeronave.

Exemplo – baseado na Figura A1-15

Dados:

- Peso básico operacional da aeronave: 1950 kg.
- Peso do combustível nos tanques das asas: 544 kg.
- Peso da carga no bagageiro: 10 kg.
- Peso do armamento: 560 kg (4 bombas BAFG-120 + 4 pilones).

Determine:

- A posição do C.G. em percentagem da CMA.

Procedimento:

- Com o peso da aeronave igual a 1950 kg inicie no ponto **(B)** do gráfico.
- Acrescente 544 kg de combustível, e obtenha o peso total de 2494 kg e a posição do C.G. correspondente ao ponto **(1)**.

- Adicione 10 kg de carga no bagageiro: o peso passa para 2504 kg e o C.G. para o ponto **(2)**.
- Acrescente os 560 kg de armamento, peso total de 3064 kg, C.G. está no ponto **(3)** e é igual a 29,1% da CMA.

COMPONENTES DE VENTO CRUZADO NA DECOLAGEM E NA ATERRAGEM

O gráfico componentes de vento decompõe as velocidades dos ventos em componentes longitudinais e transversais à direção de voo. As componentes de proa e de cauda são usadas nos cálculos das distâncias de decolagem e de pouso, e a componente de vento cruzado determina a viabilidade da missão.

Exemplo – baseado na Figura A1-16

Dados:

- Direção relativa do vento: 30°.
- Velocidade relativa do vento: 10 kt.

Determine:

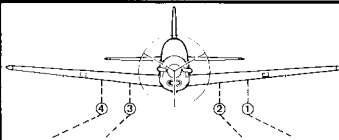
- As componentes lateral e longitudinal e a viabilidade da missão.

Procedimento:

- Entre com o valor da velocidade relativa do vento, plotada nos arcos de velocidade.
- Tome a direção relativa do vento nas linhas radiais de direção.
- A partir do ponto de encontro da linha de direção com o arco de velocidade trace uma componente longitudinal e uma componente lateral.
- Nas respectivas escalas obtenha os seguintes valores:
Componente lateral: 5 kt.
Componente longitudinal: 8 kt.
- Logo, a missão é viável pois a componente lateral se encontra antes da linha de componente lateral máxima demonstrada para a aeronave.

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: ABRIL 1984
 BASE DE DADOS: ENSAIOS DE VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

TABELA DE ÍNDICE DE ARRASTO

CONFIGURAÇÃO		PESO TOTAL (kgf)	ÍNDICE DE ARRASTO
LIMPO		0	0
4 PILONES	   	88	49
4 BOMBAS BEX-11 (MK-76)	   	133	51
2 BOMBAS BAFG-120 (MK-81)	 	300	22
4 BOMBAS BAFG-120 (MK-81)	   	600	65
2 LANÇADORES DE FOGUETES LM37/7 (FOGUETES SBAT-37)	 	94	23
4 LANÇADORES DE FOGUETES LM37/7 (FOGUETES SBAT-37)	   	189	66
2 LANÇADORES DE FOGUETES LM70/7 (FOGUETES SBAT-70)	 	216	56
4 LANÇADORES DE FOGUETES LM70/7 (FOGUETES SBAT-70)	   	432	131
CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,62 mm) COM 500 CARTUCHOS	 	127	33
2 BOMBAS BEX-11 (MK-76) CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,62 mm) COM 500 CARTUCHOS	   	193	66
2 BOMBAS BAFG-120 (MK-81) CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,62 mm) COM 500 CARTUCHOS	   	407	76
2 LANÇADORES DE FOGUETES LM37/7 (FOGUETES SBAT 37) CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,62 mm) COM 500 CARTUCHOS	   	221	76
2 LANÇADORES DE FOGUETES LM70/7 (FOGUETES SBAT 70) CASULO C-2 PARA METRALHADORA FN-MAG (CALIBRE 7,67 mm) COM 500 CARTUCHOS	   	343	108
2 BOMBAS BEX-11 (MK-76) 2 LANÇADORES DE FOGUETES LM37/7 (FOGUETES 37)	   	193	56
2 TANQUES SUBALARES (ABASTECIDOS) DE 330 l	 	628	37
2 TANQUES SUBALARES (ABASTECIDOS) DE 320 l	 	619	37

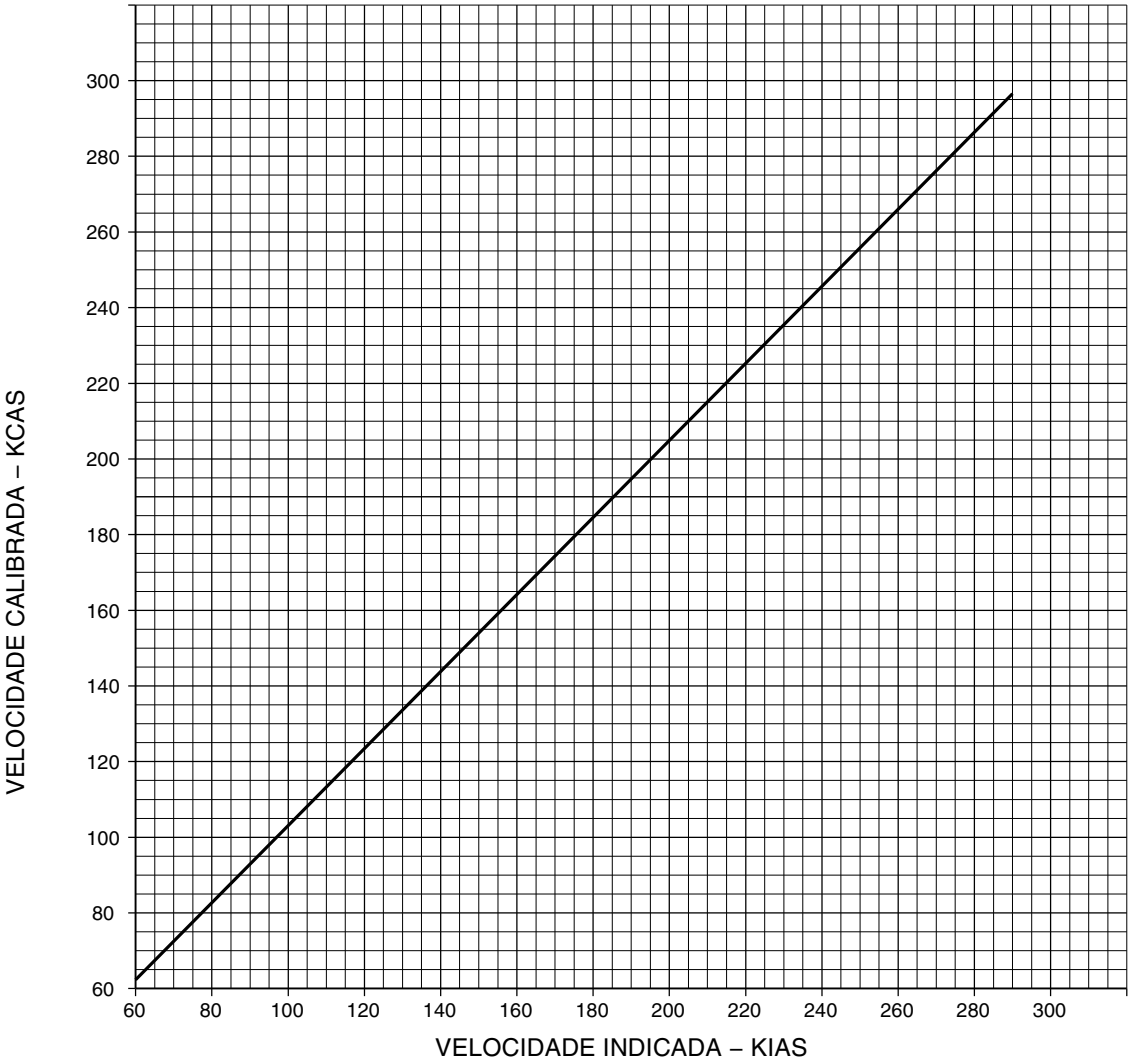
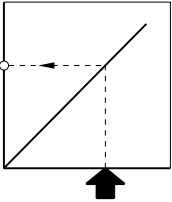
NOTA
 PILONES COM CABIDES PADRONIZADOS MA-4A
 OU EQUIVALENTES (22 kgf)

Figura A1-1

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO VELOCÍMETRO
(KIAS VERSUS KCAS)

TREM DE POUSO RECOLHIDO
FLAPES RECOLHIDOS

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: FEVEREIRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C



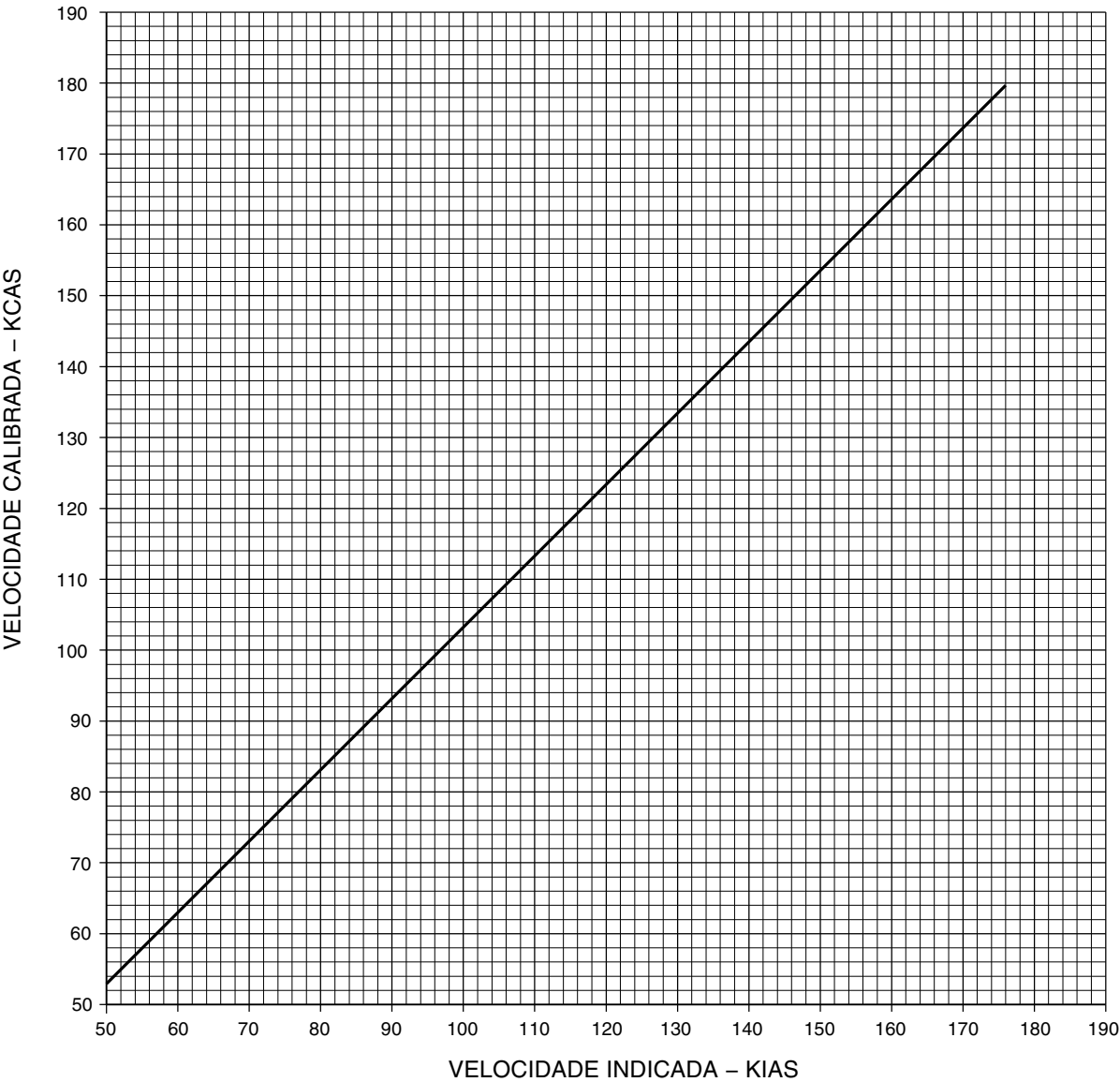
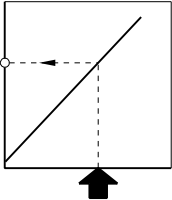
EM312MV010209B.DGN

Figura A1-2 (Folha 1 de 4)

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO VELOCÍMETRO
(KIAS VERSUS KCAS)

TREM DE POUSO RECOLHIDO
FLAPES DE DECOLAGEM

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: FEVEREIRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C



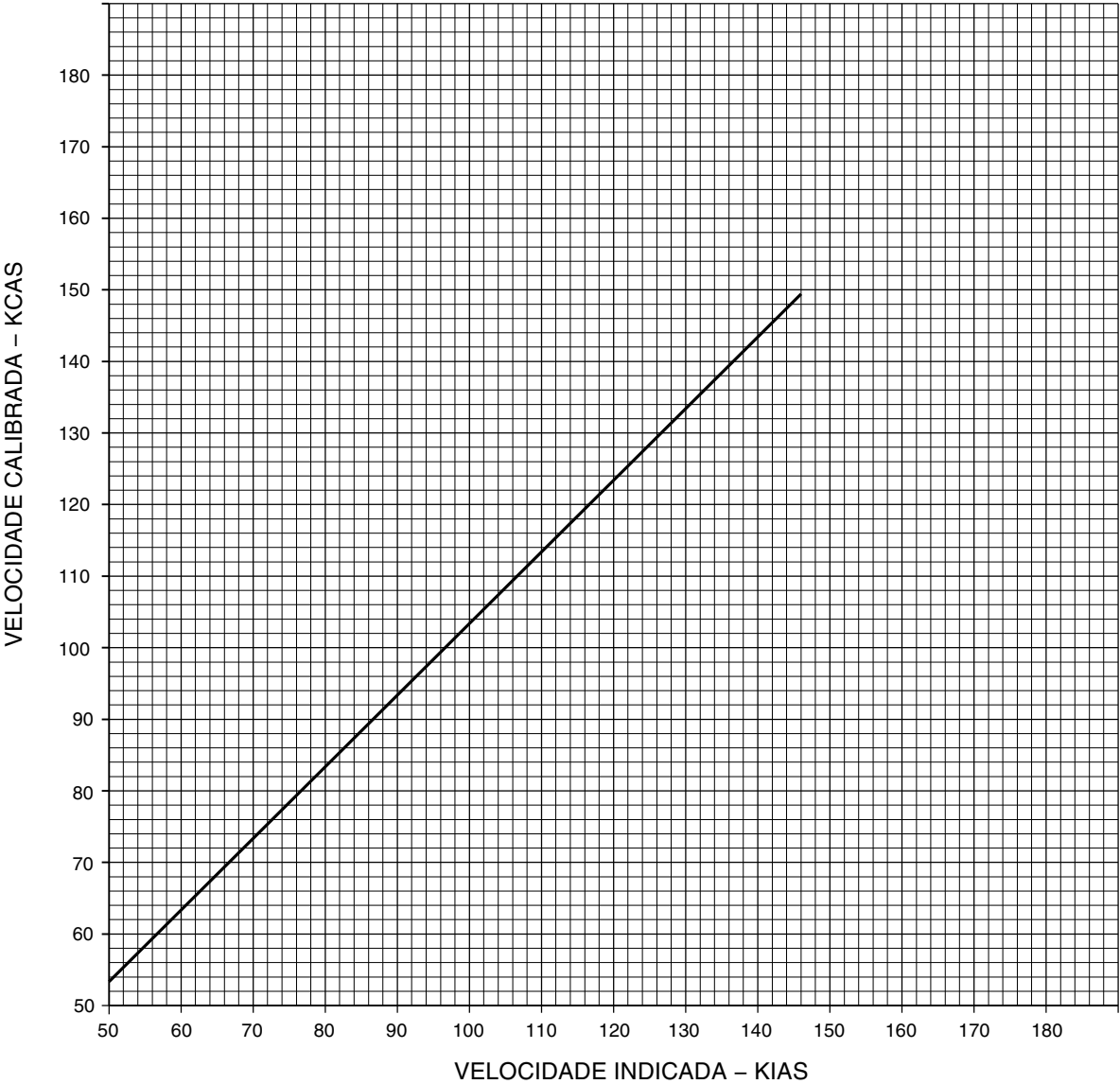
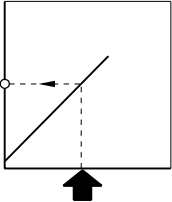
EMB312MV010210B.DGN

Figura A1-2 (Folha 2 de 4)

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO VELOCÍMETRO
(KIAS VERSUS KCAS)

TREM DE POUSO BAIXADO
FLAPES DE DECOLAGEM

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: FEVEREIRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C



EM312MV010211B.DGN

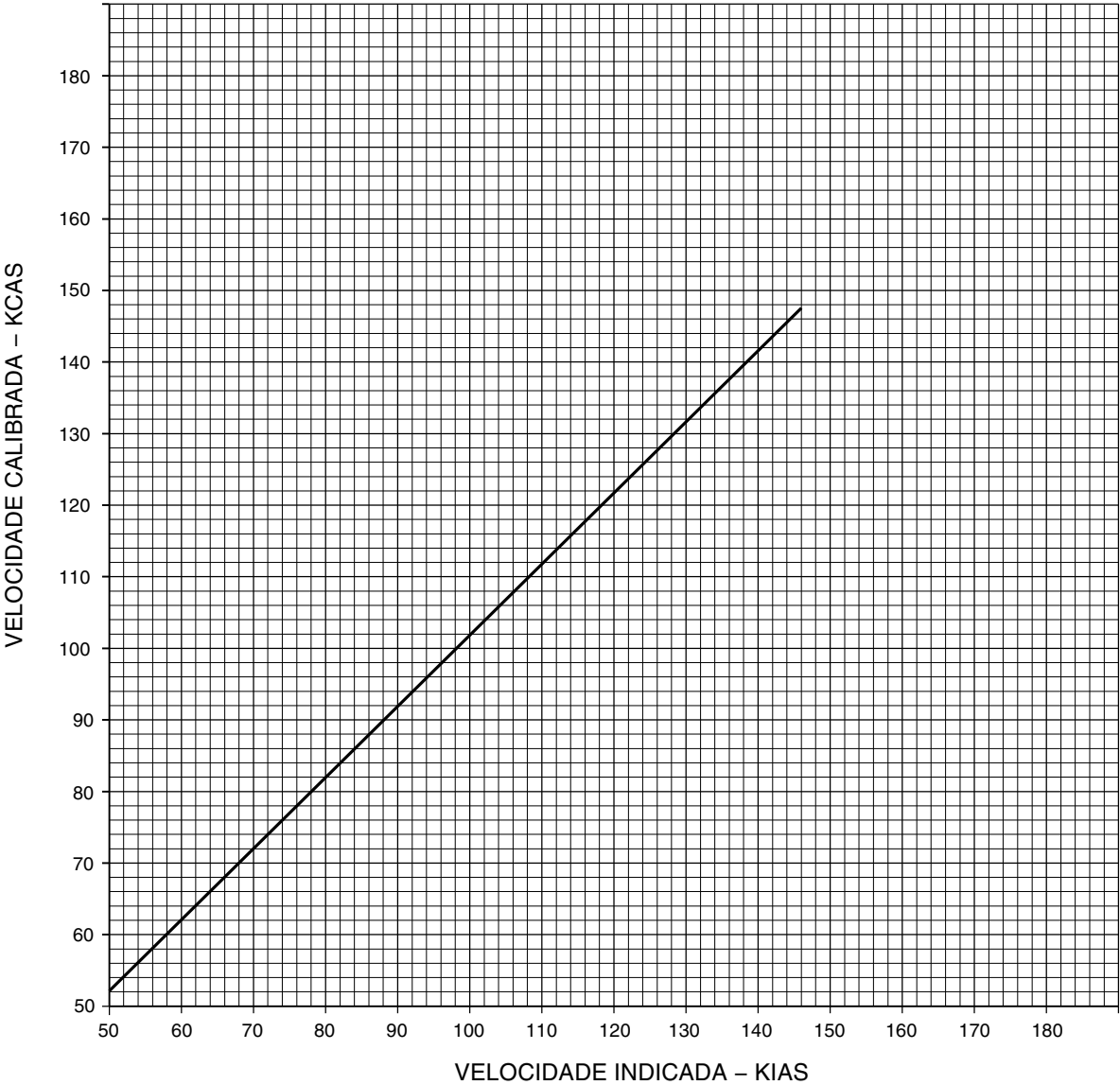
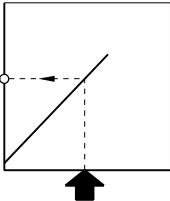
Figura A1-2 (Folha 3 de 4)

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO VELOCÍMETRO

(KIAS VERSUS KCAS)

TREM DE POUSO BAIXADO
FLAPES DE POUSO

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: FEVEREIRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C



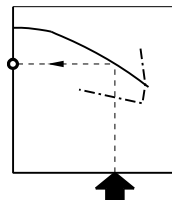
EM312MV010212B.DGN

Figura A1-2 (Folha 4 de 4)

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO ALTÍMETRO

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: FEVEREIRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

TREM DE POUSO RECOLHIDO
 FLAPES RECOLHIDOS

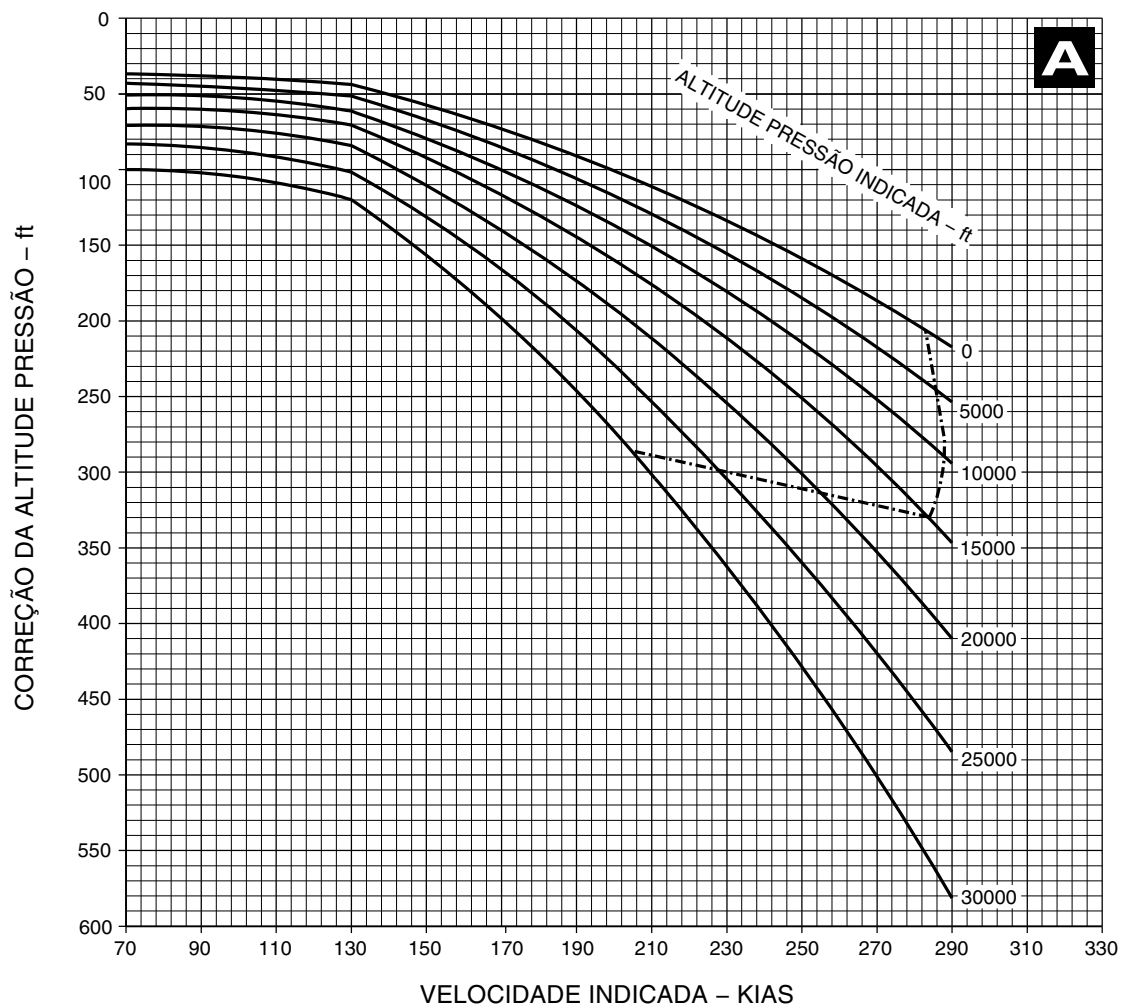


NOTA

O TRACEJADO (---) INDICA OS
 LIMITES DE VELOCIDADE (V_{NE})

NOTA

ADICIONE A CORREÇÃO DA ALTITUDE PRESSÃO
 À ALTITUDE PRESSÃO INDICADA PARA OBTER
 A ALTITUDE PRESSÃO VERDADEIRA.



EM312MV010213B.DGN

Figura A1-3 (Folha 1 de 3)

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO ALTÍMETRO

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: JUNHO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

TREM DE POUSO RECOLHIDO
FLAPES DE DECOLAGEM

NOTA

ADICIONE A CORREÇÃO DA ALTITUDE PRESSÃO
À ALTITUDE PRESSÃO INDICADA PARA OBTER
A ALTITUDE PRESSÃO VERDADEIRA.

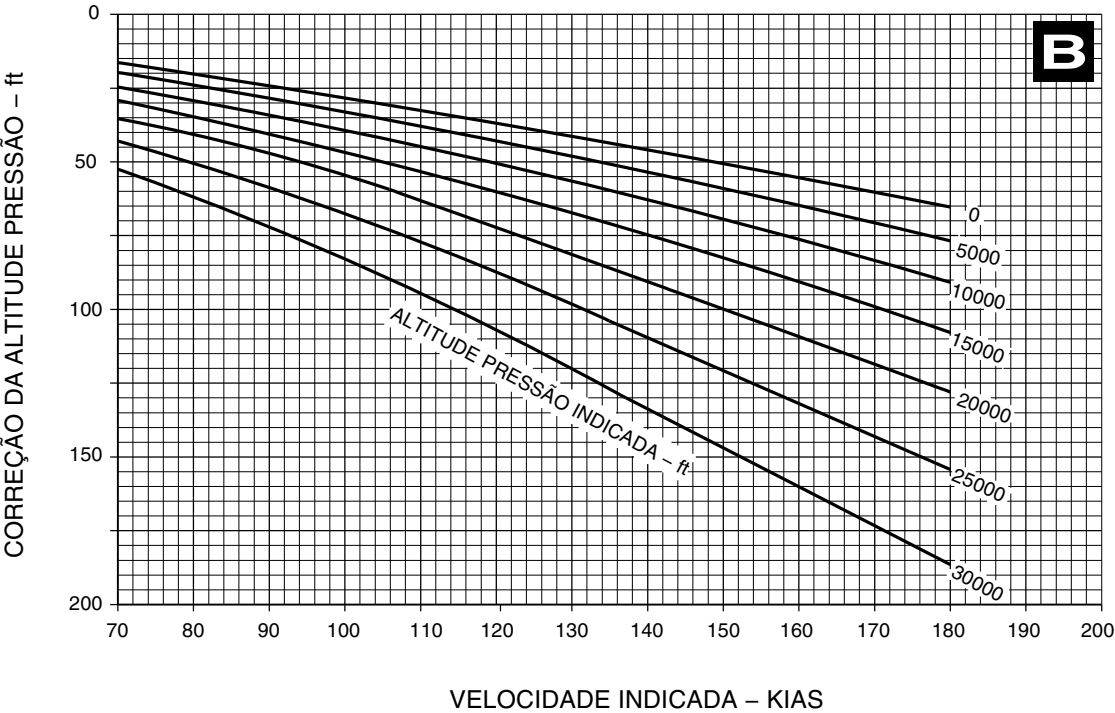
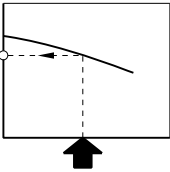
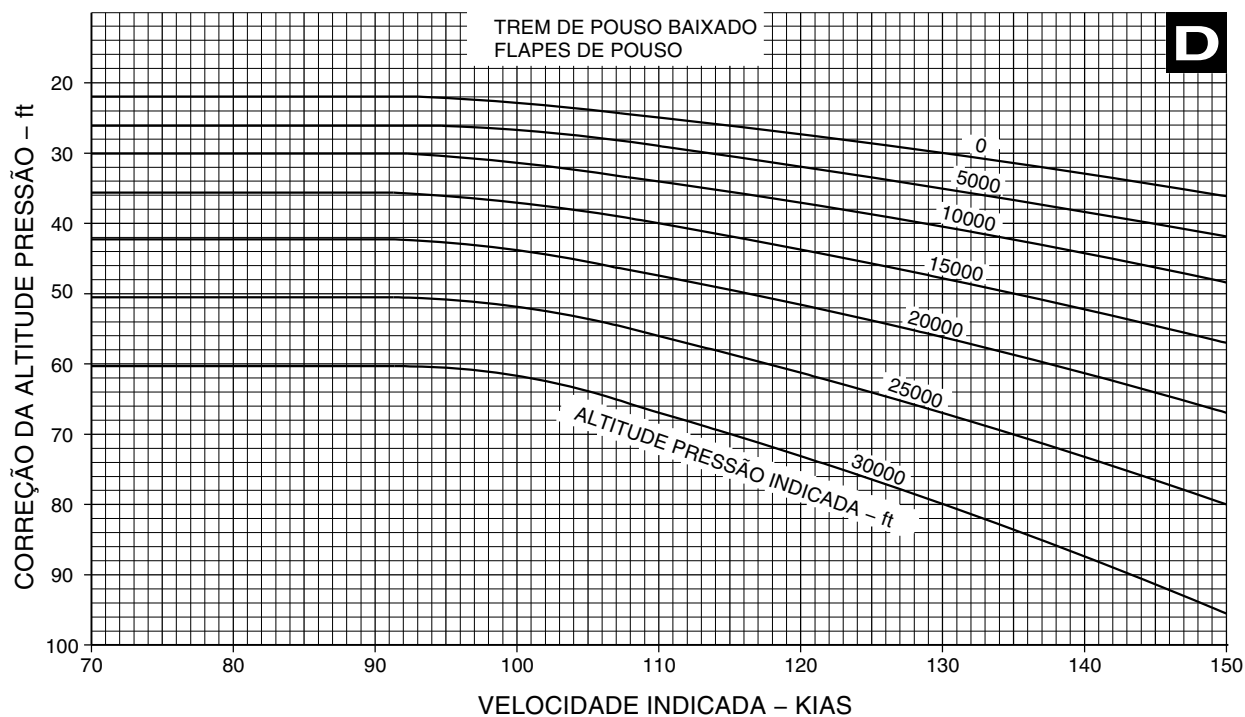
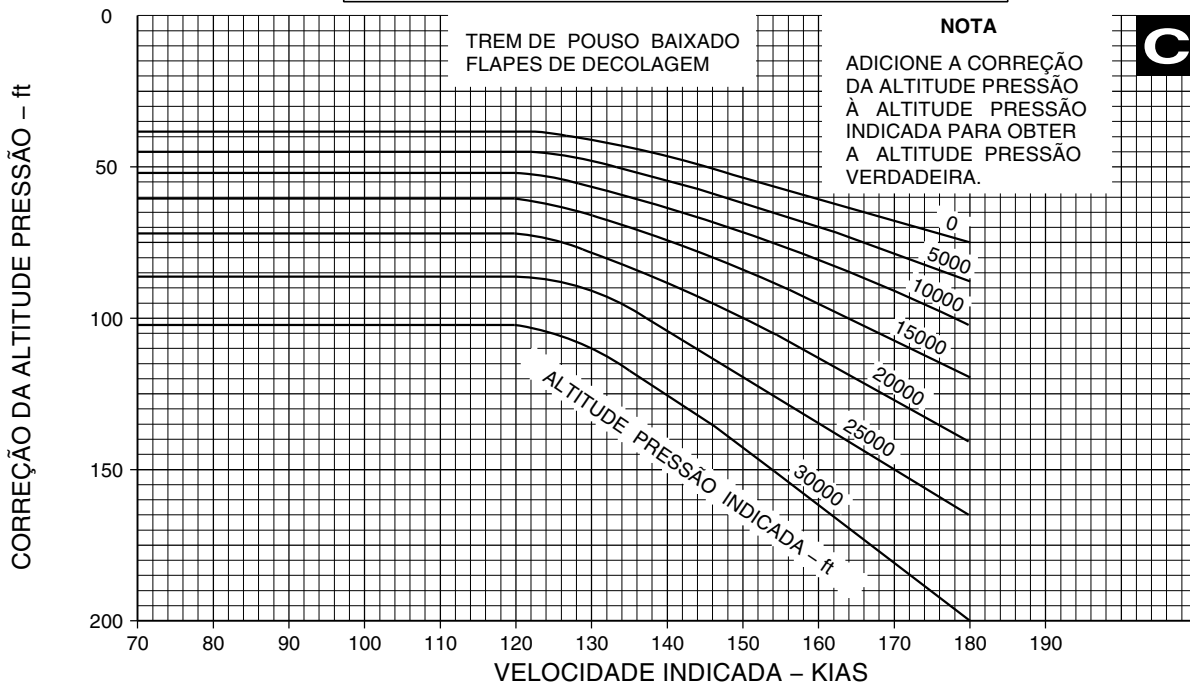
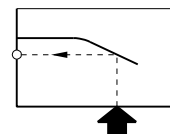


Figura A1-3 (Folha 2 de 3)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: FEVEREIRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

CORREÇÃO DE INSTALAÇÃO DO ALTÍMETRO

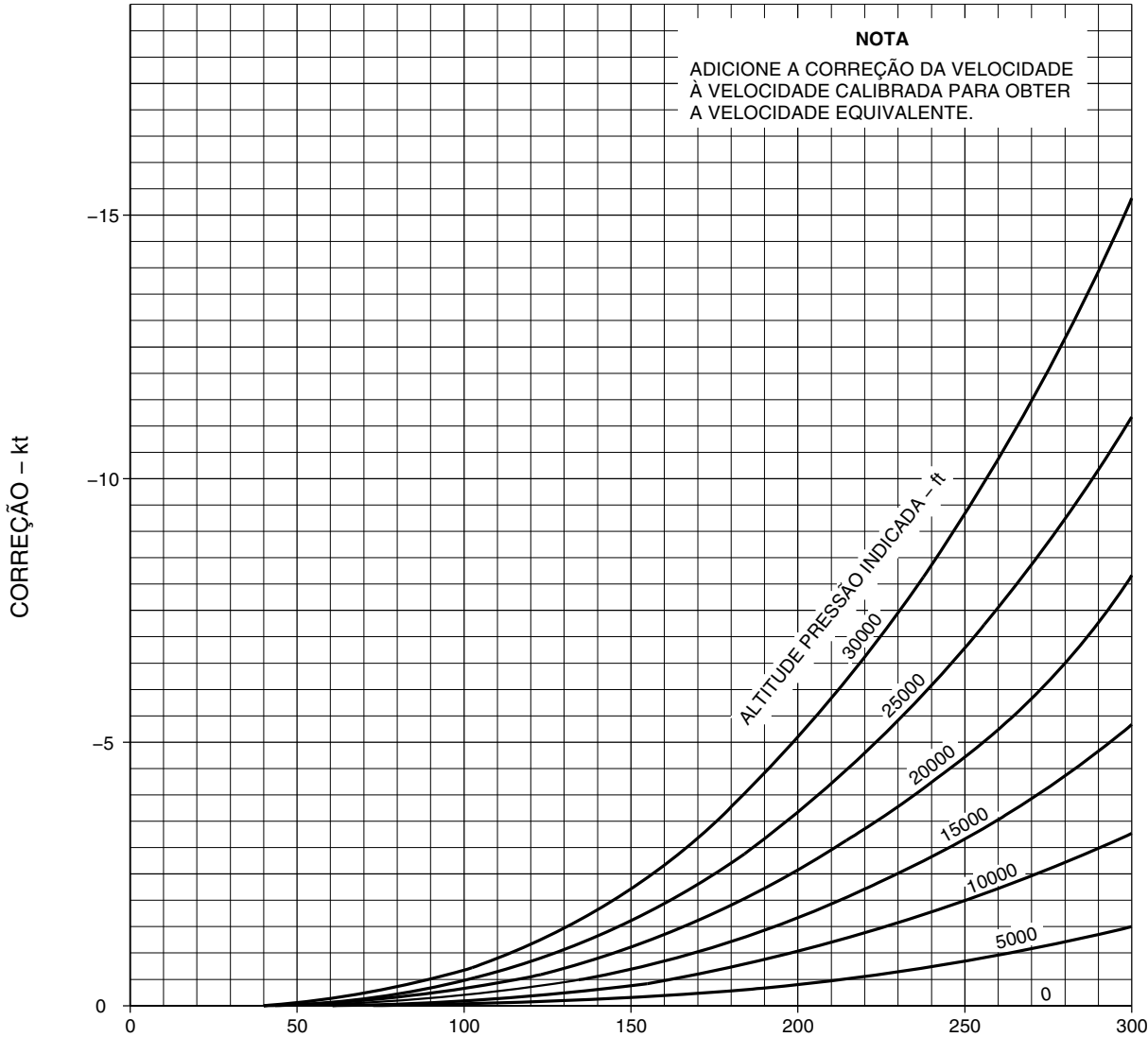
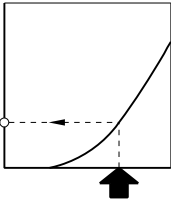


EM312MV010215B.DGN

Figura A1-3 (Folha 3 de 3)

CORREÇÃO DA VELOCIDADE CALIBRADA
EM FUNÇÃO DA COMPRESSIBILIDADE

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: SETEMBRO 1981
BASE DOS DADOS: CÁLCULO
MOTOR: PT6A-25C



EM312MV010216B.DGN

Figura A1-4

CORREÇÃO DA TEMPERATURA
DO AR EXTERNO INDICADA

TAE X TAEI X Δ ISA

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: FEVEREIRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

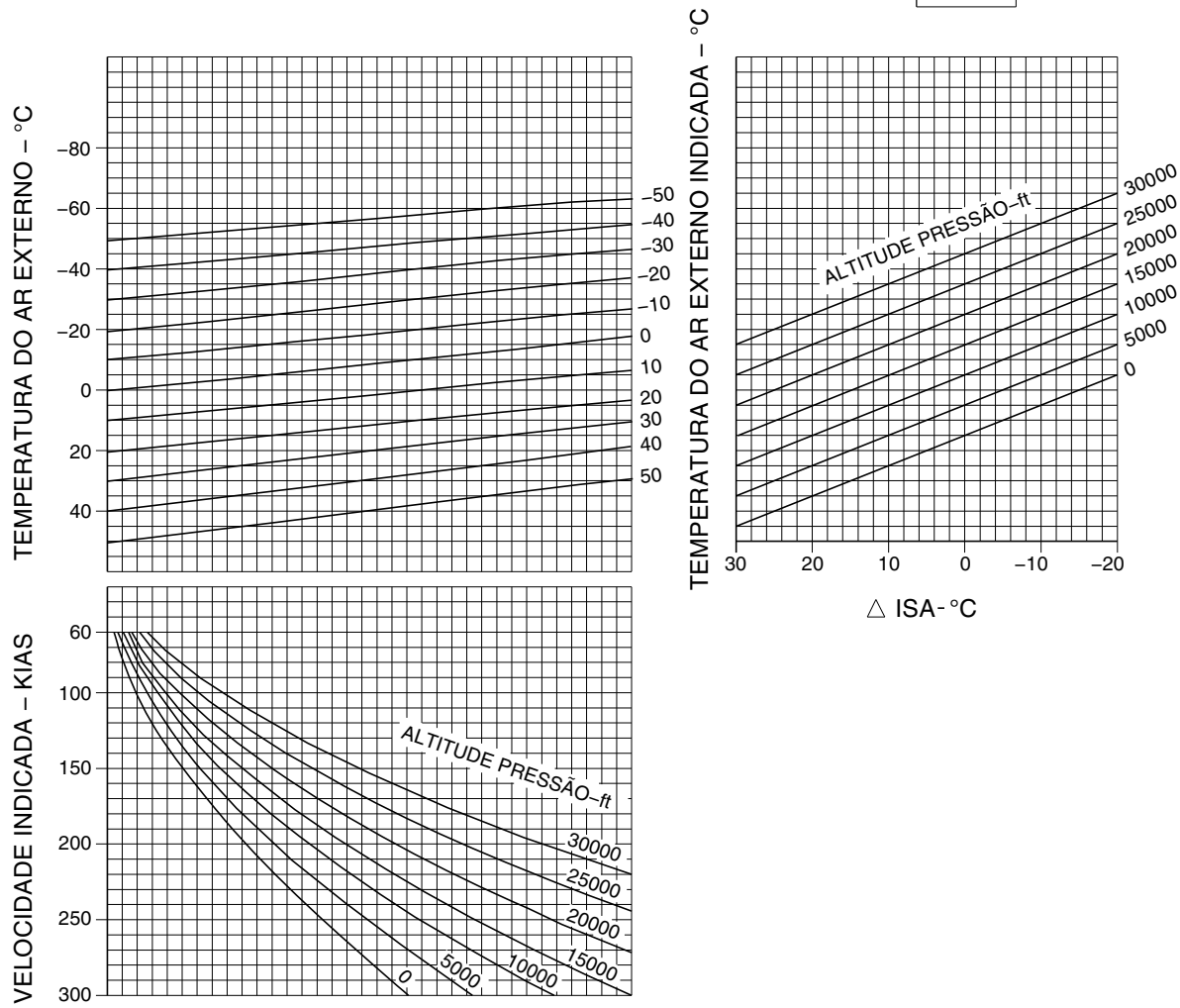
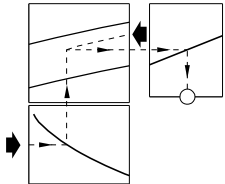
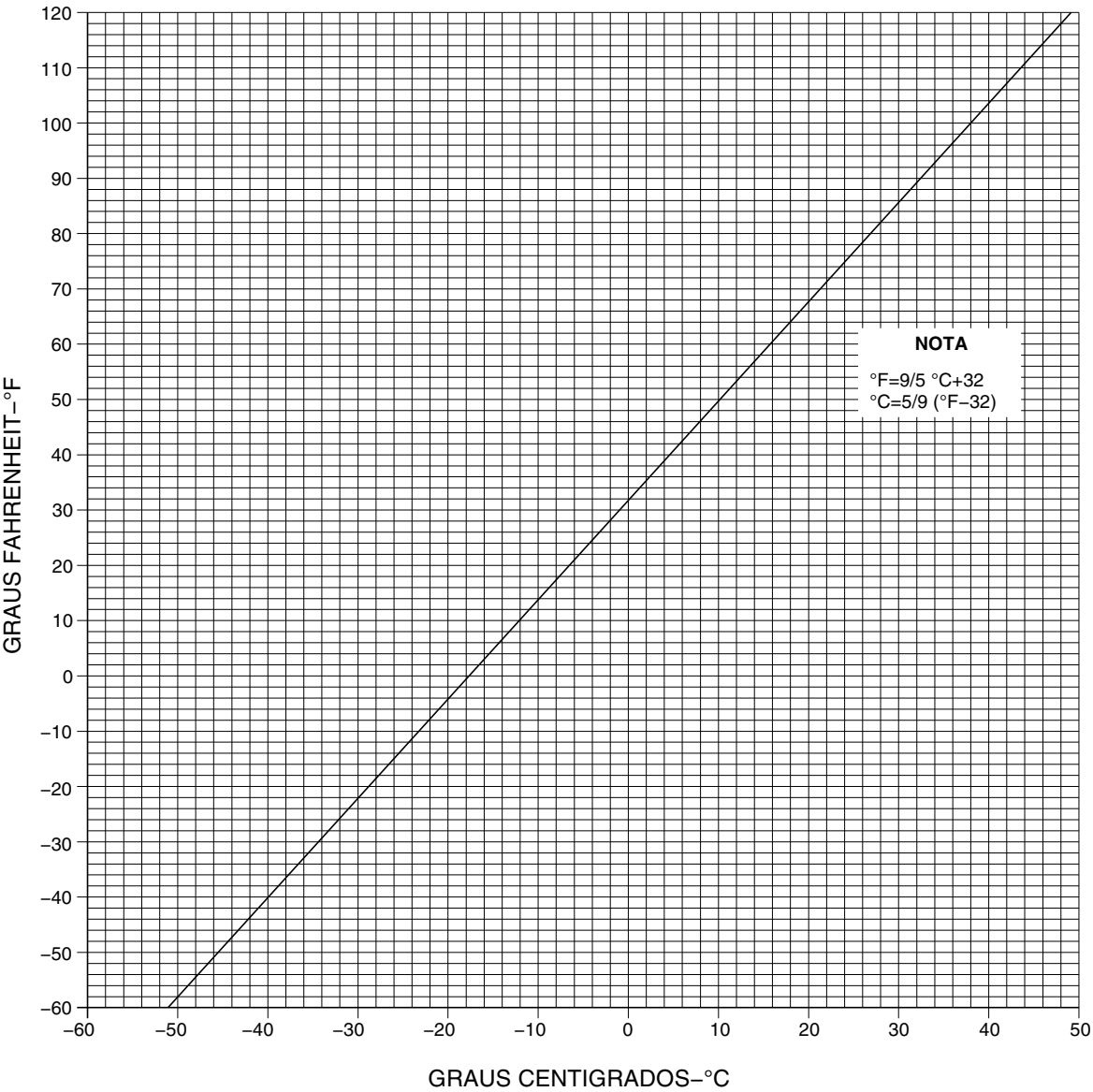
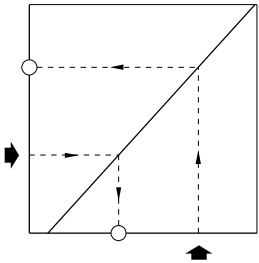


Figura A1-5

CONVERSÃO DE TEMPERATURA
GRAUS CENTIGRADOS – GRAUS FAHRENHEIT

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: SETEMBRO 1981
BASE DOS DADOS: CÁLCULO
MOTOR: PT6A-25C



EM312MV080044A.DGN

Figura A1-6

TABELA DE ATMOSFERA PADRÃO

AR PADRÃO AO NÍVEL DO MAR

T₀ = 15°C

1 in.Hg = 345,32 kg/m²

P₀ = 10332,3 kg/m²

C₀ = 340,4 m/s

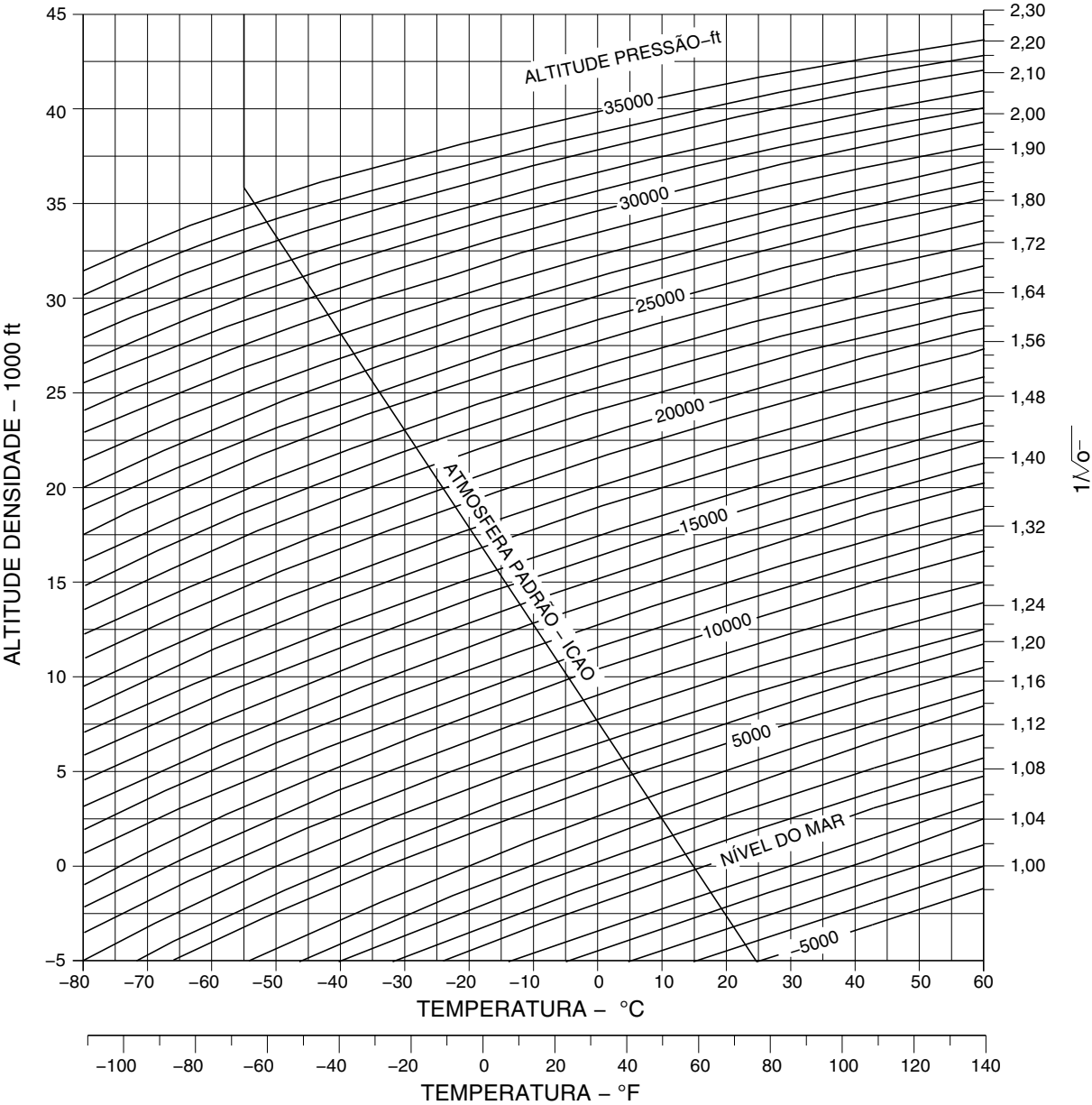
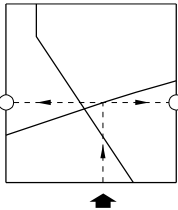
ρ₀ = 0,12492 kg.seg²/m⁴

BASEADA NA ATMOSFERA PADRÃO DA ORGANIZAÇÃO DE AVIAÇÃO CIVIL INTERNACIONAL (ICAO)
(RELATÓRIO TÉCNICO NACA Nº 3182)

ALTITUDE ft	RAZÃO DE DENSIDADE σ = ρ/ρ ₀	1/√σ	TEMPERATURA		RAZÃO DE VELOCIDADE DO SOM C/C ₀	PRESSÃO	
			°F	°C		in.Hg	RAZÃO δ = P/P ₀
-2000	1,0598	0,9714	66,132	18,962	1,0064	32,15	1,0744
-1000	1,0296	0,9855	62,566	16,981	1,0030	31,02	1,0367
0	1,0000	1,0000	59,000	15,000	1,0000	29,92	1,0000
1000	0,9711	1,0148	55,434	13,019	0,9966	28,86	0,9644
2000	0,9428	1,0299	51,868	11,038	0,9931	27,82	0,9298
3000	0,9151	1,0454	48,302	9,057	0,9896	26,82	0,8962
4000	0,8861	1,0611	44,735	7,075	0,9862	25,84	0,8637
5000	0,8617	1,0773	41,169	5,094	0,9827	24,90	0,8320
6000	0,8359	1,0938	37,603	3,113	0,9792	23,98	0,8014
7000	0,8106	1,1107	34,037	1,132	0,9756	23,09	0,7716
8000	0,7860	1,1279	30,471	-0,849	0,9721	22,22	0,7428
9000	0,7620	1,1456	26,905	-2,831	0,9686	21,39	0,7148
10000	0,7385	1,1637	23,338	-4,812	0,9650	20,58	0,6877
11000	0,7156	1,1822	19,772	-6,793	0,9614	19,79	0,6614
12000	0,6932	1,2011	16,206	-8,774	0,9579	19,03	0,6360
13000	0,6713	1,2205	12,640	-10,756	0,9543	18,29	0,6113
14000	0,6500	1,2403	9,074	-12,737	0,9507	17,58	0,5875
15000	0,6292	1,2606	5,508	-14,718	0,9470	16,89	0,5643
16000	0,6090	1,2815	1,941	-16,699	0,9434	16,22	0,5420
17000	0,5892	1,3028	-1,625	-18,681	0,9397	15,57	0,5203
18000	0,5699	1,3246	-5,191	-20,662	0,9361	14,94	0,4994
19000	0,5511	1,3470	-8,757	-22,643	0,9324	14,34	0,4791
20000	0,5328	1,3700	-12,323	-24,624	0,9287	13,75	0,4595
21000	0,5150	1,3935	-15,889	-26,605	0,9250	13,18	0,4406
22000	0,4976	1,4176	-19,456	-28,587	0,9213	12,64	0,4223
23000	0,4807	1,4424	-23,022	-30,568	0,9175	12,11	0,4046
24000	0,4642	1,4678	-26,588	-32,549	0,9138	11,60	0,3876
25000	0,4481	1,4938	-30,154	-34,530	0,9100	11,10	0,3711
26000	0,4325	1,5206	-33,720	-36,511	0,9062	10,63	0,3552
27000	0,4173	1,5480	-37,286	-38,492	0,9024	10,17	0,3398
28000	0,4025	1,5762	-40,852	-40,473	0,8986	9,72	0,3250
29000	0,3881	1,6052	-44,419	-42,455	0,8948	9,30	0,3107
30000	0,3741	1,6349	-47,985	-44,436	0,8909	8,88	0,2970

Figura A1-7

ALTITUDE DENSIDADE



EM312MV080045A.DGN

Figura A1-8

TABELA DE ALTITUDE DENSIDADE

NOTA

VELOCIDADE AERODINÂMICA = VELOCIDADE EQUIVALENTE x $1/\sqrt{\sigma}$

ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$
100	1,0015	3500	1,0532	6900	1,1090	10300	1,1692	13700	1,2343
200	1,0029	3600	1,0547	7000	1,1106	10400	1,1710	13800	1,2362
300	1,0044	3700	1,0564	7100	1,1123	10500	1,1729	13900	1,2382
400	1,0058	3800	1,0580	7200	1,1141	10600	1,1747	14000	1,2404
500	1,0074	3900	1,0595	7300	1,1158	10700	1,1766	14100	1,2424
600	1,0089	4000	1,0611	7400	1,1176	10800	1,1784	14200	1,2444
700	1,0103	4100	1,0627	7500	1,1192	10900	1,1804	14300	1,2464
800	1,0118	4200	1,0644	7600	1,1210	11000	1,1822	14400	1,2484
900	1,0133	4300	1,0660	7700	1,1227	11100	1,1840	14500	1,2505
1000	1,0148	4400	1,0676	7800	1,1245	11200	1,1860	14600	1,2525
1100	1,0163	4500	1,0692	7900	1,1261	11300	1,1878	14700	1,2545
1200	1,0178	4600	1,0703	8000	1,1279	11400	1,1896	14800	1,2566
1300	1,0193	4700	1,0724	8100	1,1297	11500	1,1916	14900	1,2587
1400	1,0208	4800	1,0740	8200	1,1315	11600	1,1935	15000	1,2607
1500	1,0223	4900	1,0756	8300	1,1331	11700	1,1953	15100	1,2626
1600	1,0239	5000	1,0772	8400	1,1349	11800	1,1973	15200	1,2647
1700	1,0253	5100	1,0789	8500	1,1368	11900	1,1992	15300	1,2668
1800	1,0268	5200	1,0805	8600	1,1384	12000	1,2011	15400	1,2689
1900	1,0284	5300	1,0821	8700	1,1403	12100	1,2031	15500	1,2710
2000	1,0299	5400	1,0839	8800	1,1421	12200	1,2050	15600	1,2731
2100	1,0315	5500	1,0855	8900	1,1438	12300	1,2069	15700	1,2752
2200	1,0330	5600	1,0872	9000	1,1456	12400	1,2088	15800	1,2773
2300	1,0346	5700	1,0889	9100	1,1474	12500	1,2103	15900	1,2794
2400	1,0361	5800	1,0904	9200	1,1492	12600	1,2127	16000	1,2814
2500	1,0376	5900	1,0922	9300	1,1510	12700	1,2146	16100	1,2835
2600	1,0392	6000	1,0937	9400	1,1527	12800	1,2165	16200	1,2857
2700	1,0407	6100	1,0954	9500	1,1546	12900	1,2185	16300	1,2878
2800	1,0422	6200	1,0971	9600	1,1563	13000	1,2204	16400	1,2900
2900	1,0437	6300	1,0988	9700	1,1582	13100	1,2225	16500	1,2920
3000	1,0454	6400	1,1005	9800	1,1600	13200	1,2244	16600	1,2942
3100	1,0469	6500	1,1022	9900	1,1618	13300	1,2264	16700	1,2963
3200	1,0484	6600	1,1039	10000	1,1637	13400	1,2284	16800	1,2985
3300	1,0501	6700	1,1056	10100	1,1655	13500	1,2303	16900	1,3006
3400	1,0516	6800	1,1073	10200	1,1674	13600	1,2323	17000	1,3028

Figura A1-9 (Folha 1 de 2)

TABELA DE ALTITUDE DENSIDADE

NOTA

VELOCIDADE AERODINÂMICA = VELOCIDADE EQUIVALENTE $\times 1/\sqrt{\sigma}$

ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$	ALTITUDE DENSIDADE ft	$1/\sqrt{\sigma}$
17100	1,3050	20500	1,3817	23900	1,4652	27300	1,5564
17200	1,3070	20600	1,3840	24000	1,4678	27400	1,5592
17300	1,3092	20700	1,3864	24100	1,4704	27500	1,5620
17400	1,3115	20800	1,3888	24200	1,4729	27600	1,5648
17500	1,3137	20900	1,3911	24300	1,4755	27700	1,5677
17600	1,3156	21000	1,3935	24400	1,4781	27800	1,5705
17700	1,3160	21100	1,3959	24500	1,4807	27900	1,5734
17800	1,3201	21200	1,3983	24600	1,4833	28000	1,5762
17900	1,3224	21300	1,4007	24700	1,4859	28100	1,5791
18000	1,3247	21400	1,4031	24800	1,4886	28200	1,5819
18100	1,3268	21500	1,4055	24900	1,4912	28300	1,5848
18200	1,3291	21600	1,4079	25000	1,4938	28400	1,5877
18300	1,3314	21700	1,4103	25100	1,4965	28500	1,5906
18400	1,3335	21800	1,4128	25200	1,4991	28600	1,5935
18500	1,3358	21900	1,4152	25300	1,5018	28700	1,5964
18600	1,3380	22000	1,4176	25400	1,5044	28800	1,5993
18700	1,3403	22100	1,4201	25500	1,5071	28900	1,6022
18800	1,3425	22200	1,4225	25600	1,5098	29000	1,6051
18900	1,3448	22300	1,4250	25700	1,5125	29100	1,6081
19000	1,3470	22400	1,4275	25800	1,5152	29200	1,6110
19100	1,3493	22500	1,4299	25900	1,5179	29300	1,6140
19200	1,3515	22600	1,4324	26000	1,5206	29400	1,6169
19300	1,3538	22700	1,4349	26100	1,5233	29500	1,6199
19400	1,3561	22800	1,4374	26200	1,5260	29600	1,6229
19500	1,3584	22900	1,4399	26300	1,5287	29700	1,6259
19600	1,3607	23000	1,4424	26400	1,5315	29800	1,6289
19700	1,3630	23100	1,4449	26500	1,5342	29900	1,6319
19800	1,3653	23200	1,4474	26600	1,5370	30000	1,6349
19900	1,3677	23300	1,4499	26700	1,5397		
20000	1,3700	23400	1,4525	26800	1,5425		
20100	1,3723	23500	1,4550	26900	1,5452		
20200	1,3746	23600	1,4575	27000	1,5480		
20300	1,3770	23700	1,4601	27100	1,5508		
20400	1,3793	23800	1,4626	27200	1,5536		

Figura A1-9 (Folha 2 de 2)

TABELA DE ALTITUDE PRESSÃO

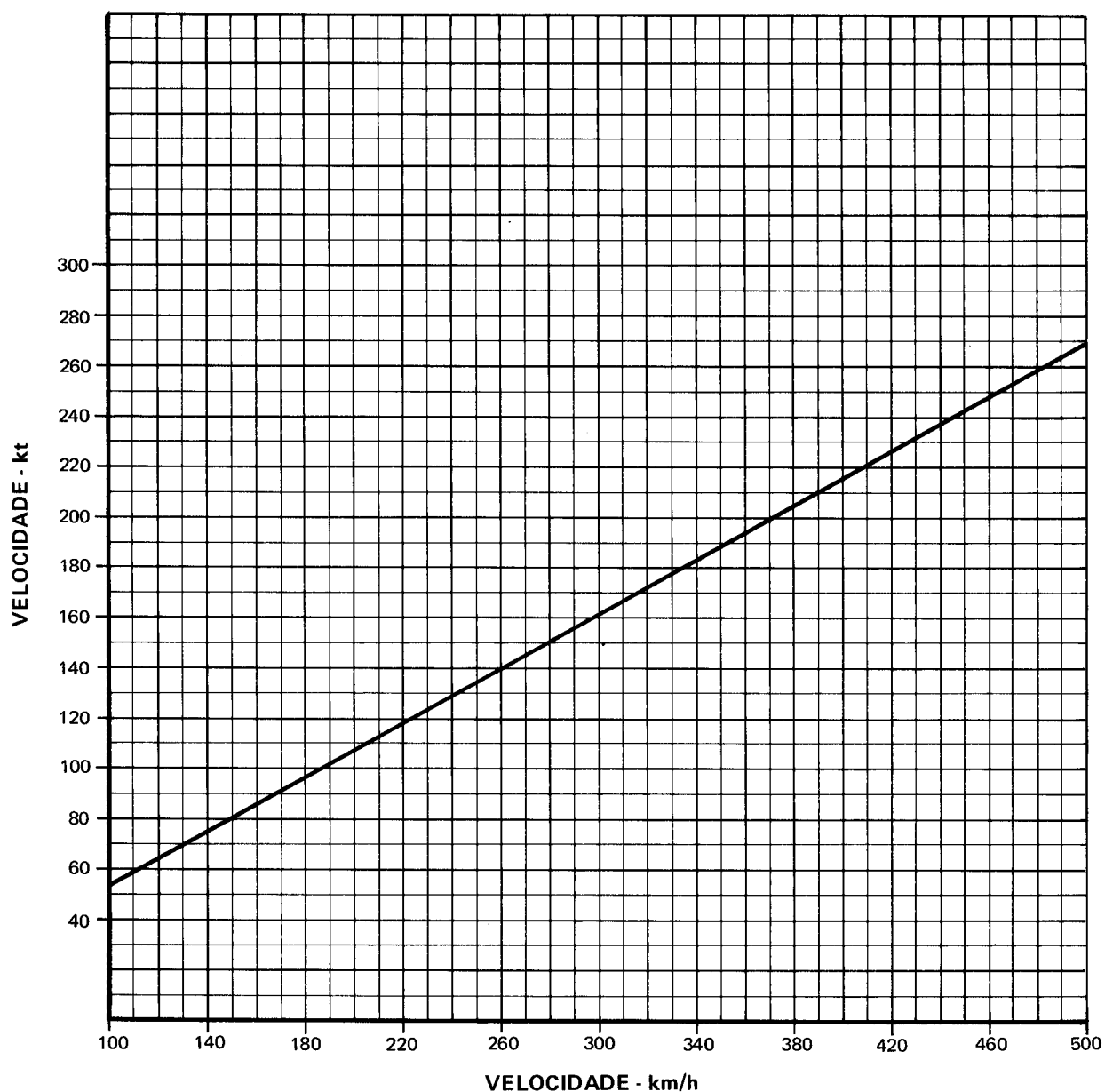
mbar versus ft

mbar	ft	mbar	ft	mbar	ft	mbar	ft	mbar	ft
1050,0	-989	1029,0	-427	1008,0	143	987,0	724	966,0	1315
1049,5	-975	1028,5	-413	1007,5	157	986,5	738	965,5	1329
1049,0	-962	1028,0	-400	1007,0	171	986,0	752	965,0	1343
1048,5	-949	1027,5	-386	1006,5	184	985,5	766	964,5	1358
1048,0	-936	1027,0	-373	1006,0	198	985,0	780	964,0	1372
1047,5	-922	1026,5	-359	1005,5	212	984,5	794	963,5	1386
1047,0	-909	1026,0	-346	1005,0	226	984,0	808	963,0	1400
1046,5	-896	1025,5	-332	1004,5	239	983,5	822	962,5	1414
1046,0	-882	1025,0	-319	1004,0	253	983,0	836	962,0	1429
1045,5	-869	1024,5	-305	1003,5	267	982,5	850	961,5	1443
1045,0	-856	1024,0	-292	1003,0	281	982,0	864	961,0	1457
1044,5	-842	1023,5	-278	1002,5	294	981,5	878	960,5	1471
1044,0	-829	1023,0	-265	1002,0	308	981,0	892	960,0	1486
1043,5	-816	1022,5	-251	1001,5	322	980,5	906	959,5	1500
1043,0	-802	1022,0	-238	1001,0	336	980,0	920	959,0	1514
1042,5	-789	1021,5	-224	1000,5	349	979,5	934	958,5	1529
1042,0	-776	1021,0	-211	1000,0	363	979,0	948	958,0	1543
1041,5	-762	1020,5	-197	999,5	377	978,5	962	957,5	1557
1041,0	-749	1020,0	-183	999,0	391	978,0	976	957,0	1571
1040,5	-736	1019,5	-170	998,5	405	977,5	990	956,5	1586
1040,0	-722	1019,0	-156	998,0	419	977,0	1004	956,0	1600
1039,5	-709	1018,5	-143	997,5	432	976,5	1018	955,5	1614
1039,0	-696	1018,0	-129	997,0	446	976,0	1032	955,0	1629
1038,5	-682	1017,5	-115	996,5	460	975,5	1046	954,5	1643
1038,0	-669	1017,0	-102	996,0	474	975,0	1060	954,0	1657
1037,5	-655	1016,5	-88	995,5	488	974,5	1075	953,5	1672
1037,0	-642	1016,0	-75	995,0	502	974,0	1089	953,0	1686
1036,5	-629	1015,5	-61	994,5	515	973,5	1103	952,5	1700
1036,0	-615	1015,0	-47	994,0	529	973,0	1117	952,0	1715
1035,5	-602	1014,5	-34	993,5	543	972,5	1131	951,5	1729
1035,0	-588	1014,0	-20	993,0	557	972,0	1145	951,0	1743
1034,5	-575	1013,5	-6	992,5	571	971,5	1159	950,5	1758
1034,0	-562	1013,0	0	992,0	585	971,0	1173	950,0	1772
1033,5	-548	1012,5	20	991,5	599	970,5	1187	949,5	1787
1033,0	-535	1012,0	34	991,0	613	970,0	1202	949,0	1801
1032,5	-521	1011,5	47	990,5	627	969,5	1216	948,5	1815
1032,0	-508	1011,0	61	990,0	640	969,0	1230	948,0	1830
1031,5	-494	1010,5	75	989,5	654	968,5	1244	947,5	1844
1031,0	-481	1010,0	88	989,0	668	968,0	1258	947,0	1859
1030,5	-467	1009,5	102	988,5	682	967,5	1272	946,5	1873
1030,0	-454	1009,0	116	988,0	696	967,0	1287	946,0	1888
1029,5	-440	1008,5	129	987,5	710	966,5	1301	945,5	1902

Figura A1-10

CONVERSÃO DE VELOCIDADE
kt VERSUS km/h

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: SETEMBRO 1981
BASE DOS DADOS: CÁLCULO
MOTOR: PT6A-25C

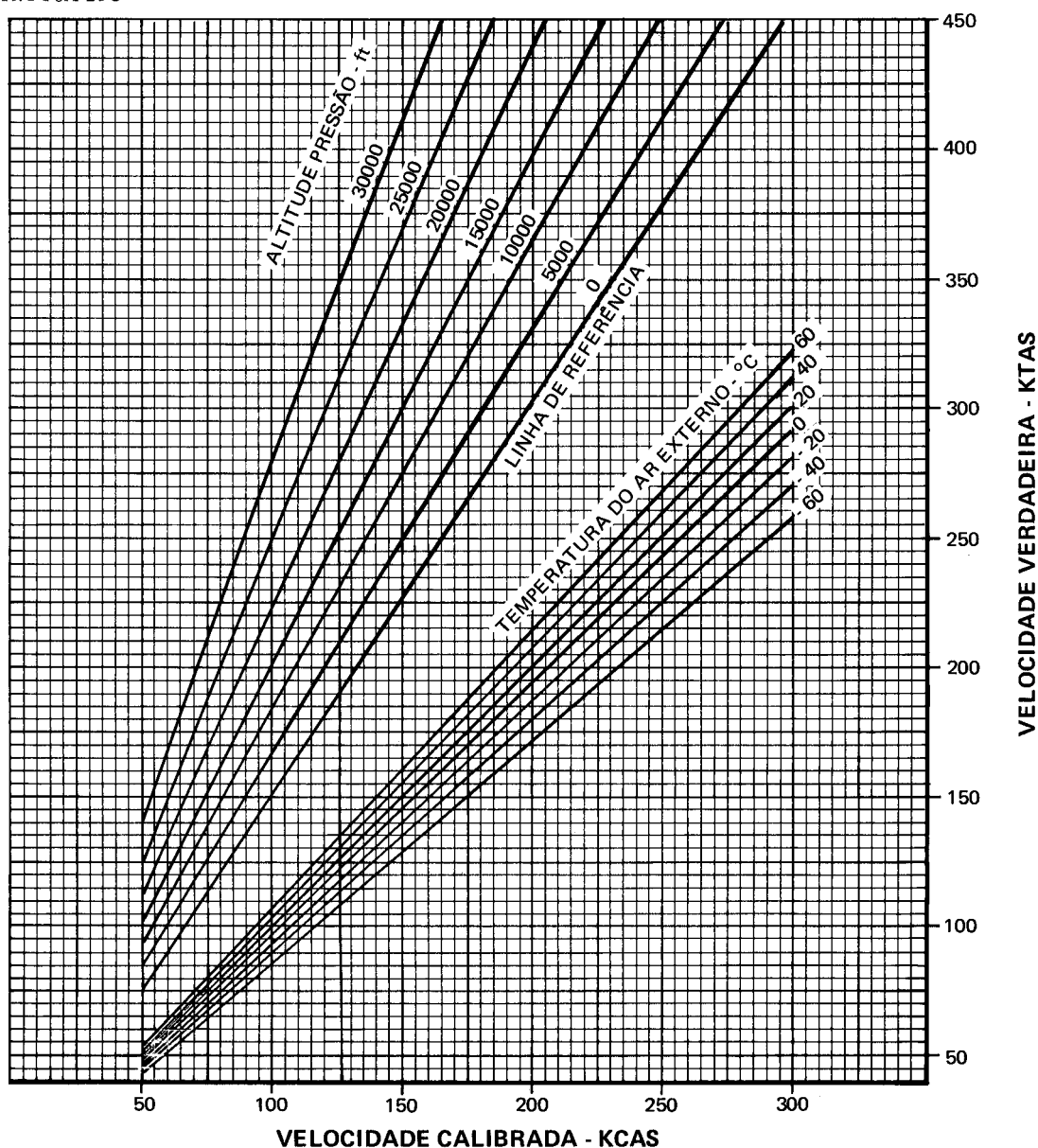


EMB121V/080034A.TIF

Figura A1-11 (Folha 1 de 2)

CONVERSÃO DE VELOCIDADE KCAS VERSUS KTAS

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: SETEMBRO 1981
 BASE DOS DADOS: CÁLCULO
 MOTOR: PT6A-25C



EM312M/080035A.TIF

Figura A1-11 (Folha 2 de 2)

TABELA DE CONVERSÃO DE UNIDADES

TEMPERATURA		DISTÂNCIA				VELOCIDADE					
°C	°F	ft	m	NM	km	kt	ft/s	ft/min	m/s	m/min	kt
100	200	15,000	4500	3000	5500	700		70,000	360		700
90	180	14,000			5000		1100		320	20,000	
80	160	13,000	4000	2500	4500	600	1000	60,000	280		600
70	140	12,000	3500		4000		900		240		
60	120	11,000			3500	500	800	50,000	200	15,000	500
50	100	10,000	3000	2000	3000		700		160		
40	80	9,000			2500	400	600	40,000	120	10,000	300
30	60	8,000	2500	1500	2000		500		80		
20	40	7,000	2000		1500	300	400	30,000	40	5,000	100
10	20	6,000			1000		300		20		
0	0	5,000	1500	500	500	200	200	20,000	10		
-10	-20	4,000	1000		500		100		5		
-20	-40	3,000	500			100		10,000			
-30	-60	2,000									
-40		1,000									
-50		0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
NOTA: PARA OBTER GALÕES U.S., MULTIPLIQUE LITROS POR 0,264 PARA OBTER GALÕES IMPERIAIS, MULTIPLIQUE LITROS POR 0,220 PARA OBTER POLEGADAS DE MERCÚRIO, MULTIPLIQUE MILIBARES POR 0,0295 PARA OBTER LIBRAS, MULTIPLIQUE QUILOGRAMAS POR 2,20											

EM312MV080046A.DGN

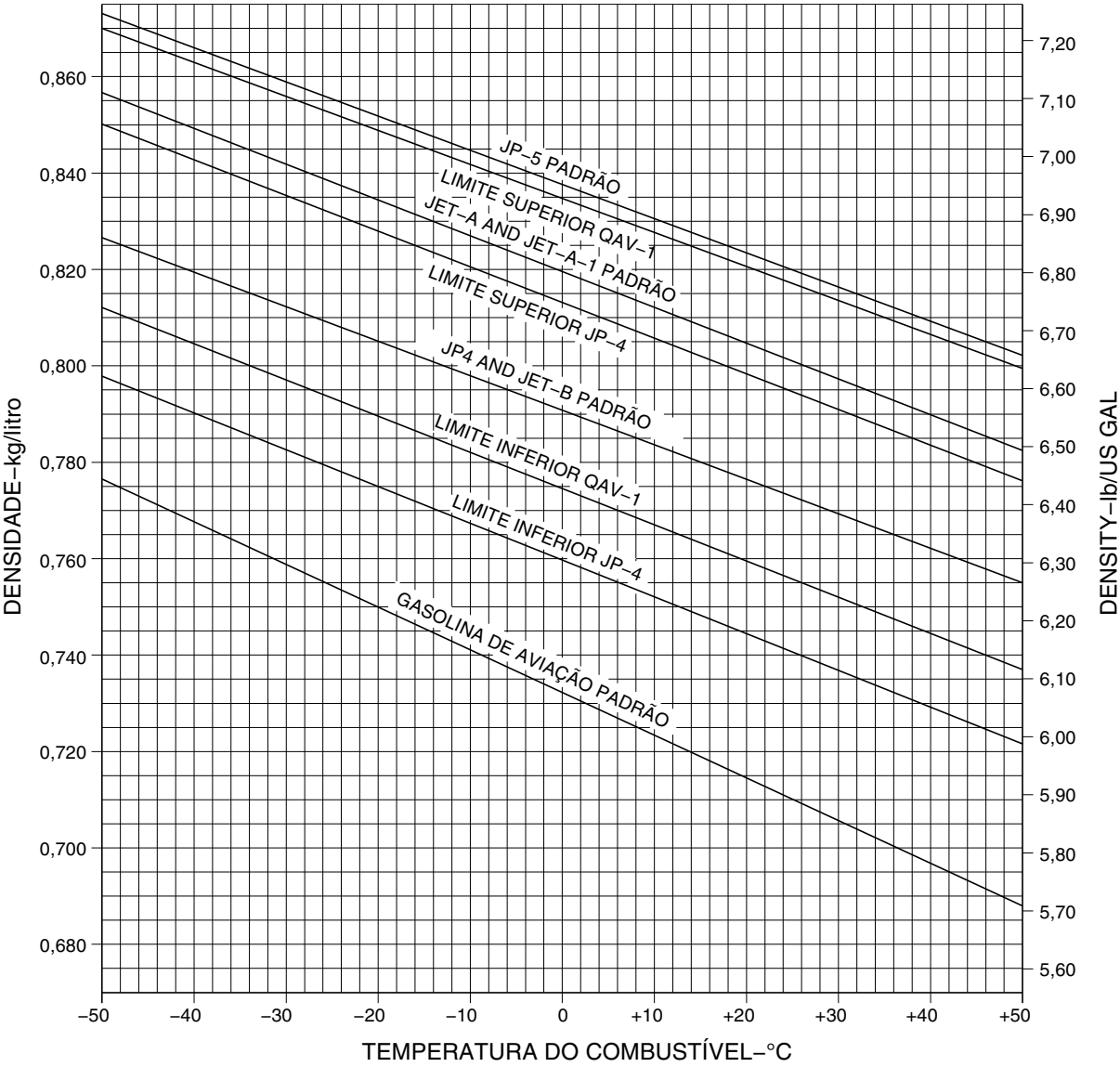
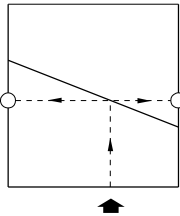
Figura A1-12

GRÁFICO DE CORREÇÃO DE DENSIDADE DE COMBUSTÍVEL

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: SETEMBRO 1981
BASE DOS DADOS: CÁLCULO
MOTOR: PT6A-25C

NOTA

- 1. Para obter a densidade em lb/us. gal multiplique a densidade em kg/l por 8,3.
- 2. A temperatura de combustível pode ser diferente da temperatura ambiente.



EM312MV080047A.DGN

Figura A1-13

VELOCIDADE DE ESTOL SEM POTÊNCIA

TREM DE POUSO RECOLHIDO
FLAPES RECOLHIDOS

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: FEVEREIRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

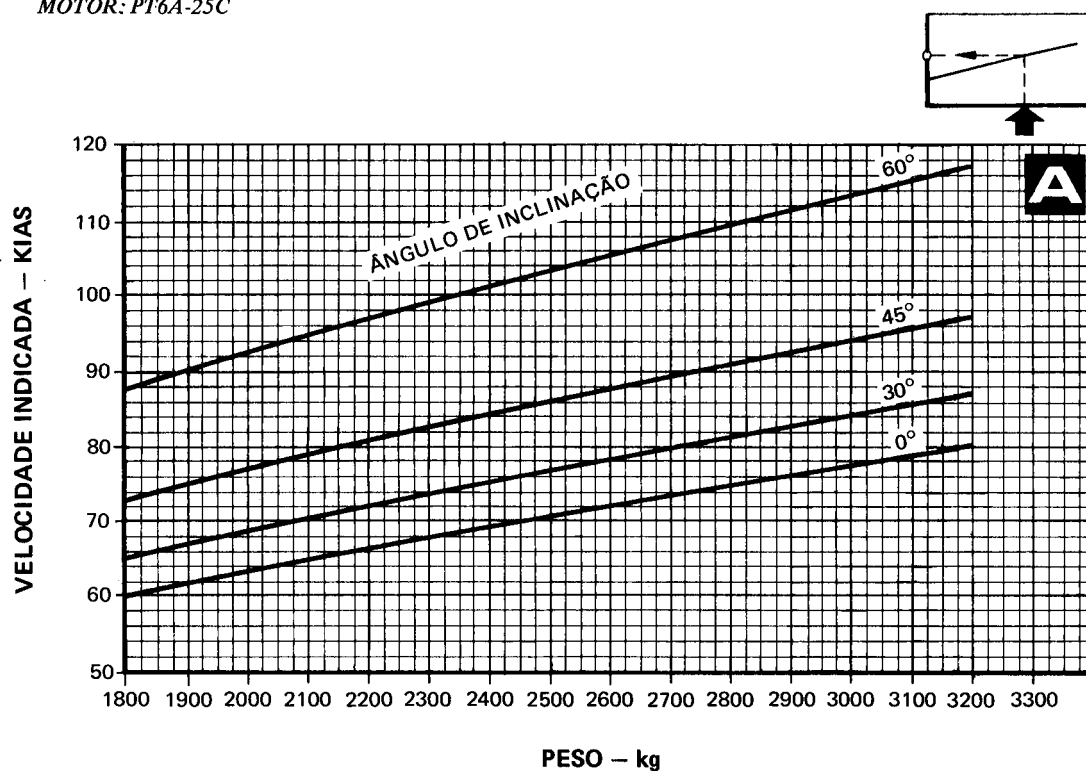
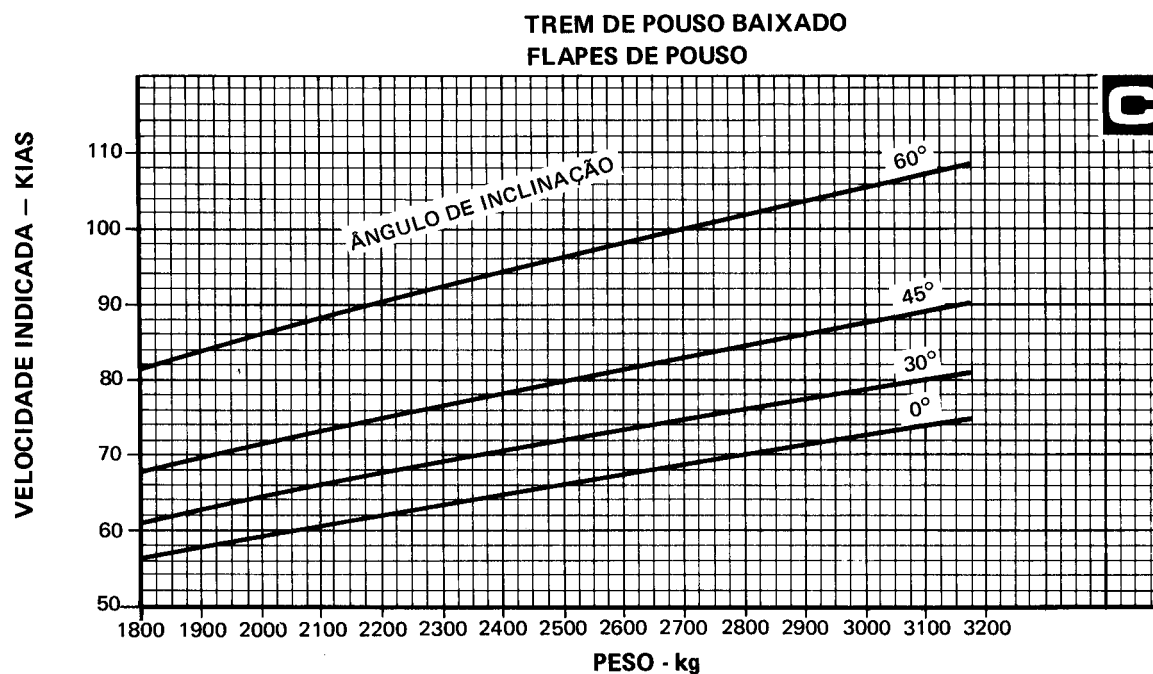
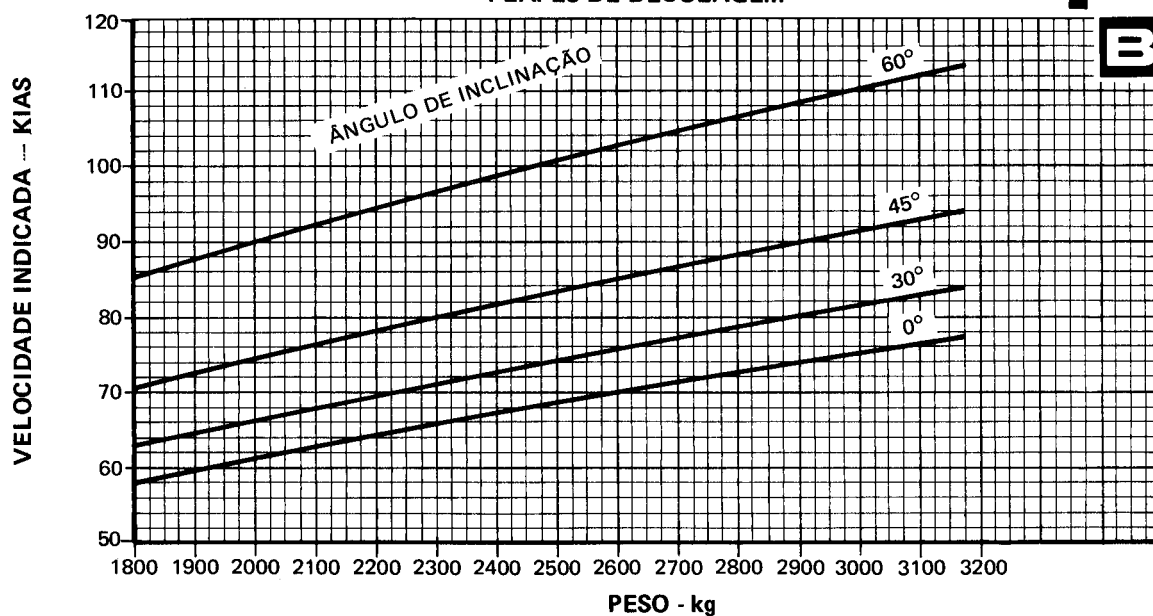
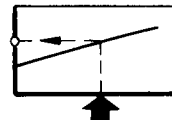


Figura A1-14 (Folha 1 de 2)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: FEVEREIRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

VELOCIDADE DE ESTOL SEM POTÊNCIA

TREM DE POUSO BAIXADO
 FLAPES DE DECOLAGEM



EM312MVO80037A.TIF

Figura A1-14 (Folha 2 de 2)

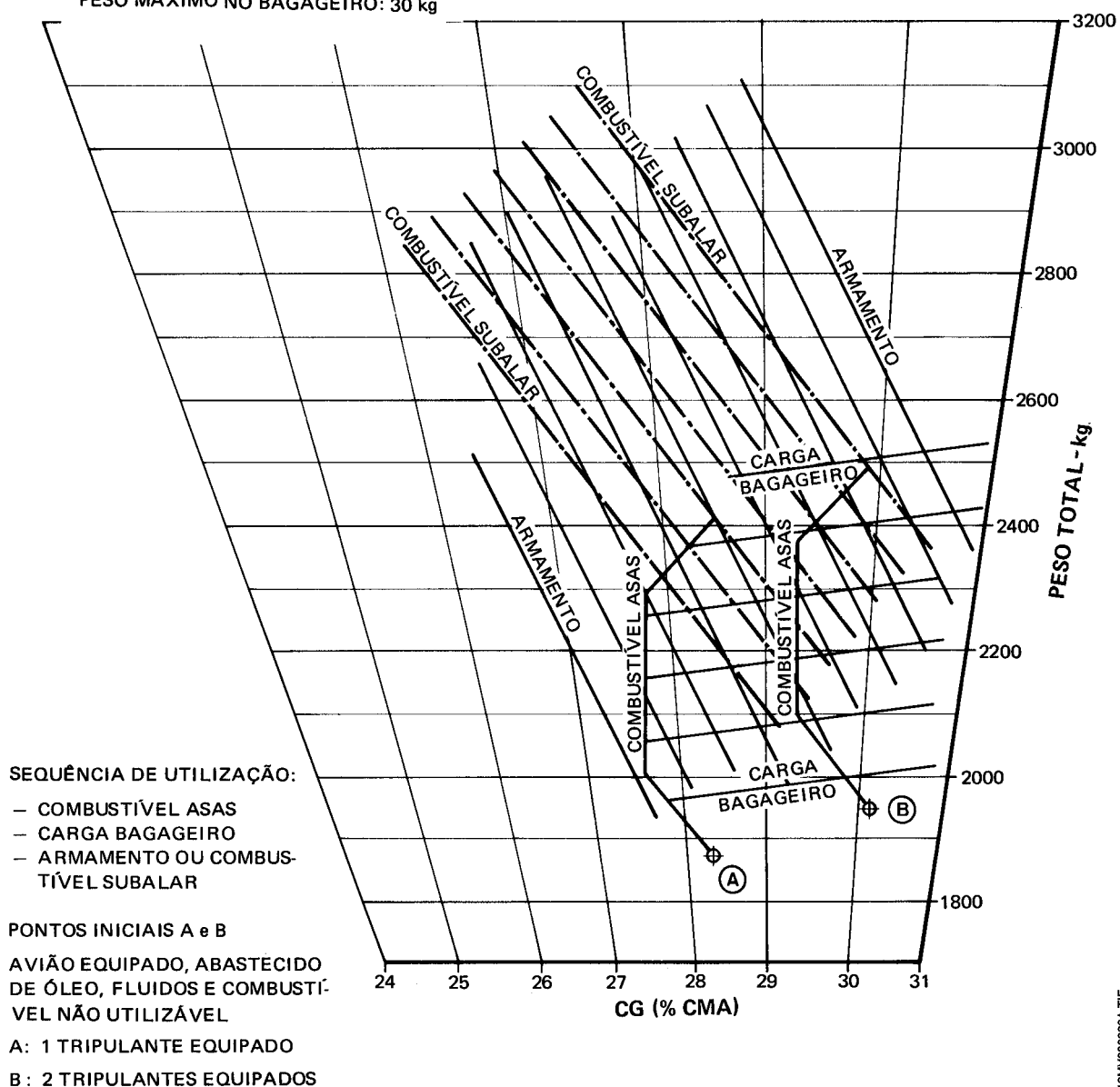
PESO DA AERONAVE E POSIÇÃO DO CG

NOTA

- VÔO COM 2 TRIPULANTES — PESO MÁXIMO NO BAGAGEIRO: 10 kg
- EM QUALQUER OUTRA CONDIÇÃO PESO MÁXIMO NO BAGAGEIRO: 30 kg

NOTA

CONSULTE T.O. 1-1B-40 PARA DADOS REAIS DE PESO E CG DE DECOLAGEM DO AVIÃO.



EM312M/060038A.TIF

Figura A1-15 (Folha 1 de 2)

PESO DA AERONAVE E POSIÇÃO DO CG

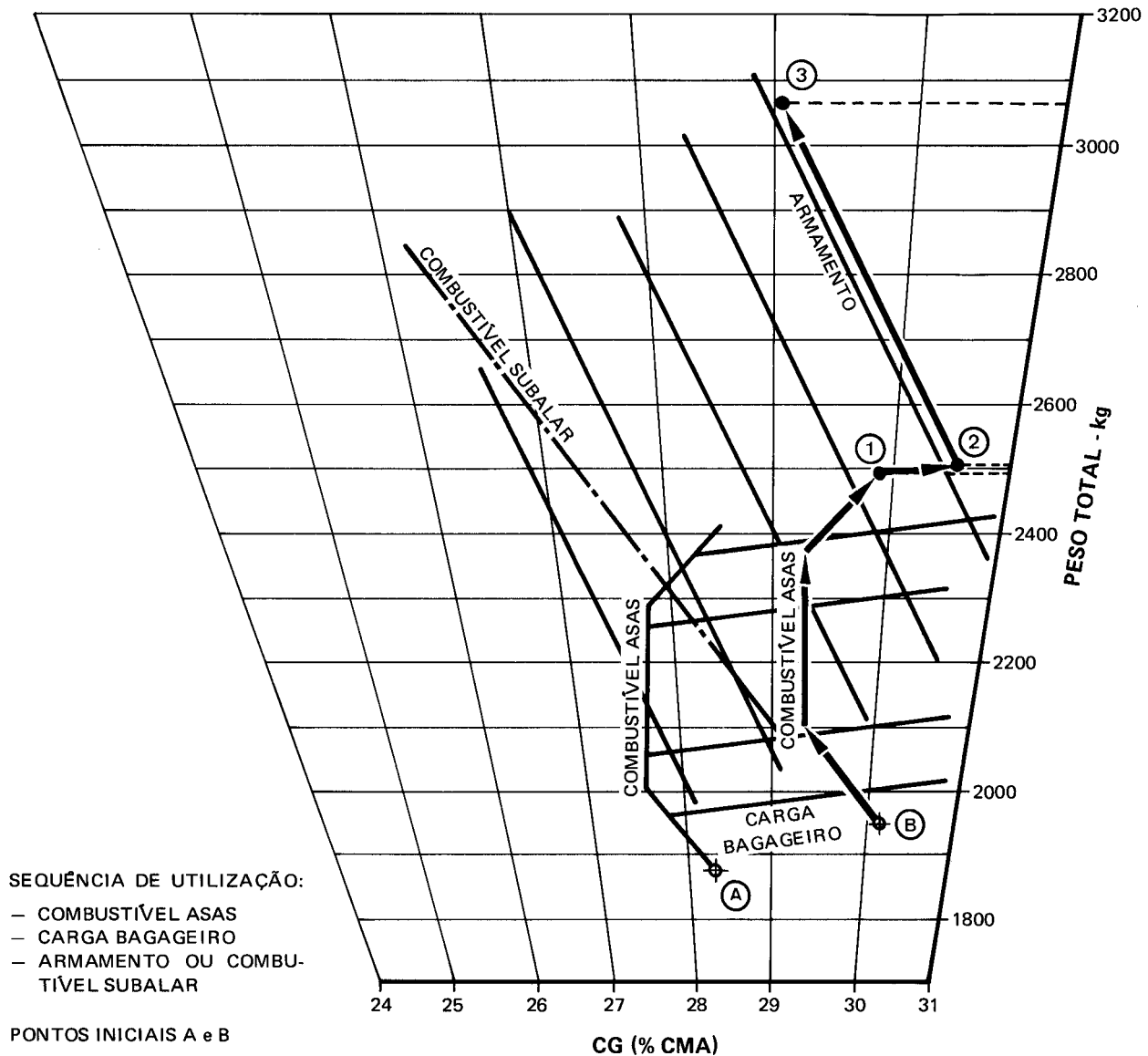
EXEMPLO

NOTA

- VÔO COM 2 TRIPULANTES – PESO MÁXIMO NO BAGAGEIRO: 10 kg.
- EM QUALQUER OUTRA CONDIÇÃO PESO MÁXIMO NO BAGAGEIRO: 30 kg.

NOTA

CONSULTE T.O. 1-1B-40 PARA DADOS REAIS DE PESO E CG DE DECOLAGEM DO AVIÃO.



SEQUÊNCIA DE UTILIZAÇÃO:

- COMBUSTÍVEL ASAS
- CARGA BAGAGEIRO
- ARMAMENTO OU COMBUSTÍVEL SUBALAR

PONTOS INICIAIS A e B

AVIÃO EQUIPADO, ABASTECIDO DE ÓLEO, FLUIDOS E COMBUSTÍVEL NÃO UTILIZÁVEL

A: 1 TRIPULANTE EQUIPADO

B: 2 TRIPULANTE EQUIPADOS

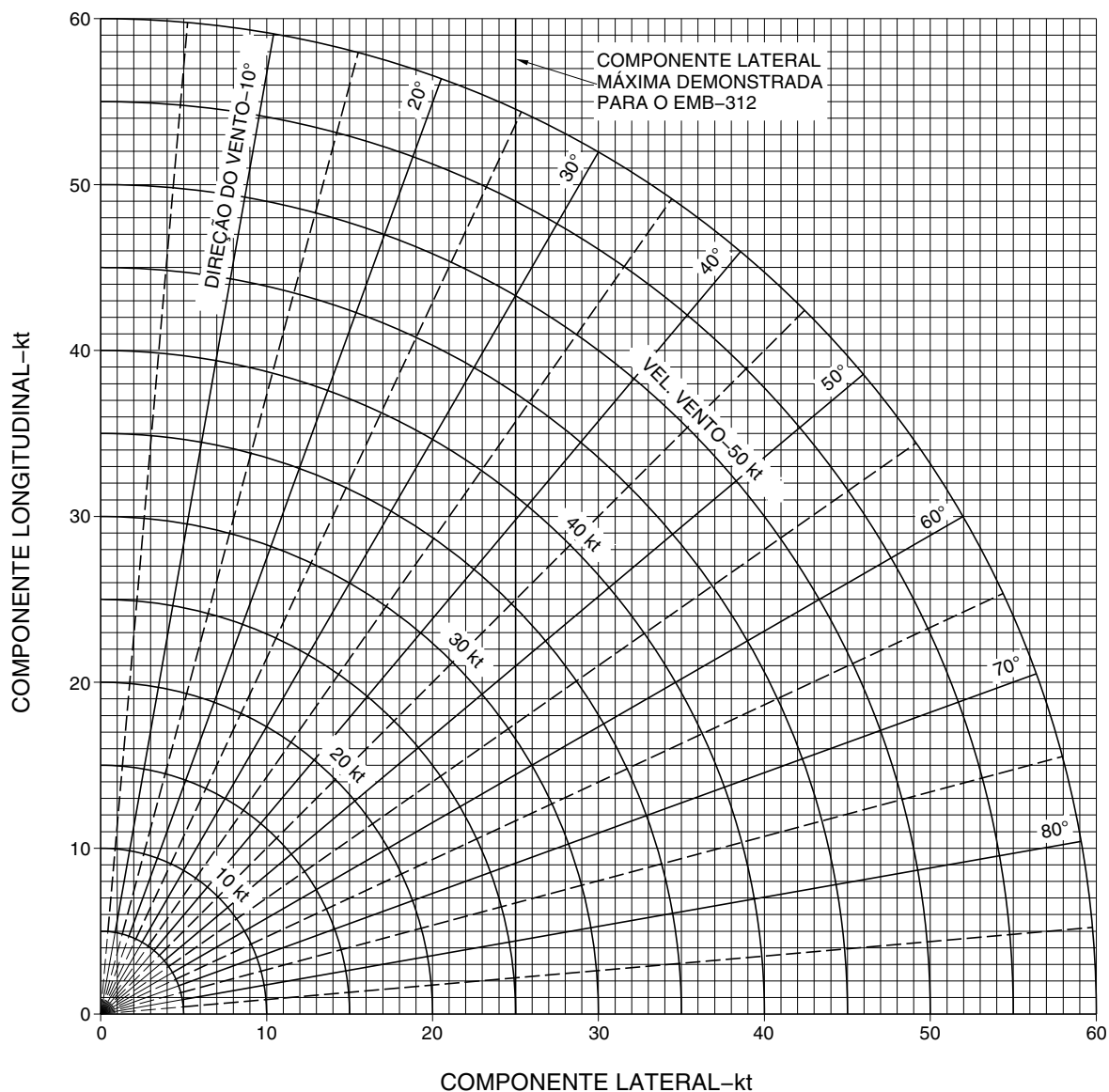
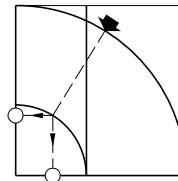
Figura A1-15 (Folha 2 de 2)

COMPONENTES DE VENTO CRUZADO NA DECOLAGEM E NA ATERRAGEM

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: ABRIL 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

NOTA

PARA DETERMINAR A COMPONENTE DE PROA
 OU DE CAUDA UTILIZE O VENTO CONSTANTE.
 PARA DETERMINAR A COMPONENTE LATERAL
 UTILIZE A MÁXIMA VELOCIDADE DO VENTO
 DE RAJADA.



EM312MV001025A.DGN

Figura A1-16

PARTE 2 – DADOS DO MOTOR

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A2-1
Descrição dos gráficos	A2-1
Exemplo de uso dos gráficos	A2-1

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da figura	Título	Página
A2-1	Torque estático de decolagem	A2-3
A2-2	Ajuste de potência para subida — potência máxima de subida	A2-5
A2-3	Ajuste de potência para subida — potência máxima contínua	A2-7

INTRODUÇÃO

Nesta parte são apresentados dados operacionais do motor através dos gráficos Torque Estático de Decolagem e Ajuste de Potência para Subida.

DESCRIÇÃO DOS GRÁFICOS

A figura A2-1 apresenta o torque estático de decolagem em função da altitude pressão e temperatura do ar externo indicada, com correções relativas ao funcionamento do ar condicionado e separação inercial.

As figuras A2-2 e A2-3 apresentam o ajuste de potência para subida, utilizando potência máxima de subida ou potência máxima contínua, respectivamente, em função da altitude pressão e temperatura do ar externo indicada, com correções relativas ao funcionamento do ar condicionado e separação inercial.

Os gráficos são fornecidos de acordo com as condições de aquecimento da cabine ligado ou desligado.

EXEMPLO DE USO DOS GRÁFICOS

Exemplo 1 — baseado na figura A2-1 (folha 2 de 2)

Dados:

Temperatura do ar externo indicada: 21°C.

Altitude pressão: 2000 ft.

Aquecimento: desligado.

Ar condicionado: desligado.

Separação inercial: desligada.

Determine:

O torque estático de decolagem.

Procedimento:

Entre no gráfico com a temperatura do ar externo indicada e com a altitude pressão.

Determine o torque estático de decolagem: 1750 lb.ft.

Exemplo 2 — baseado na figura A2-2 (folha 2 de 2)

Dados:

- Temperatura do ar externo indicada: 21°C.
- Altitude pressão: 2000 ft.
- Ar condicionado: desligado.
- Separação inercial: desligada.
- Aquecimento: desligado.

Determine:

O ajuste de potência para subida utilizando a potência

máxima de subida.

Procedimento:

- Entre no gráfico com a temperatura do ar externo indicada e com a altitude pressão.
- Determine o ajuste de potência para subida: 1650 lb.ft.

Nota

Observe, no gráfico, a nota relativa à rotação da hélice (N_h).

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

TORQUE ESTÁTICO DE DECOLAGEM

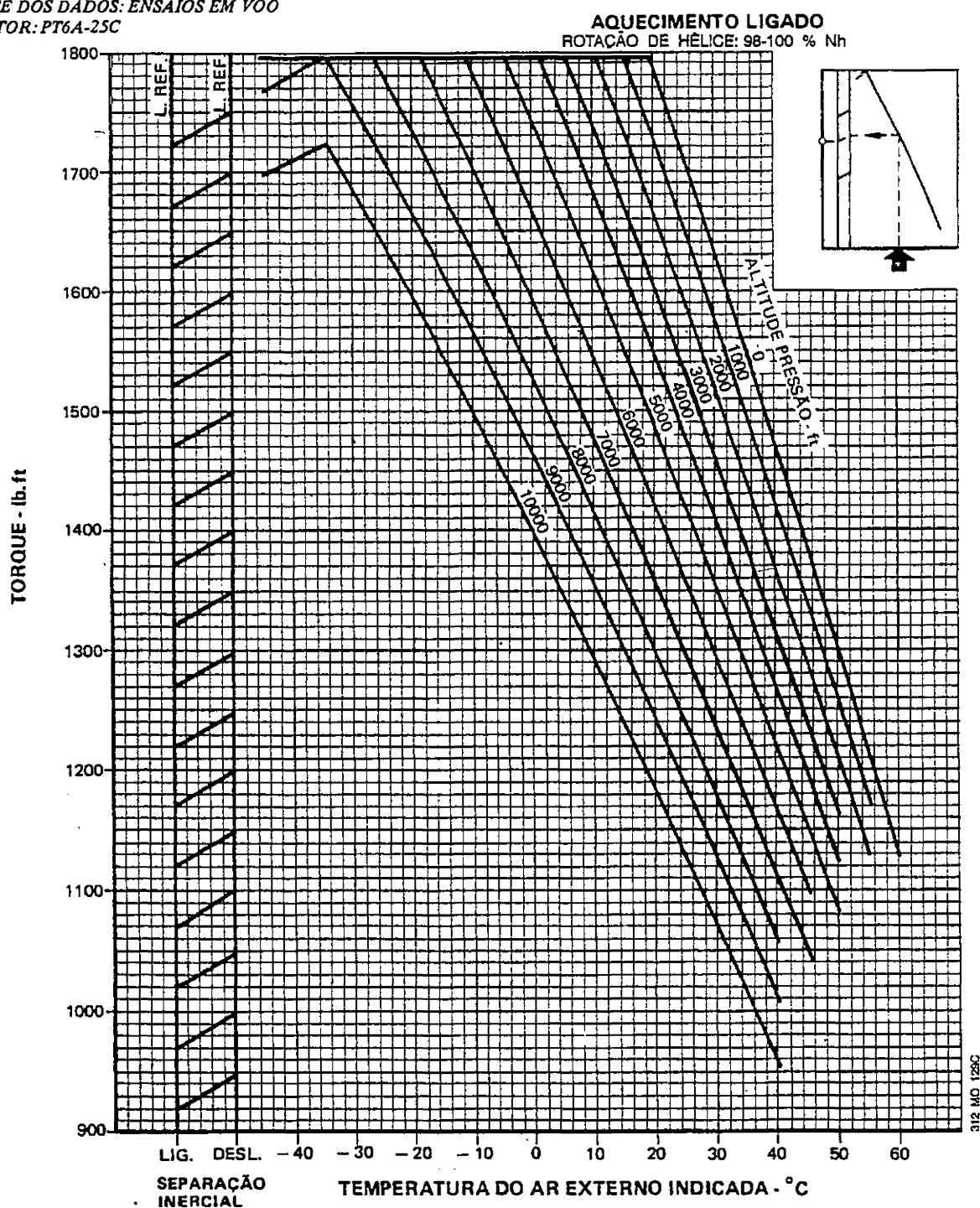


Figura A2-1 (Folha 1 de 2)

TORQUE ESTÁTICO DE DECOLAGEM

AQUECIMENTO DESLIGADO

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

ROTAÇÃO DE HÉLICE: 98-100 % Nh

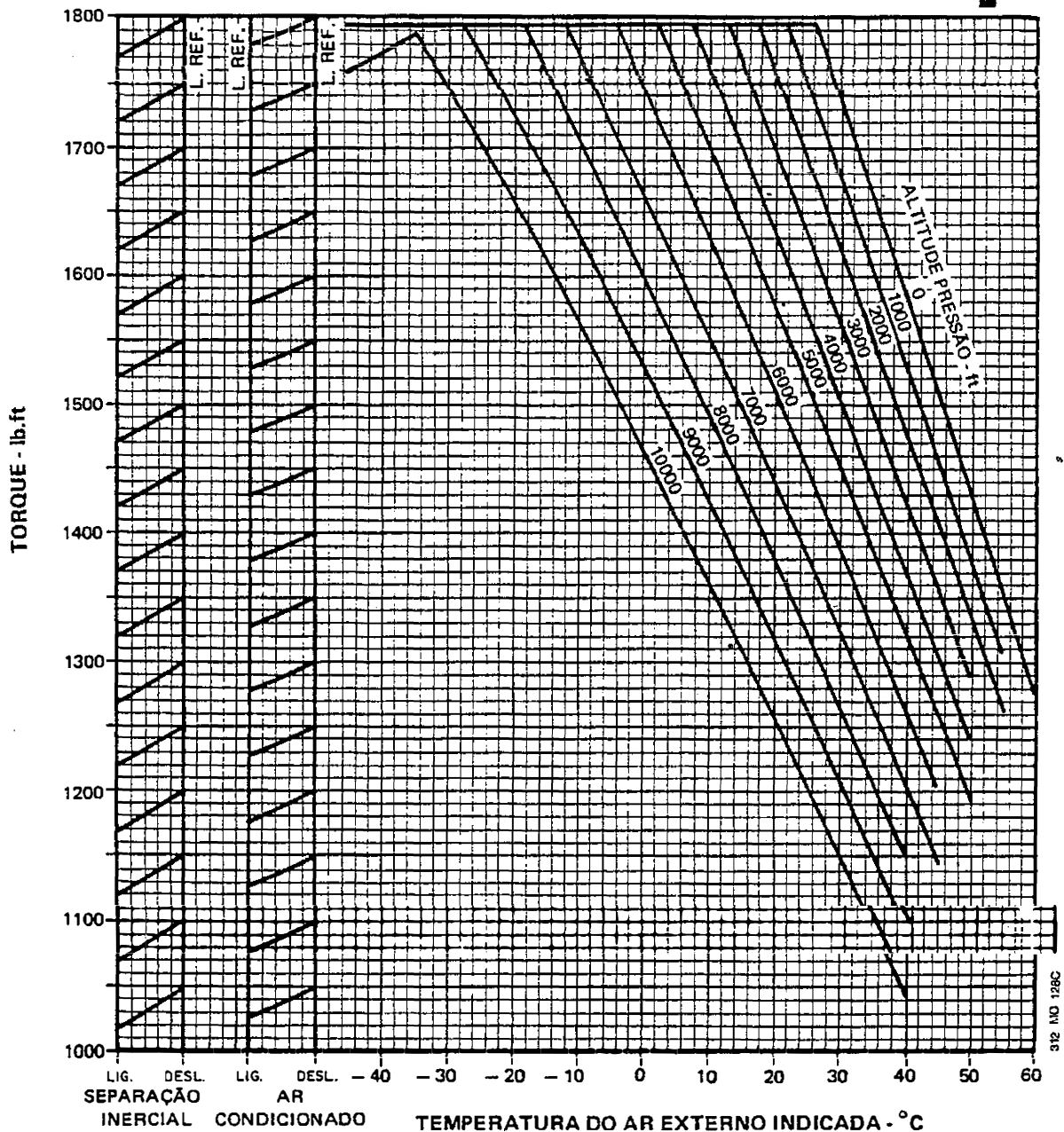
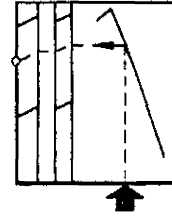


Figura A2-1 (Folha 2 de 2)

AJUSTE DE POTÊNCIA PARA SUBIDA **POTÊNCIA MÁXIMA DE SUBIDA**

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VOO
 MOTOR: PT6A-25C

AQUECIMENTO LIGADO

NOTA

- (A) NESTA REGIÃO NÃO UTILIZE ROTAÇÕES DE HÉLICE INFERIORES A 93% N_h
- (B) ROTAÇÃO DE HÉLICE: 98-100% N_h

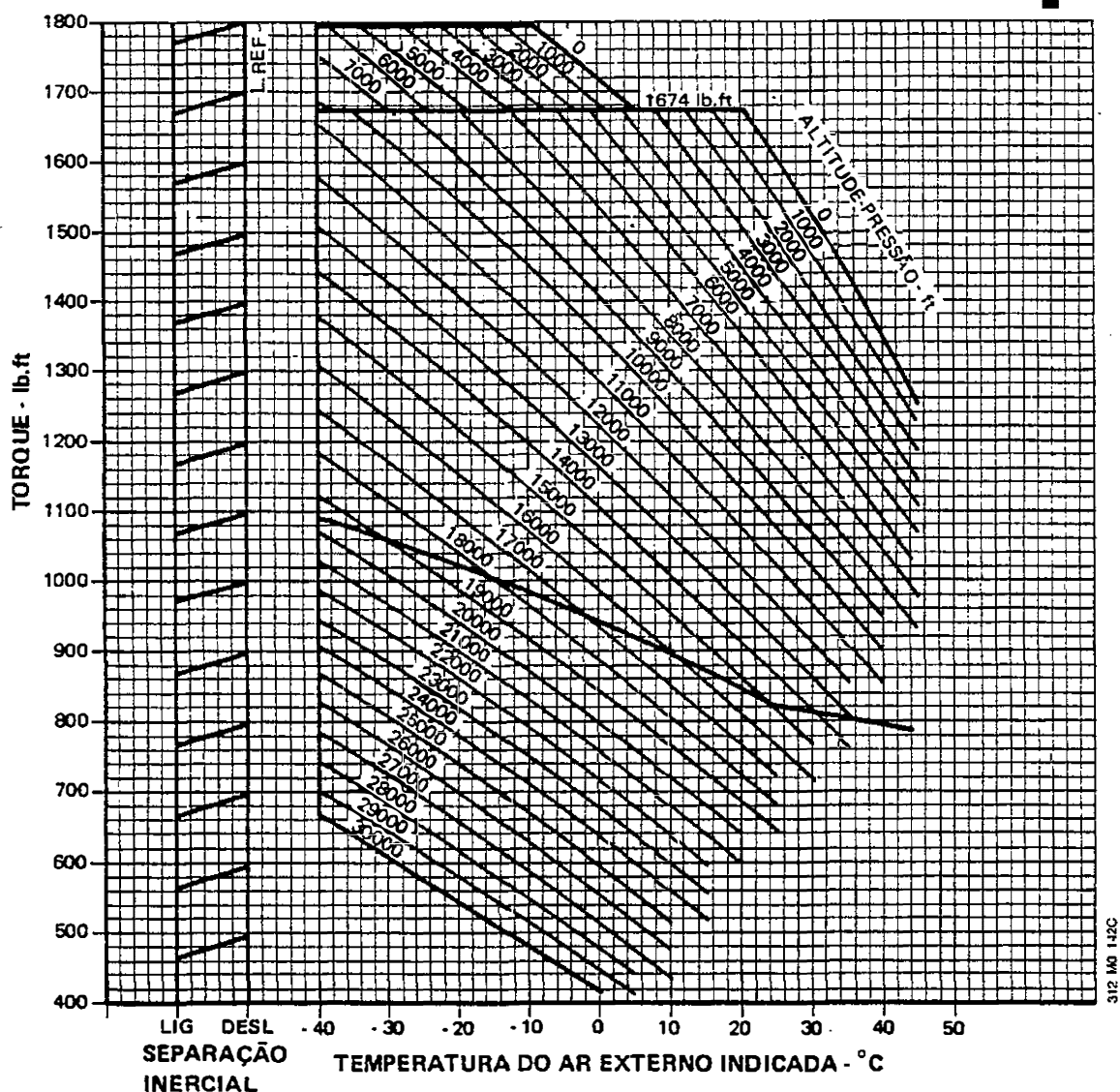
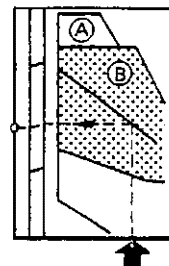


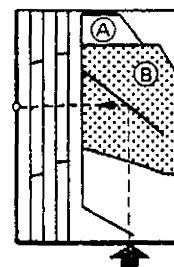
Figura A2-2 (Folha 1 de 2)

AJUSTE DE POTÊNCIA PARA SUBIDA **POTÊNCIA MÁXIMA DE SUBIDA**

AQUECIMENTO DESLIGADO

NOTA

- (A) NESTA REGIÃO NÃO UTILIZE ROTAÇÕES DE HÉLICE INFERIORES A 93% N_h
- (B) ROTAÇÃO DE HÉLICE: 98-100% N_h



AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VOO
 MOTOR: PT6A-25C

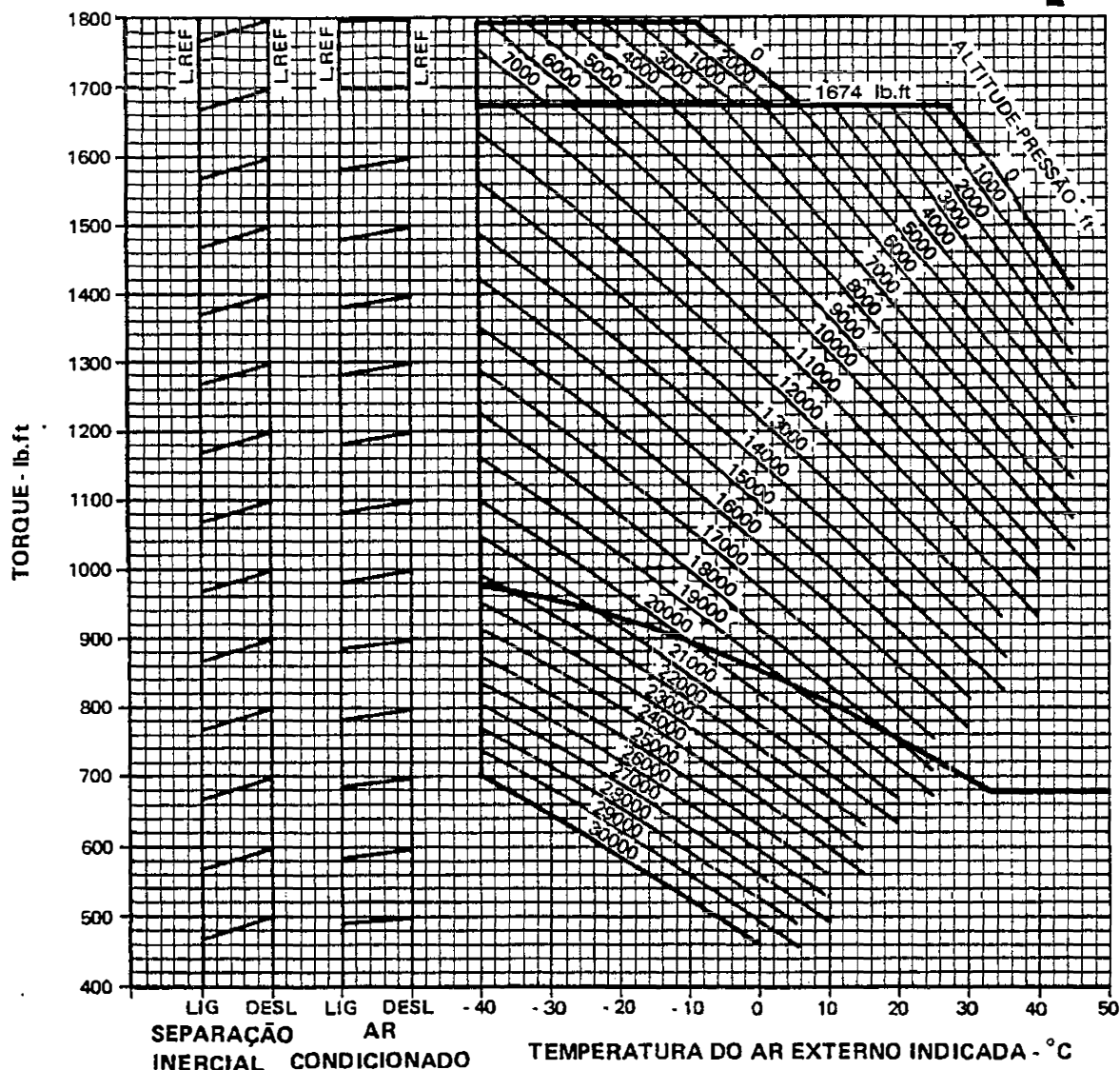


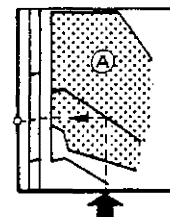
Figura A2-2 (Folha 2 de 2)

AJUSTE DE POTÊNCIA PARA SUBIDA **POTÊNCIA MÁXIMA CONTÍNUA**

AQUECIMENTO LIGADO

NOTA

(A) ROTAÇÃO DE HÉLICE: 98-100 % Nh



AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

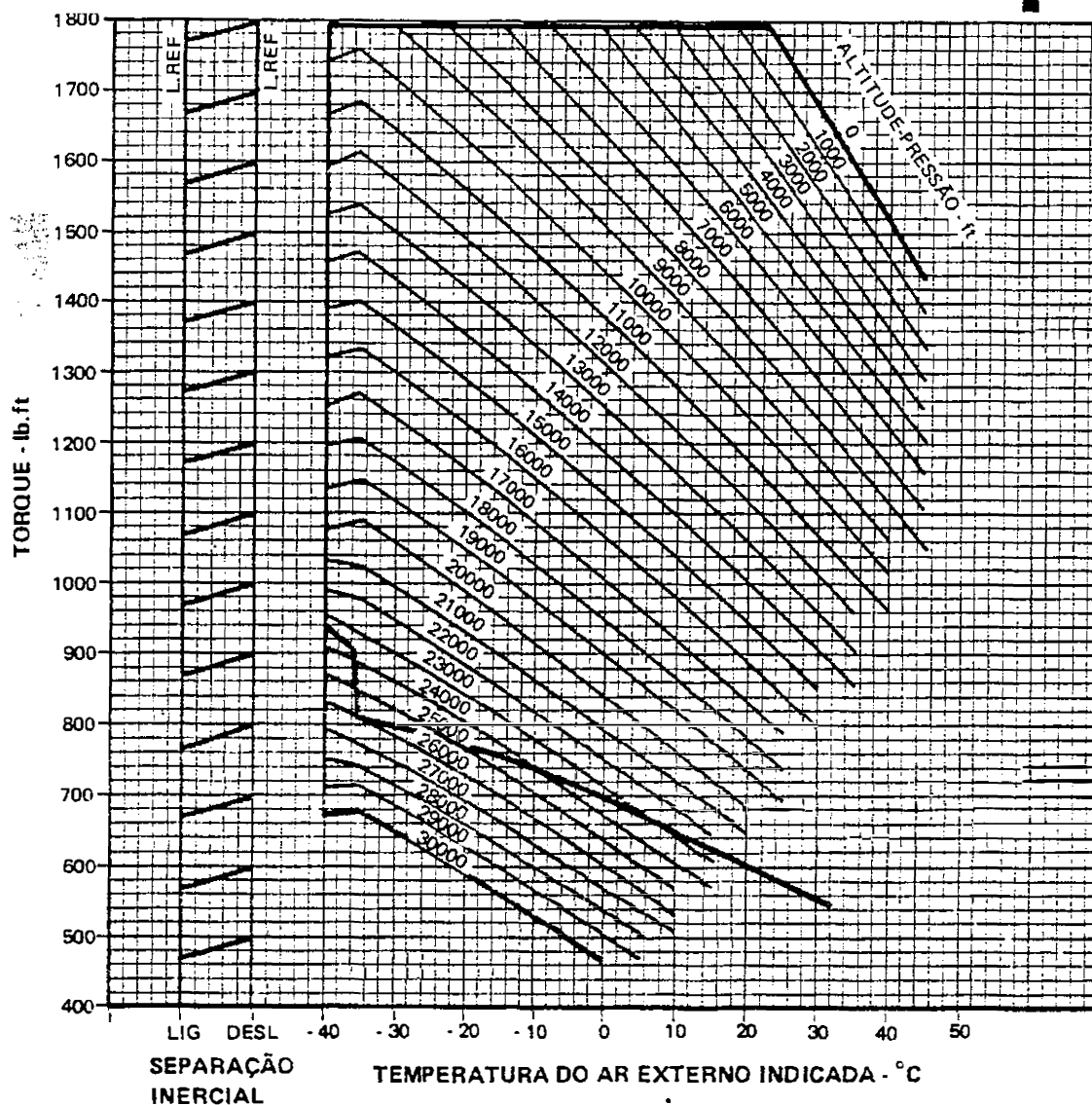


Figura A2-3 (Folha 1 de 2)

AJUSTE DE POTÊNCIA PARA SUBIDA **POTÊNCIA MÁXIMA CONTÍNUA**

AQUECIMENTO DESLIGADO

NOTA

(A) ROTAÇÃO DE HÉLICE: 98-100 % Nh

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

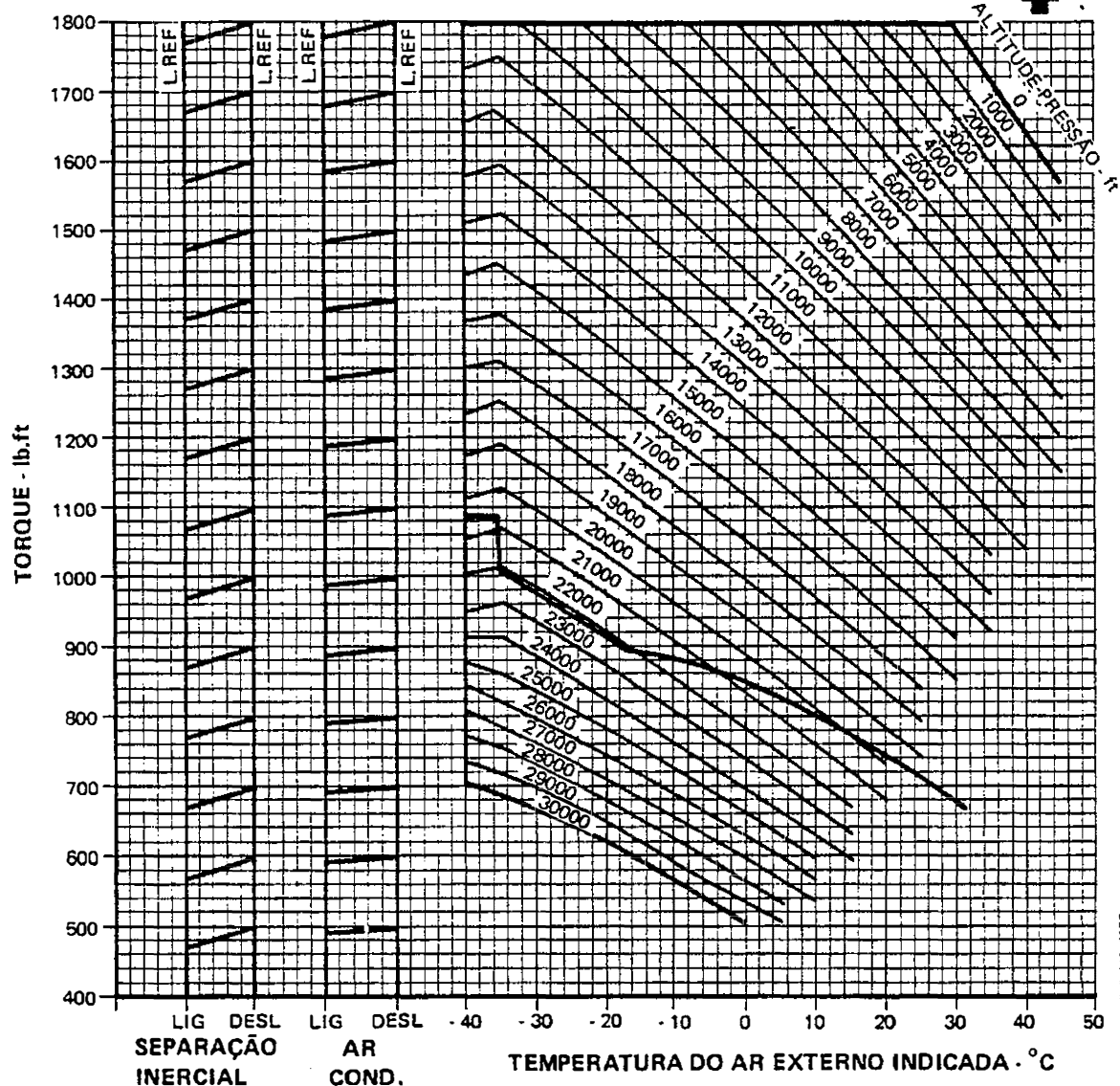
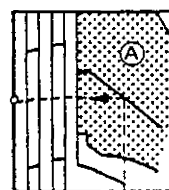


Figura A2-3 (Folha 2 de 2)

PARTE 3 – DECOLAGEM

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A3-1
Corrida no solo na decolagem (distância não corrigida).....	A3-1
Corrida no solo na decolagem (distância corrigida).....	A3-2
Distância total de decolagem para livrar o obstáculo	A3-2
Velocidades para corrida no solo na decolagem	A3-2
Velocidades de decolagem.....	A3-3
Velocidade de decisão	A3-3

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da Figura	Título	Página
A3-1	Corrida no solo na decolagem (distância não corrigida)	A3-5
A3-2	Corrida no solo na decolagem (distância corrigida)	A3-6
A3-3	Distância total de decolagem para livrar o obstáculo	A3-7
A3-4	Velocidades para corrida no solo na decolagem	A3-8
A3-5	Velocidades de decolagem	A3-9
A3-6	Velocidade máxima de freagem	A3-10
A3-7	Velocidade máxima de aceleração e parada	A3-11

INTRODUÇÃO

Os gráficos de decolagem permitem determinar o desempenho de decolagem sob condições normais de operação e apresentam as velocidades e distâncias, de acordo com os procedimentos de decolagem na Seção II.

CORRIDA NO SOLO NA DECOLAGEM (DISTÂNCIA NÃO CORRIGIDA)

A Figura A3-1 apresenta o gráfico corrida no solo na decolagem (distância não corrigida) o qual permite determinar a distância no solo não corrigida em

função da temperatura do ar externo, da altitude pressão e do peso da aeronave na configuração de flapes de decolagem.

Exemplo – baseado na Figura A3-1

Dados:

- Temperatura do ar externo: 21°C.
- Altitude pressão: 2000 ft.
- Peso da aeronave: 2520 kg.

Determine:

- A corrida no solo na decolagem (distância não corrigida).

Procedimento:

- Entre no gráfico com o valor da temperatura do ar externo, altitude pressão e peso da aeronave.
- Determine a distância de corrida no solo não corrigida igual a 590 m.

CORRIDA NO SOLO NA DECOLAGEM (DISTÂNCIA CORRIGIDA)

A Figura A3-2 apresenta o gráfico corrida no solo na decolagem (distância corrigida) o qual permite determinar a distância de corrida no solo na decolagem, corrigida em função do vento e ar condicionado, separação inercial e aquecimento ligados ou desligados.

Exemplo – baseado na Figura A3-2

Dados:

- Corrida no solo não corrigida: 590 m.
- Vento: 8 kt de proa.
- Ar condicionado: desligado.
- Separação inercial: desligada.
- Aquecimento: desligado.

Determine:

- A corrida no solo na decolagem (distância corrigida).

Procedimento:

- Entre no gráfico com o valor da distância não corrigida.
- Faça a correção para componente de vento e, se necessário, faça as correções relativas às condições de funcionamento do ar condicionado, separação inercial e aquecimento.
- Determine a corrida no solo na decolagem corrigida igual a 500 m.

DISTÂNCIA TOTAL DE DECOLAGEM PARA LIVRAR O OBSTÁCULO

A Figura A3-3 apresenta o gráfico distância total de decolagem para livrar o obstáculo. Essa distância é

função da corrida no solo não corrigida, da altura do obstáculo, da componente de vento, ar condicionado, separação inercial e aquecimento.

Exemplo – baseado na Figura A3-3

Dados:

- Corrida no solo não corrigida: 590 m.
- Altura do obstáculo: 100 ft.
- Vento: 8 kt de proa.
- Ar condicionado: desligado.
- Separação inercial: desligada.
- Aquecimento: desligado.

Determine:

- Distância total de decolagem para livrar o obstáculo.

Procedimento:

- Entre no gráfico com o valor da corrida no solo não corrigida e a altura do obstáculo.
- Faça a correção para a componente de vento e, se necessário, faça as correções relativas às condições de funcionamento do ar condicionado, separação inercial e aquecimento.
- Determine a distância total de decolagem para livrar o obstáculo: 1575 m.

VELOCIDADES PARA CORRIDA NO SOLO NA DECOLAGEM

A Figura A3-4 apresenta o gráfico velocidades para a corrida no solo na decolagem, que permite determinar a velocidade de cruzamento do marcador em função da corrida no solo na decolagem (distância não corrigida), da velocidade de saída do solo (V_{TO}) e da distância do marcador. As velocidades determinadas são velocidades em relação ao solo (V_{SOLO}).

Exemplo – baseado na Figura A3-4

Dados:

- V_{TO} : 82 kt (em relação ao solo).
- Corrida no solo na decolagem (distância não corrigida): 590 m.
- Distância do marcador: 400 m.

Determine:

- A velocidade de cruzamento do marcador.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores da corrida no solo e V_{TO} e trace a linha-guia correspondente ao ponto de interseção destes valores.
- Em seguida, entre com a distância do marcador e utilize a linha-guia traçada anteriormente para determinar a velocidade de cruzamento do marcador igual a 70 kt (em relação ao solo).
- Faça as devidas correções e determine a velocidade indicada de cruzamento do marcador igual a 72 KIAS.

VELOCIDADES DE DECOLAGEM

A Figura A3-5 apresenta as velocidades de decolagem V_R , V_{TO} e V_{50} em função do peso de decolagem.

Exemplo – baseado na Figura A3-5

Dados:

- Peso de decolagem: 3051 kg.

Determine:

- As velocidades V_R , V_{TO} e V_{50} .

Procedimento:

- Entre no gráfico com o valor do peso de decolagem e determine:
 $V_R = 78$ KIAS.
 $V_{TO} = 86$ KIAS.
 $V_{50} = 99$ KIAS.

VELOCIDADE DE DECISÃO

Na Figura A3-6 é apresentado o gráfico velocidade máxima de freagem. Essa velocidade é função do peso da aeronave, altitude pressão da pista, TAE, inclinação da pista e componente de vento.

Na Figura A3-7 é apresentado o gráfico velocidade máxima de aceleração e parada. Essa velocidade é função da TAE, altitude pressão da pista, peso da

aeronave, componente de vento, inclinação e comprimento da pista disponível. É também corrigida em função de ar condicionado, separação inercial, aquecimento da cabine e uso de reverso. A velocidade de decisão é a menor dentre as velocidades encontradas nos gráficos velocidade máxima de freagem e velocidade máxima de aceleração e parada para as mesmas condições.

Exemplo 1 – baseado nas Figuras A3-6 e A3-7

Dados:

- Peso de decolagem: 3044 kg.
- Altitude pressão da pista: 2000 ft.
- TAE: 21°C.
- Inclinação da pista: 0%.
- Vento: 8 kt de proa.
- Ar condicionado: desligado.
- Separação inercial: desligada.
- Aquecimento: desligado.
- Sem uso de reverso.
- Comprimento de pista: 2400 m.

Determine:

- A velocidade de decisão.

Procedimento:

- Entre no gráfico velocidade máxima de freagem com o peso da aeronave, a altitude pressão e a TAE.
- Efetue as correções para a inclinação da pista e componente de vento.
- Determine a velocidade máxima de freagem igual a 89 KIAS.
- Entre no gráfico velocidade máxima de aceleração e parada com a TAE, a altitude pressão da pista e o peso da aeronave.
- Efetue as correções para a componente do vento, inclinação da pista, ar condicionado, separação inercial, aquecimento da cabine e uso de reverso.
- Siga horizontalmente até a linha de referência e trace uma curva acompanhando as curvas-guia existentes.
- Entre com o comprimento de pista disponível até interceptar a curva traçada, e determine a velocidade máxima de aceleração e parada. Neste exemplo, o comprimento de pista não é

limitante pois a interseção não ocorre dentro do gráfico.

- A velocidade de decisão deve ser 89 KIAS.

Exemplo 2 – baseado nas Figuras A3-6 e A3-7

Dados:

- Peso de decolagem: 3044 kg.
- Altitude pressão da pista: 8000 ft.
- TAE: 20°C.
- Inclinação da pista: 0%.
- Vento: 5 kt de proa.
- Ar condicionado: desligado.
- Separação inercial: desligada.

- Aquecimento: desligado.
- Sem uso de reverso.
- Comprimento de pista: 1500 m.

Determine:

- A velocidade de decisão.

Procedimento:

- Utilize o mesmo procedimento do exemplo anterior, e determine a velocidade máxima de freagem igual a 87 KIAS, e a velocidade máxima de aceleração e parada igual a 72 KIAS.
- A velocidade de decisão deve ser 72 KIAS.

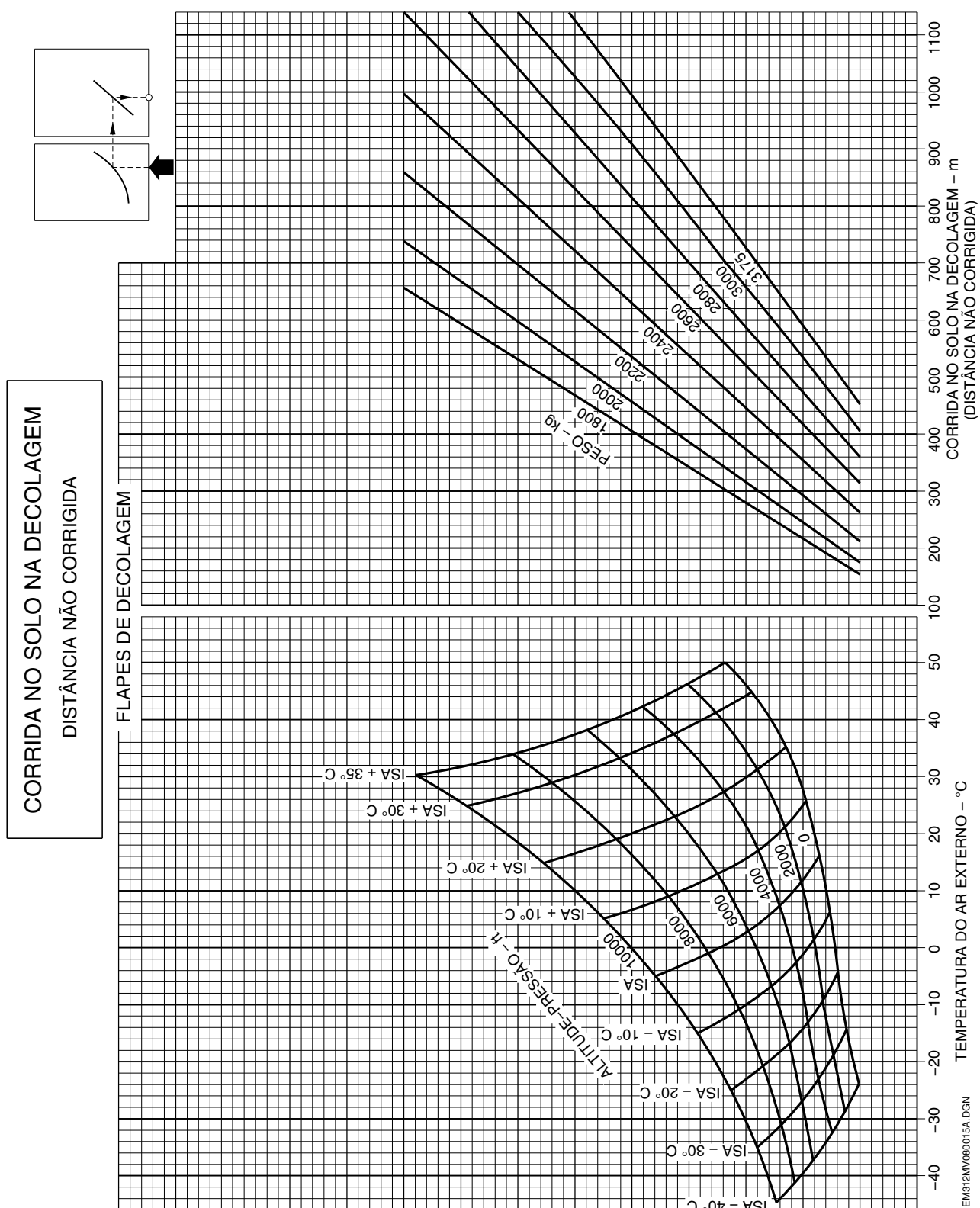


Figura A3-1

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: ABRIL 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

CORRIDA NO SOLO NA DECOLAGEM (DISTÂNCIA CORRIGIDA)

FLAPES DE DECOLAGEM

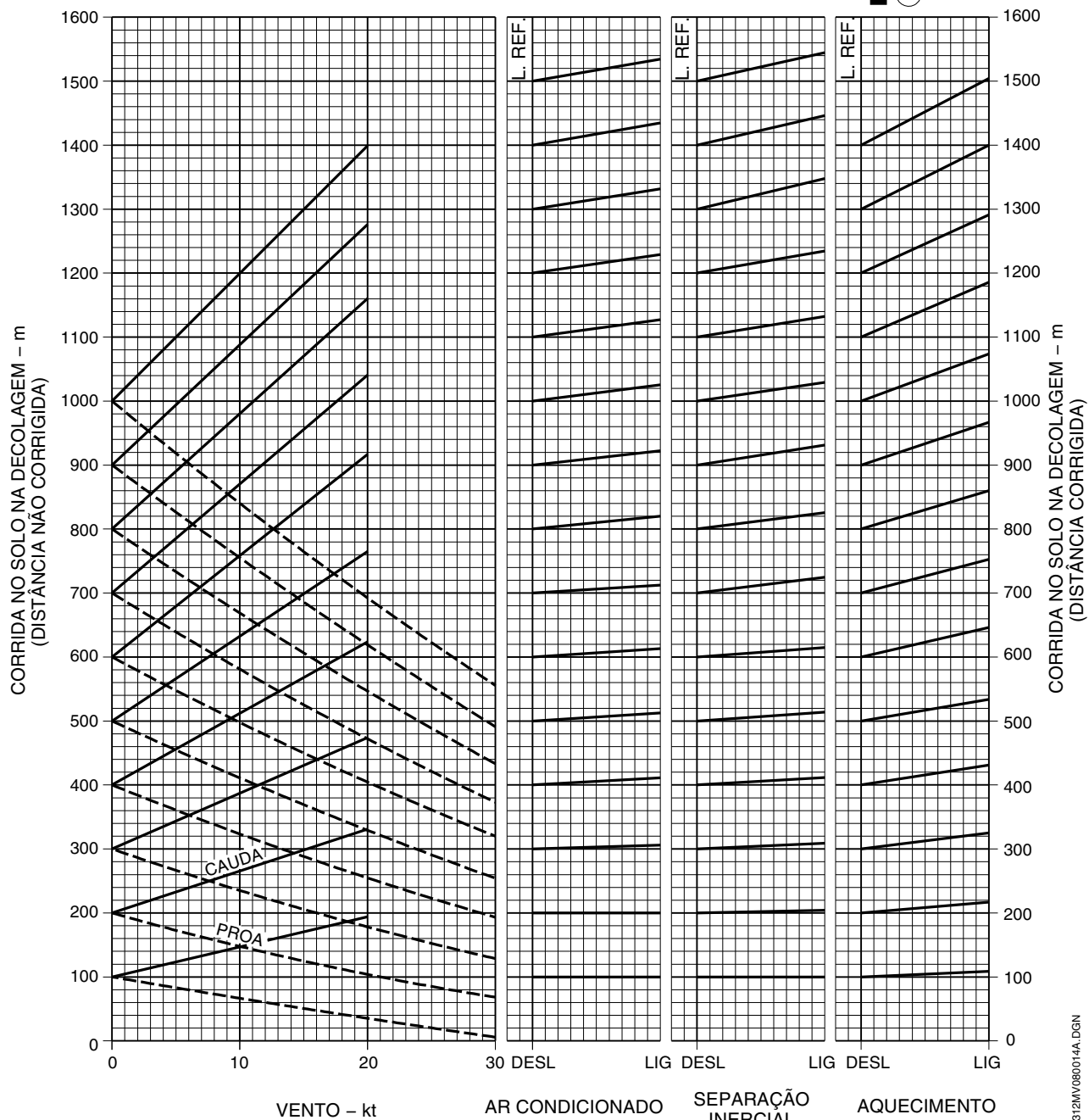
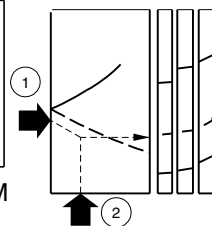


Figura A3-2

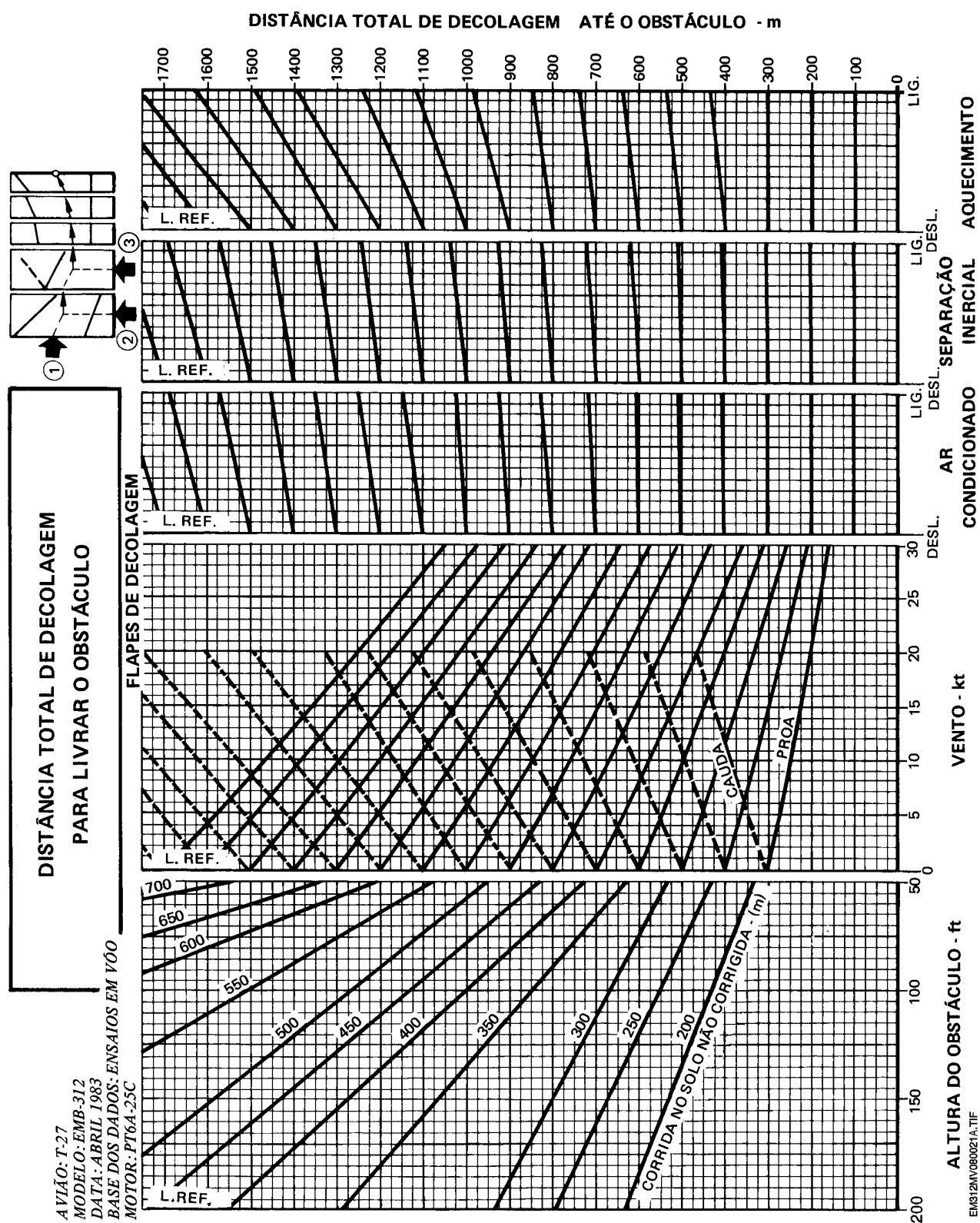
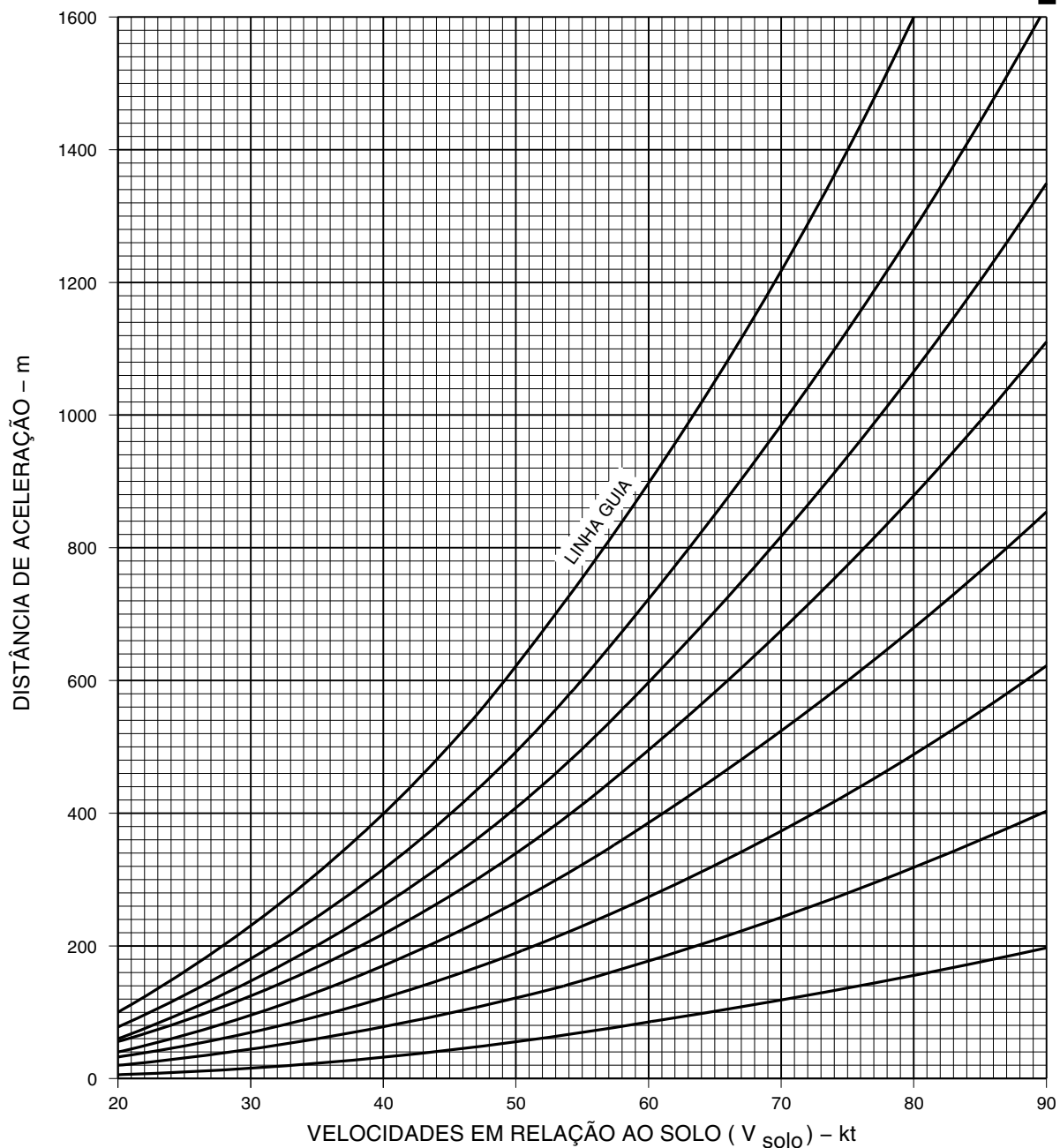
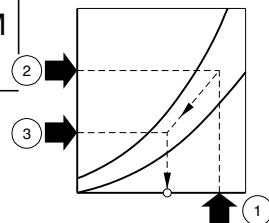


Figura A3-3

VELOCIDADE PARA CORRIDA NO SOLO NA DECOLAGEM

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JUNHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C



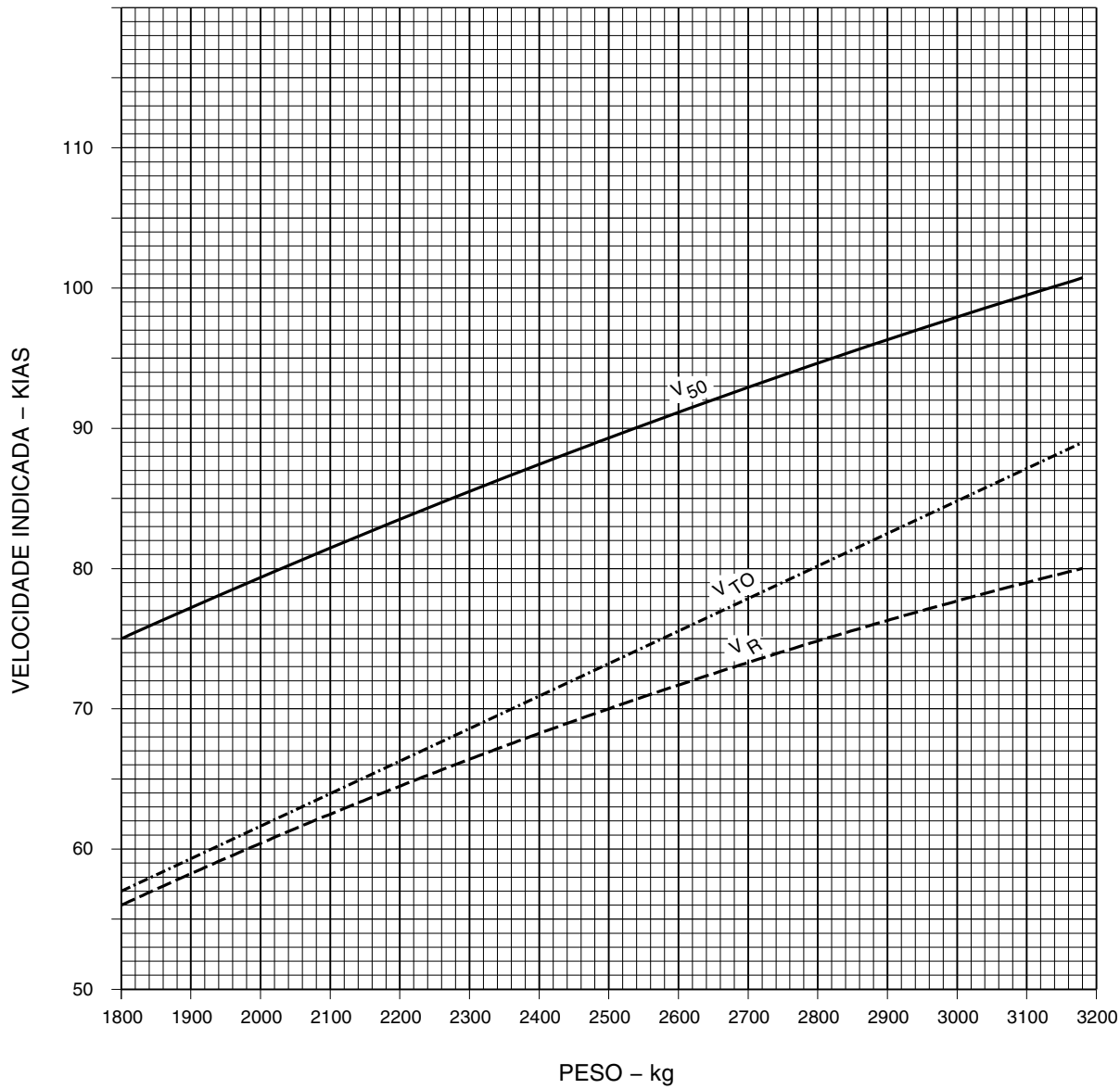
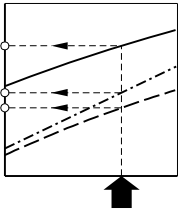
EM312MV/080005A.DGN

Figura A3-4

VELOCIDADE DE DECOLAGEM

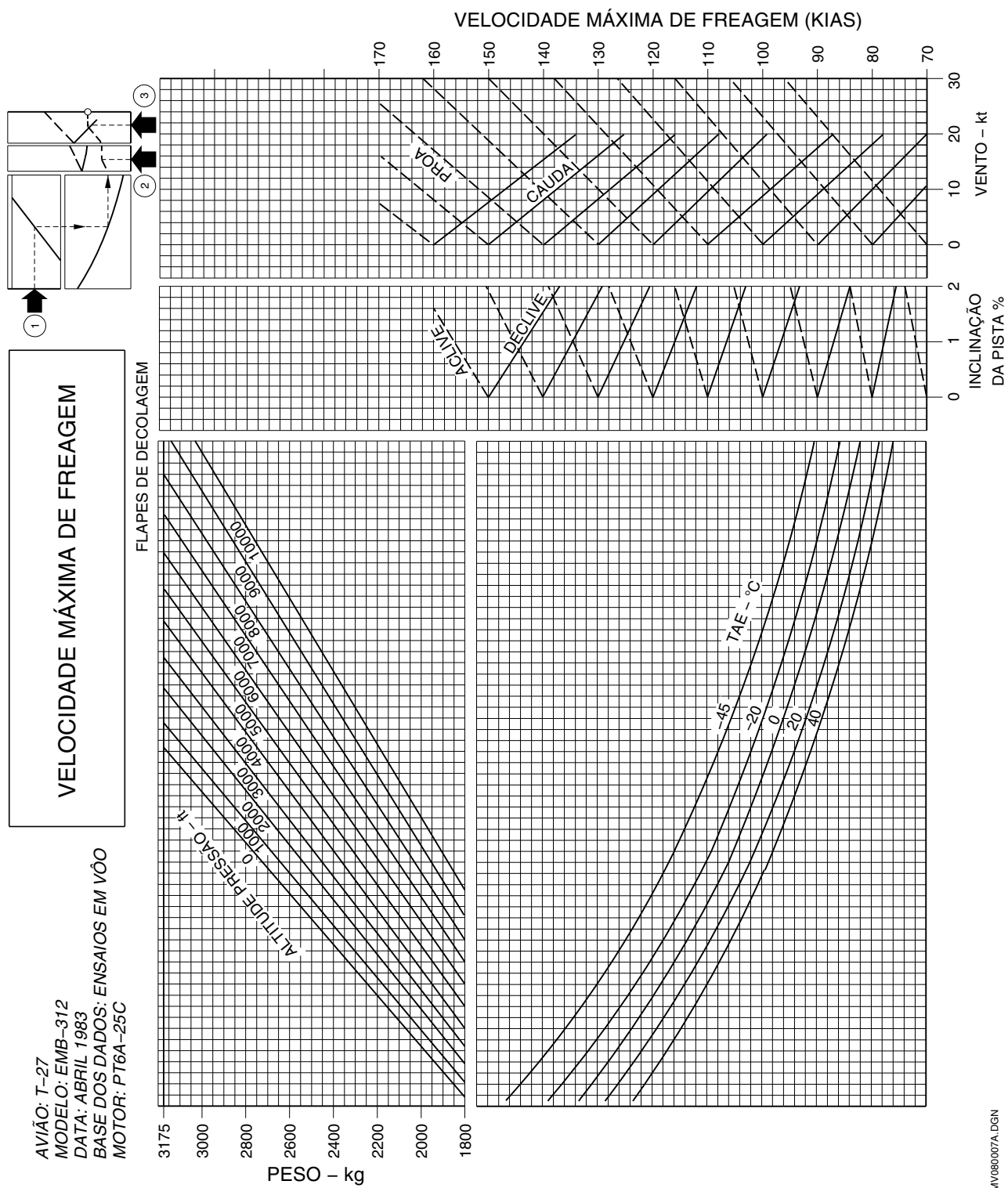
AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: ABRIL 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

FLAPES DE DECOLAGEM



EM312M/06000A.DGN

Figura A3-5



EM312MV080007A.DGN

Figura A3-6

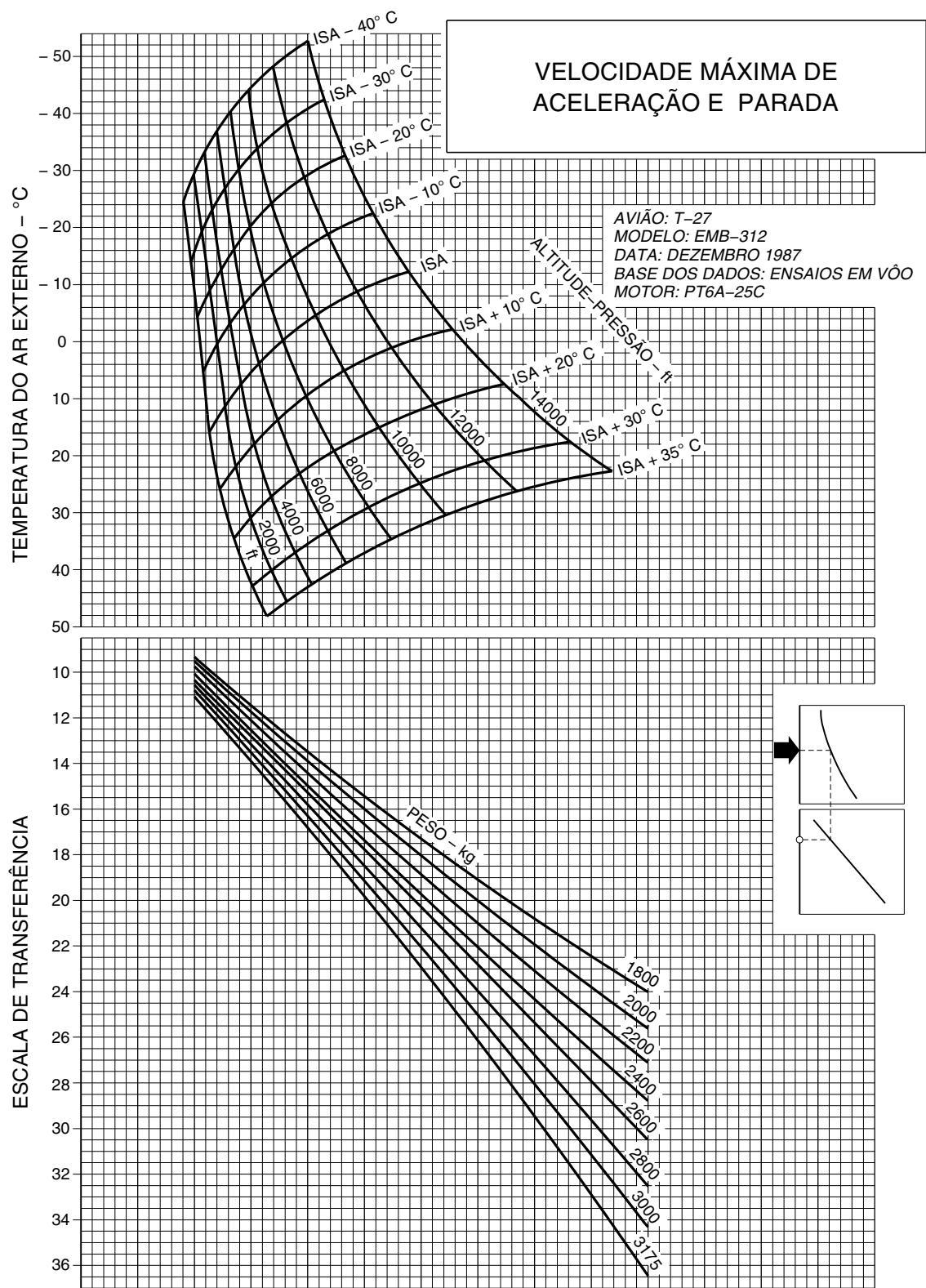


Figura A3-7 (Folha 1 de 2)

VELOCIDADE MÁXIMA DE ACELERAÇÃO E PARADA

AVIAO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: DEZEMBRO 1987
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VOO
 MOTOR: PT6A-25C

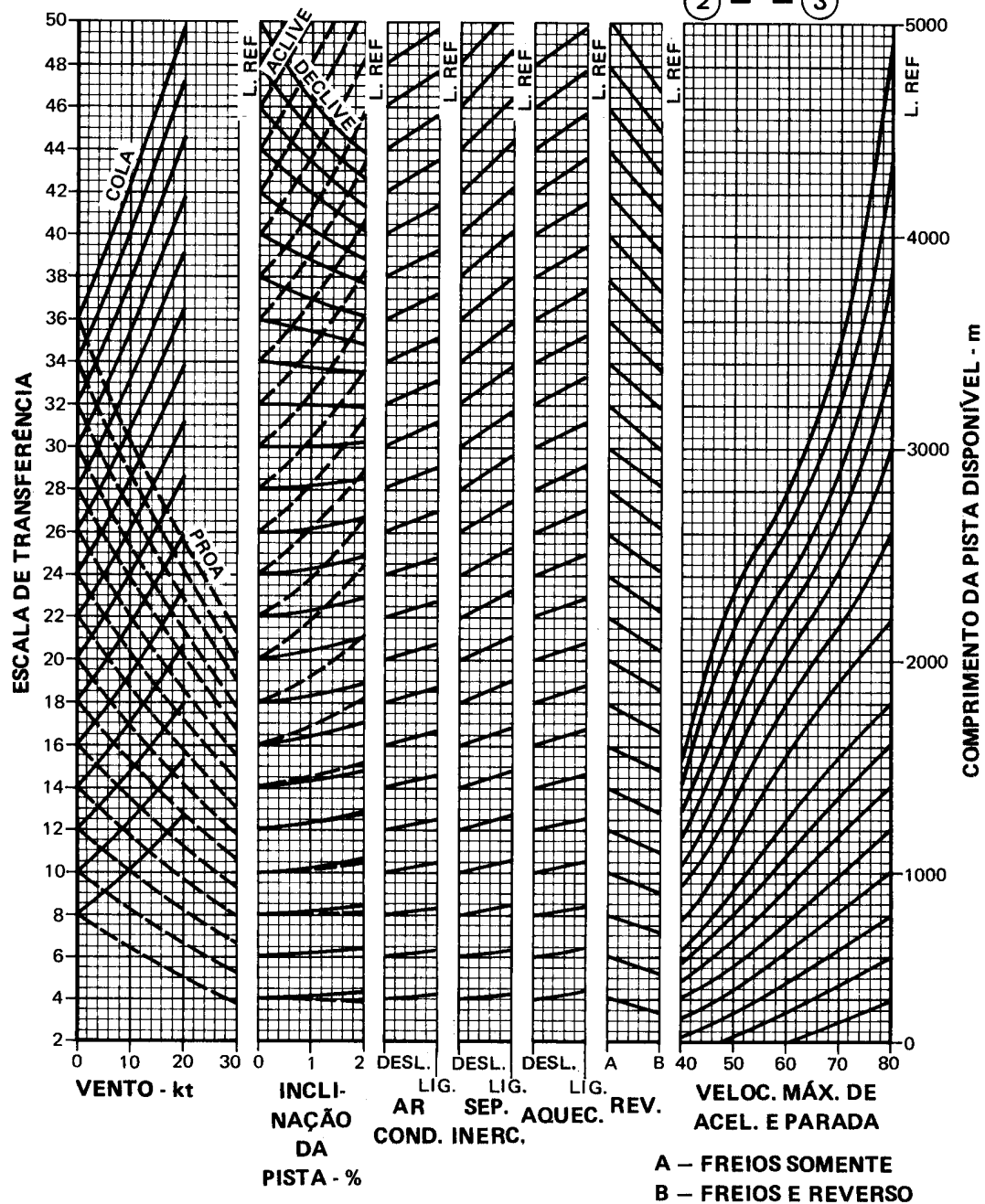


Figura A3-7 (Folha 2 de 2)

PARTE 4 – SUBIDA

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A4-1
Gradiente	A4-1
Velocidade de subida em rota	A4-2
Combustível para a subida	A4-2
Distância e tempo para subida	A4-2
Teto de combate	A4-2
Altitude ótima de cruzeiro para missões de curto alcance	A4-3

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da figura	Título	Página
A4-1	Gradiente de subida	A4-4
A4-2	Velocidade de subida em rota	A4-5
A4-3	Combustível para a subida	A4-6
A4-4	Distância e tempo para subida	A4-8
A4-5	Teto de combate	A4-10
A4-6	Altitude ótima de cruzeiro para missões de curto alcance	A4-11

INTRODUÇÃO

Esta parte apresenta os dados necessários para o planejamento de subida através de gráficos que permitem determinar o gradiente de subida, velocidade de subida em rota, combustível para subida, distância e tempo para a subida, teto de combate e altitude ótima de cruzeiro, em função do peso da aeronave, temperatura do ar externo e do índice de arrasto.

GRADIENTE DE SUBIDA

O gráfico da figura A4-1 apresenta o gradiente de subida em função da TAE, altitude pressão, peso da aeronave, índice de arrasto e velocidade do vento.

Exemplo — baseado na figura A4-1

Dados:

- TAE: 21°C.
- Altitude pressão: 2000 ft.
- Peso da aeronave: 3041 kg.
- Índice de arrasto: 65 (avião carregado com 4 bombas BAFG-120).
- Velocidade do vento: 0 kt.

Determine:

- O gradiente de subida.

Procedimento:

- Entre no gráfico com a TAE, altitude pressão, peso da aeronave, índice de arrasto, velocidade do vento e obtenha o valor do gradiente de subida igual a 10%.

VELOCIDADE DE SUBIDA EM ROTA

O gráfico da figura A4-2 apresenta a velocidade de subida em função da altitude pressão.

Exemplo — baseado na figura A4-2

Dados:

- Altitude pressão: 2000 ft.

Determine:

- A velocidade indicada.

Procedimento:

- Entre no gráfico com o valor da altitude pressão e obtenha o valor da velocidade indicada de subida igual a 120 KIAS.

COMBUSTÍVEL PARA SUBIDA

O gráfico da figura A4-3 permite determinar o combustível gasto durante a subida, utilizando os regimes de Potência Máxima Contínua e Potência Máxima de Subida, em função do desvio de temperatura em relação a ISA (Δ ISA), altitude pressão, peso da aeronave e índice de arrasto.

Exemplo — baseado na figura A4-3 (folha 2 de 2)

Dados:

- Δ ISA: 10°C.
- Altitude pressão: 15000 ft.
- Peso da aeronave: 3041 kg.
- Índice de arrasto: 65.

Determine:

- O combustível para a subida.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores Δ ISA, altitude pressão, peso da aeronave, índice de arrasto e obtenha o valor do combustível para a subida igual a 80 kg.

DISTÂNCIA E TEMPO PARA SUBIDA

O gráfico da figura A4-4 apresenta a distância e o tempo

para subida em regime de Potência Máxima Contínua ou Potência Máxima de Subida, em função da variação da TAE em relação a ISA (Δ ISA), da altitude pressão, do peso da aeronave e do índice de arrasto.

Exemplo — baseado na figura A4-4 (folha 2 de 2)

Dados:

- Δ ISA: 10°C.
- Altitude pressão: 15000 ft.
- Peso da aeronave: 3041 kg.
- Índice de arrasto: 65.

Determine:

- A distância e o tempo para subida.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores de Δ ISA, altitude pressão, peso da aeronave e índice de arrasto e determine a distância para a subida igual a 62 NM e o tempo para subida igual a 27 min.

TETO DE COMBATE

O gráfico da figura A4-5 permite determinar o teto de combate em função do peso da aeronave e do índice de arrasto e fornece as correções para condições de funcionamento do ar condicionado e do aquecimento.

Exemplo — baseado na figura A4-5

Dados:

- Peso da aeronave: 2500 kg.
- Índice de arrasto: 33 (aeronave carregada com dois casulos C-2 para metralhadora) Veja figura A1-1.
- Ar condicionado: desligado.
- Aquecimento: ligado.

Determine:

- O teto de combate.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores de peso da aeronave e índice de arrasto e, se necessário, faça as correções relativas às condições de funcionamento do ar condicionado e do aquecimento e determine o teto de combate igual a 20800 ft.

ALTITUDE ÓTIMA DE CRUZEIRO PARA MISSÕES DE CURTO ALCANCE

O gráfico da figura A4-6 permite determinar a altitude ótima para missões de curto alcance em função da distância de voo, índice de arrasto e peso da aeronave.

Exemplo — baseado na figura A4-6

Dados:

- Distância de voo: 300 NM.

- Índice de arrasto: 65.
- Peso da aeronave: 3041 kg.

Determine:

- A altitude ótima de cruzeiro para missões de curto alcance.

Procedimento:

- Entre no gráfico com a distância de voo, índice de arrasto e peso da aeronave e determine a altitude ótima de cruzeiro igual a 18000 ft.

GRADIENTE DE SUBIDA

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JUNHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

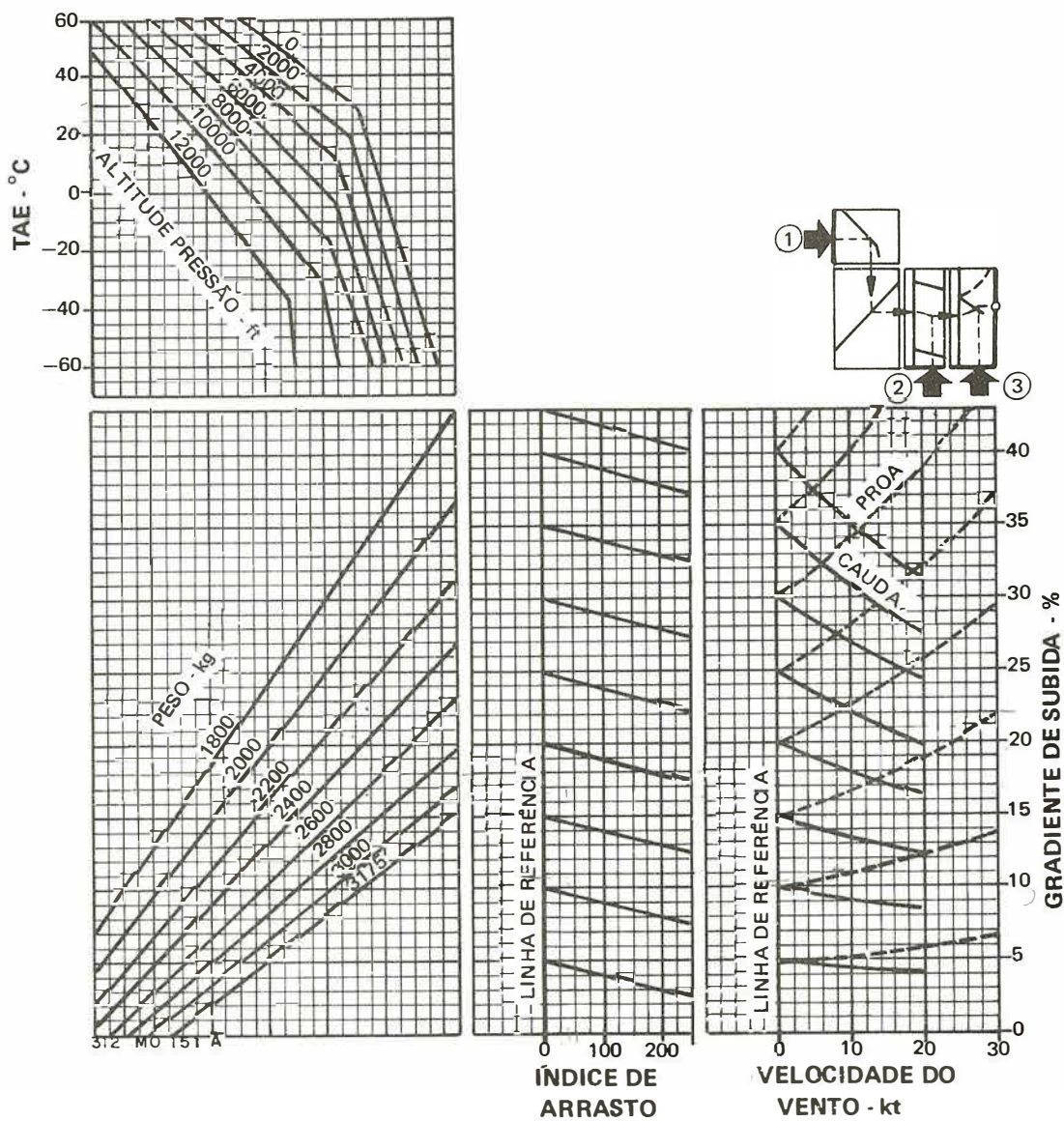


Figura A4-1

VELOCIDADE DE SUBIDA EM ROTA

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: JUNHO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

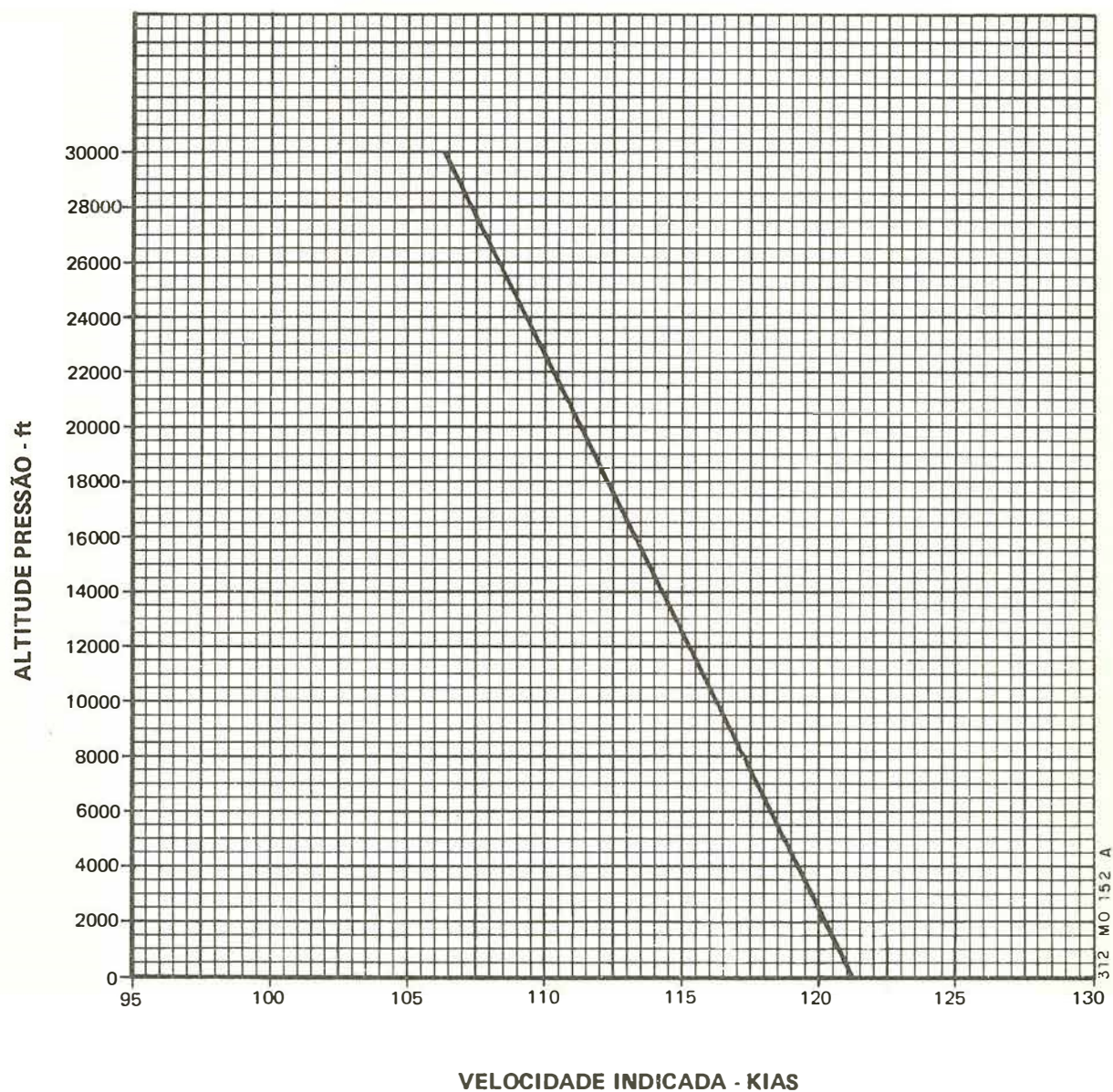
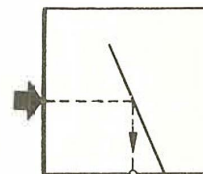
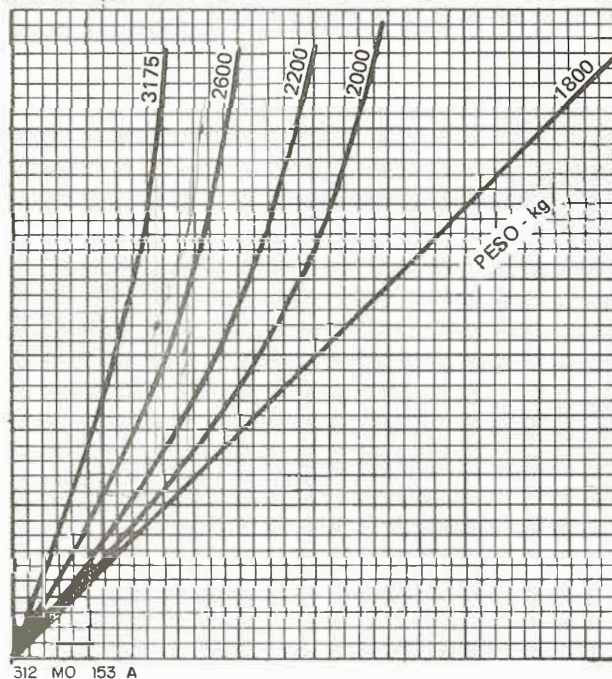
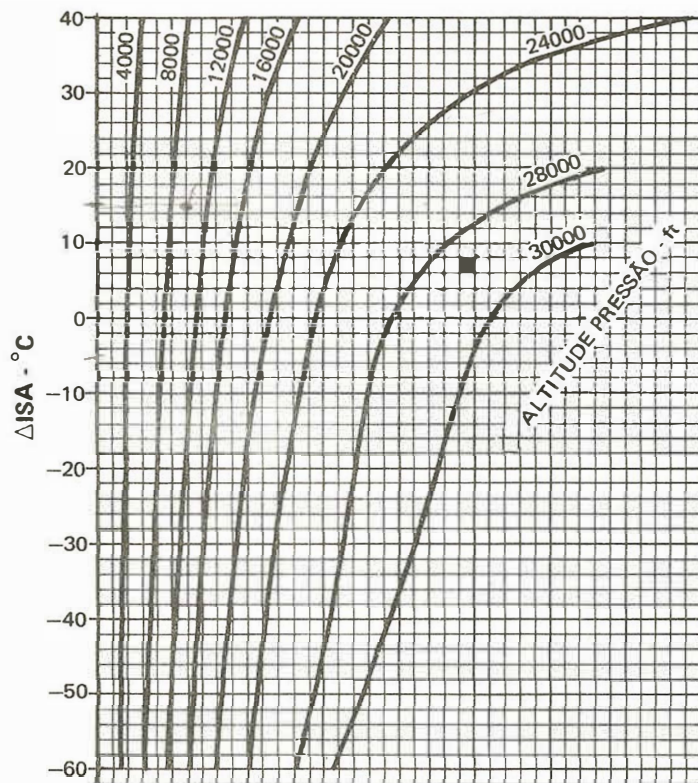


Figura A4-2



COMBUSTÍVEL PARA SUBIDA POTÊNCIA MÁXIMA CONTÍNUA

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JUNHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

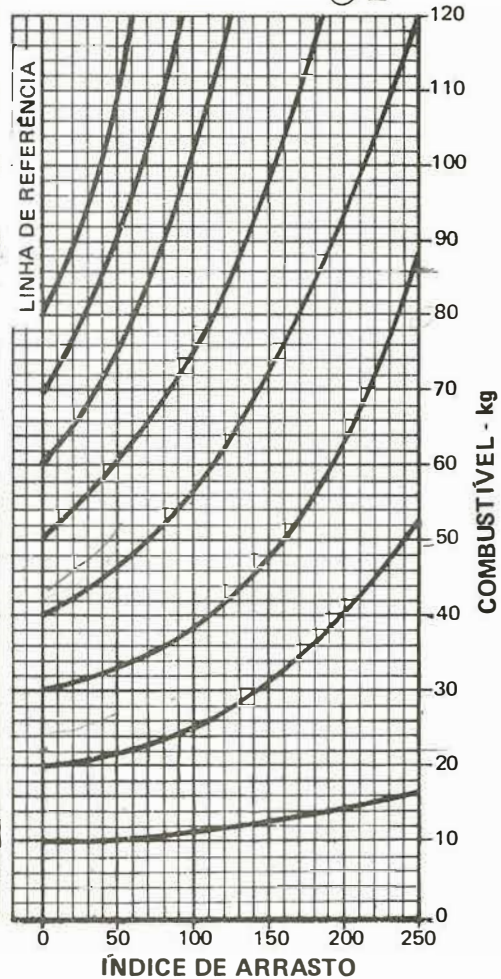
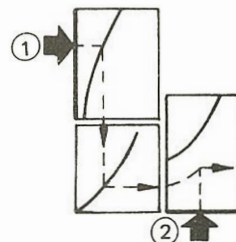


Figura A4-3 (Folha 1 de 2)

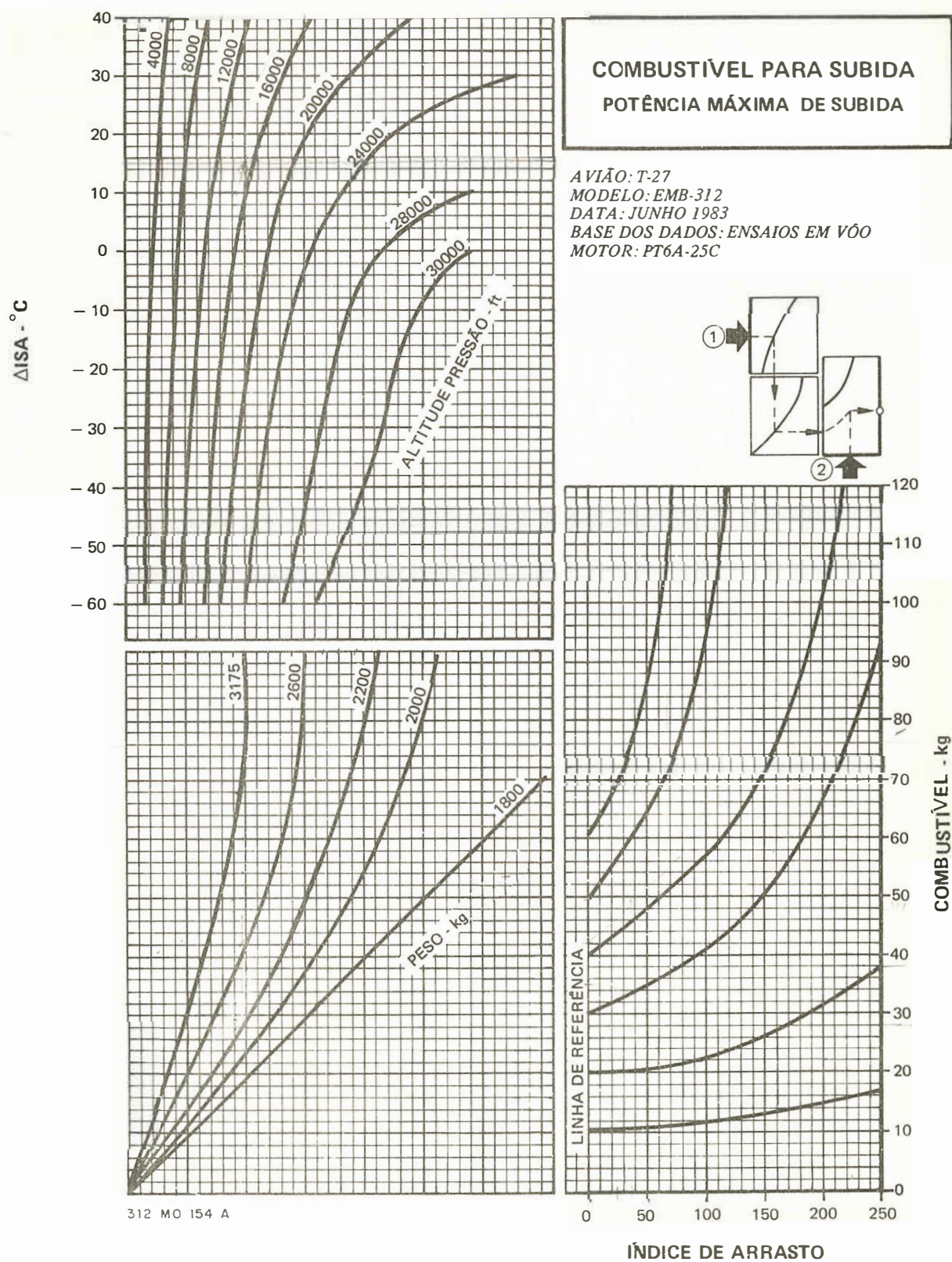


Figura A4-3 (Folha 2 de 2)

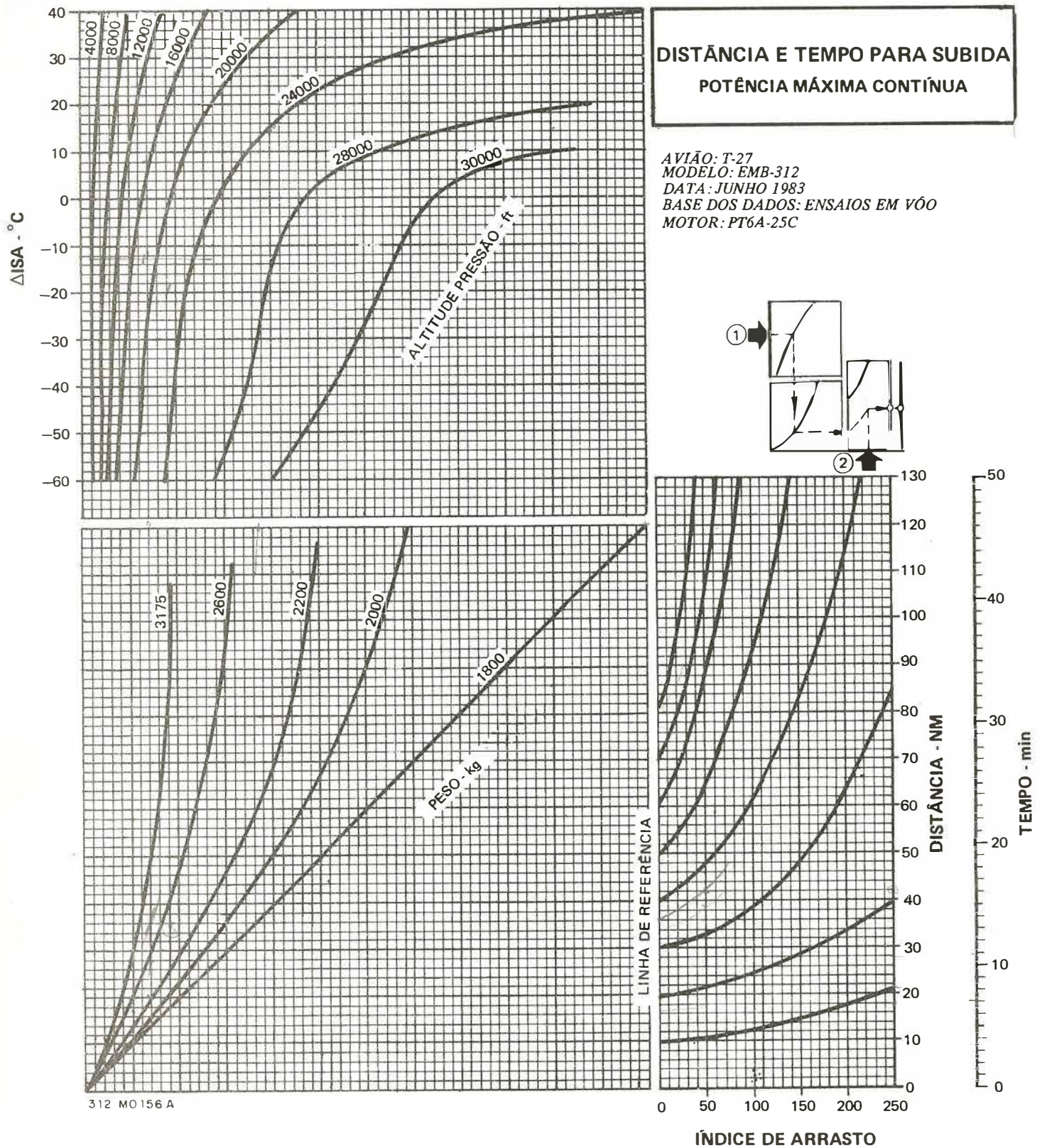


Figura A4-4 (Folha 1 de 2)

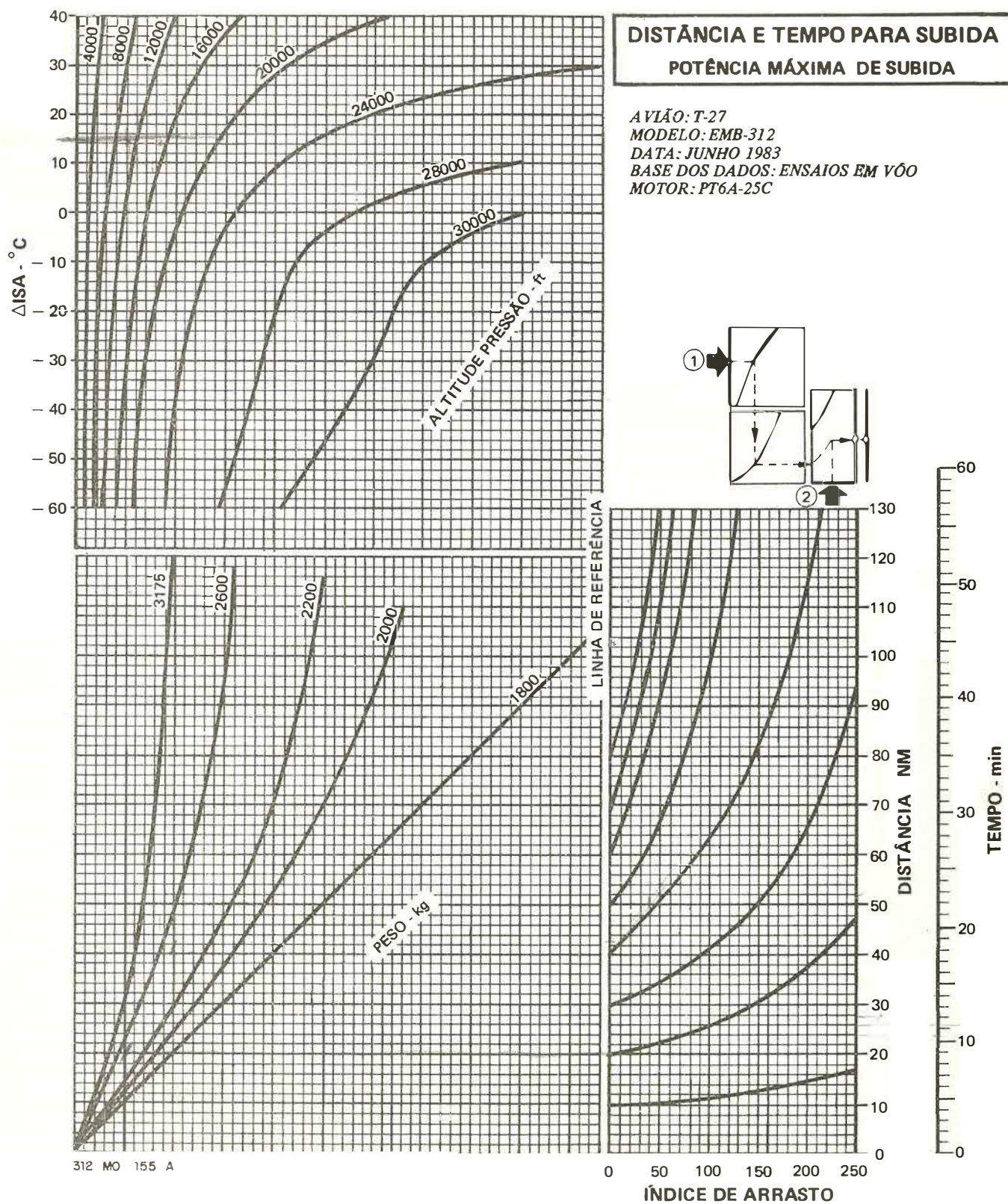


Figura A4-4 (Folha 2 de 2)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: MARÇO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

TETO DE COMBATE
 ATMOSFERA PADRÃO

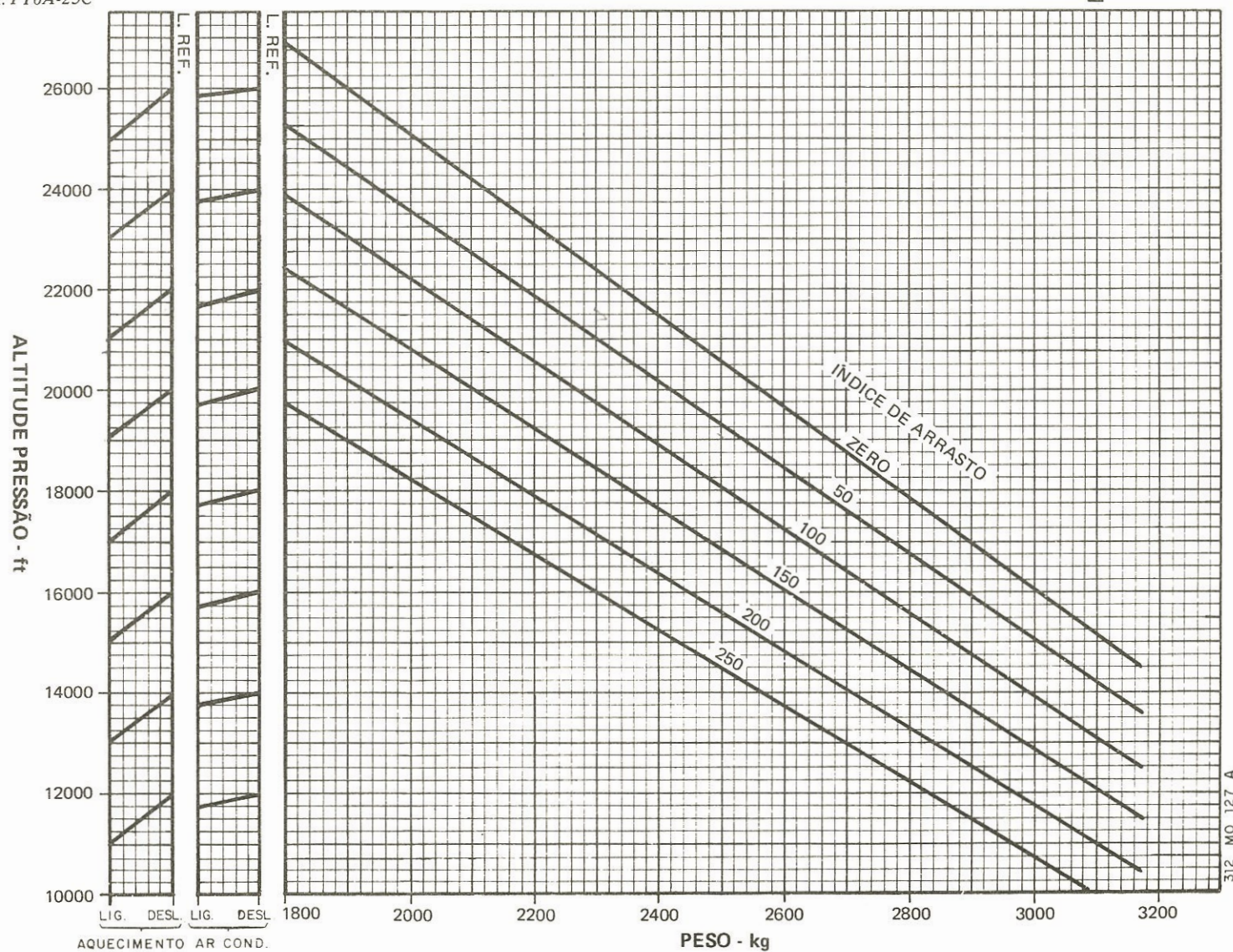
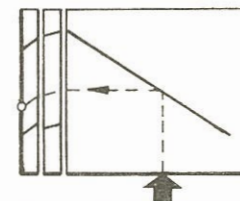


Figura A4-5

ALTITUDE ÓTIMA DE CRUZEIRO PARA MISSÕES DE CURTO ALCANCE

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JULHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

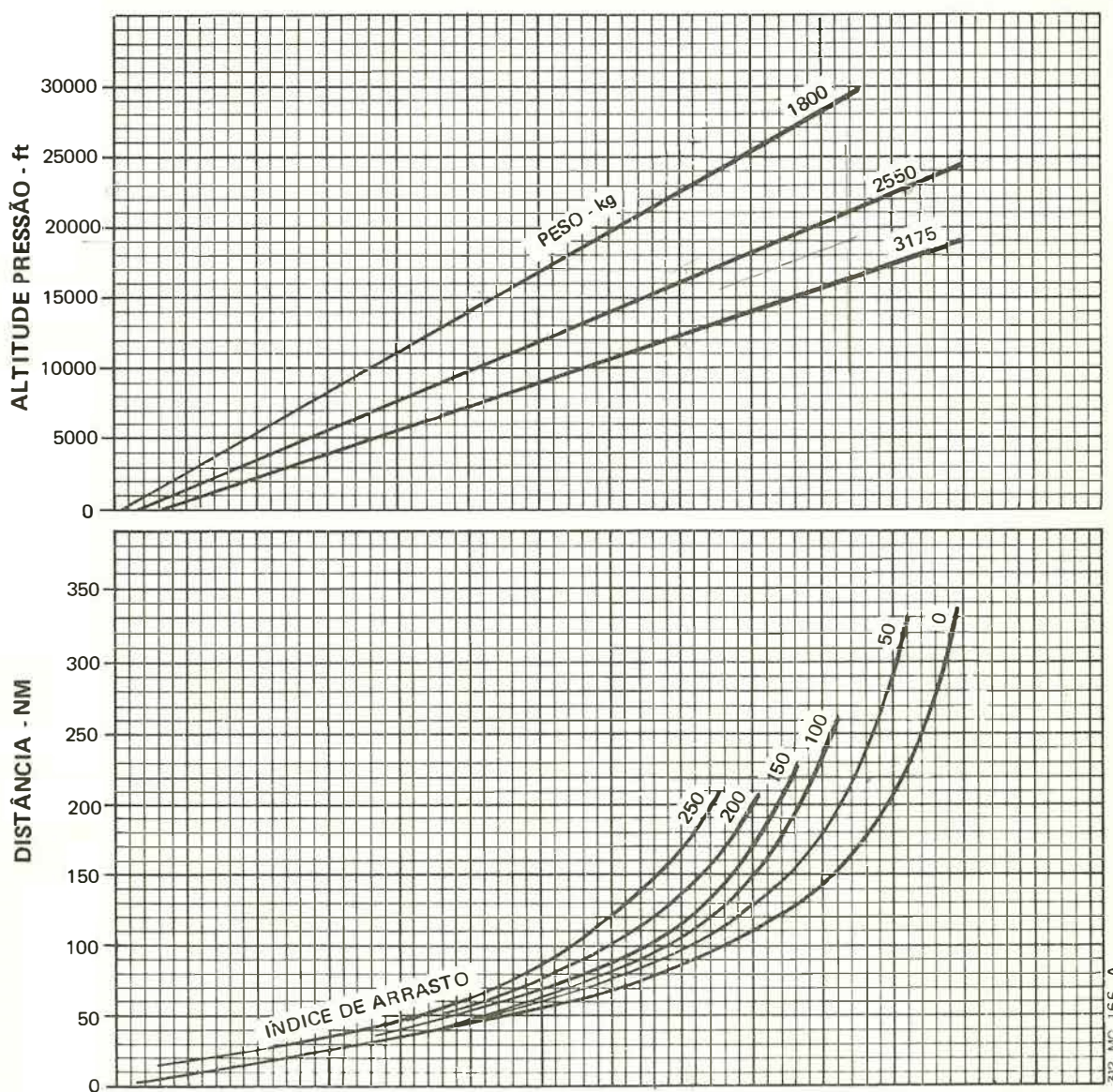
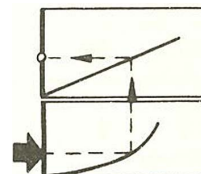


Figura A4-6

PARTE 5 – ALCANCE

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A5-1
Regimes de cruzeiro	A5-1
Número-referência e escala de transferência.....	A5-2
Velocidades e tempo em cruzeiro.....	A5-2
Alcance específico	A5-2
Combustível para cruzeiro	A5-3

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da Figura	Título	Página
A5-1	Número-referência de tração	A5-4
A5-2	Número-referência de arrasto	A5-5
A5-3	Escala de transferência.....	A5-6
A5-4	Velocidade verdadeira, velocidade em relação ao solo e tempo	A5-9
A5-5	Velocidade indicada em cruzeiro	A5-10
A5-6	Alcance específico	A5-11
A5-7	Fluxo de combustível e combustível requerido	A5-14

INTRODUÇÃO

O desempenho de uma aeronave em cruzeiro, em termos de alcance, está diretamente relacionado ao combustível consumido e à velocidade verdadeira. Para uma dada missão, onde a economia de combustível seja mais significativa que a velocidade, melhores resultados serão obtidos, voando com potência reduzida. As informações contidas nesta parte do apêndice permitem ao piloto selecionar a melhor opção de cruzeiro para a missão a ser executada. O desempenho é determinado pelo regime estabelecido na etapa de cruzeiro. Portanto, para o cumprimento de uma missão específica, o regime de cruzeiro deverá ser selecionado de forma a maximizar ou minimizar o parâmetro que permitirá realizar a missão com maior eficiência.

NOTA

Os gráficos apresentados nesta parte não são corrigidos para as condições de funcionamento do ar condicionado, aquecimento e separação inercial.

REGIMES DE CRUZEIRO

O desempenho em cruzeiro é determinado para os regimes definidos a seguir:

- Velocidade Máxima Horizontal: Regime para o qual a velocidade obtida é resultante do ajuste de potência máxima contínua.
- Cruzeiro Máximo: Regime para o qual a velocidade obtida é resultante do ajuste de potência máxima de cruzeiro.

- Longo Alcance: Regime para o qual a aeronave voará na maior velocidade, correspondente a um alcance específico igual a 99% do alcance específico máximo.

NÚMERO-REFERÊNCIA E ESCALA DE TRANSFERÊNCIA

A Figura A5-1 permite determinar o número-referência de tração em função da temperatura do ar externo e da altitude pressão.

A Figura A5-2 permite determinar o número-referência de arrasto em função do peso da aeronave, altitude pressão e do índice de arrasto.

Para os regimes de velocidade máxima horizontal e cruzeiro máximo, o valor na escala de transferência é determinado em função do número-referência de tração, número-referência de arrasto e do índice de arrasto.

Para o regime de longo alcance, o valor na escala de transferência é determinado diretamente em função do peso da aeronave, altitude pressão e do índice de arrasto.

As escalas de transferência são apresentadas na Figura A5-3.

VELOCIDADES E TEMPO EM CRUZEIRO

A Figura A5-4 permite determinar a velocidade verdadeira, a velocidade em relação ao solo e o tempo de voo em função do valor da escala de transferência, determinada anteriormente, temperatura do ar externo, velocidade e direção do vento e da distância a ser percorrida, para os regimes de velocidade máxima horizontal, cruzeiro máximo e longo alcance.

A velocidade indicada será determinada através da Figura A5-4, em função do valor determinado na escala de transferência e da altitude pressão.

Exemplo – baseado nas Figuras A5-1 à A5-5

Dados:

- Regime de cruzeiro: velocidade máxima horizontal.
- Peso da aeronave: 2520 kg.

- Índice de arrasto: 65.
- TAE: -5°C .
- Vento: nulo.
- Distância a ser percorrida: 300 NM.
- Altitude pressão: 10000 ft.

Determine:

- A velocidade verdadeira, velocidade em relação ao solo, tempo de voo e a velocidade indicada.

Procedimento:

- Entre na Figura A5-1 com os valores de TAE e altitude pressão e determine o número-referência de tração: 7,8.
- Entre na Figura A5-2 com os valores de peso da aeronave, altitude pressão e índice de arrasto e determine o número-referência de arrasto: 8,2.
- Entre na Figura A5-3 (Folha 1 de 3) com os valores do número-referência de tração e número-referência de arrasto e por interpolação determine o valor da escala de transferência igual a 30,9.
- Entre na Figura A5-4 com o valor obtido na escala de transferência, temperatura do ar externo, velocidade e direção do vento e determine a velocidade em relação ao solo e a velocidade verdadeira igual a 200 kt.
- prossiga entrando com o valor da distância a ser voada e determine o tempo de voo igual a 90 min.
- Entre na Figura A5-5 com o valor obtido da escala de transferência e altitude pressão e determine a velocidade indicada igual a 150 KIAS.

ALCANCE ESPECÍFICO

O alcance específico é definido como o quociente entre a velocidade verdadeira e o fluxo de combustível. Representa a distância que pode ser voada pelo consumo de uma unidade de massa de combustível. Para um dado peso da aeronave, altitude pressão e configuração externa (índice de arrasto), o alcance específico varia com a velocidade da aeronave, crescendo inicialmente com o aumento de velocidade, passando por um máximo (alcance específico máximo) e finalmente decrescendo com o aumento de velocidade.

A Figura A5-6 permite determinar o alcance específico em função do peso da aeronave, altitude pressão, índice de arrasto e temperatura do ar externo.

Exemplo – baseado na Figura A5-6

Dados:

- Regime de cruzeiro: velocidade máxima horizontal.
- Peso da aeronave: 2951 kg.
- Altitude pressão: 15000 ft.
- Índice de arrasto: 65.
- TAE: -5°C .

Determine:

- O alcance específico.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores de peso da aeronave, altitude pressão, índice de arrasto e TAE e determine o alcance específico: 1,35 NM/kg.

COMBUSTÍVEL PARA CRUZEIRO

A Figura A5-7 permite determinar o fluxo de combustível e o combustível requerido para o cruzeiro, em função da velocidade verdadeira, tempo e alcance específico, determinados anteriormente.

Exemplo – baseado na Figura A5-7

Dados:

- Velocidade verdadeira: 200 kt.
- Tempo de voo: 90 min.
- Alcance específico: 1,35 NM/kg.

Determine:

- O fluxo de combustível e o combustível requerido para o cruzeiro.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores de alcance específico e velocidade verdadeira.
- Determine o fluxo de combustível: 325 lb/h.
- Prossiga entrando com o tempo de voo e determine o combustível requerido: 220 kg.

NÚMERO REFERÊNCIA DE TRAÇÃO

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: DEZEMBRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

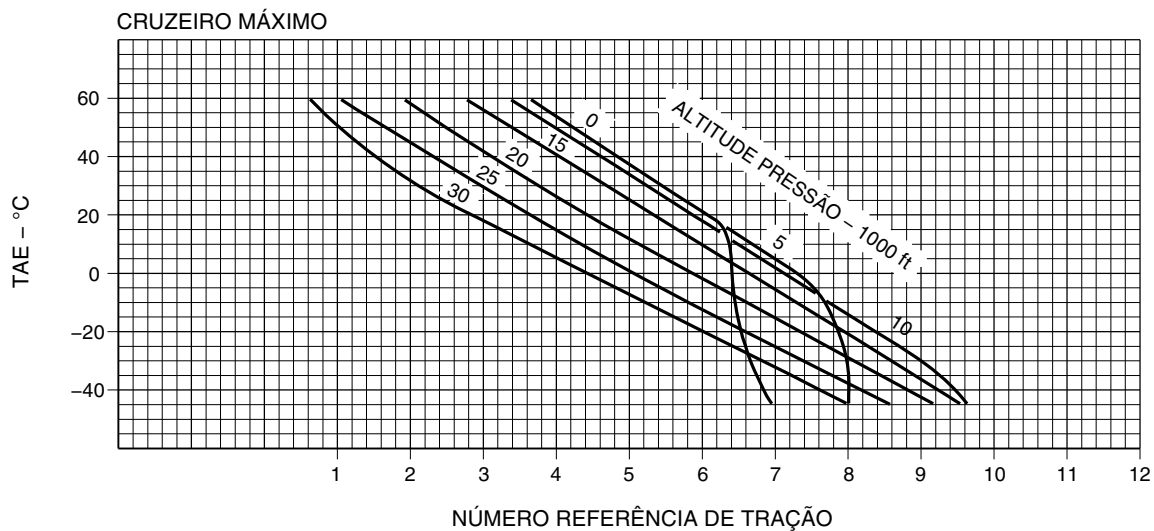
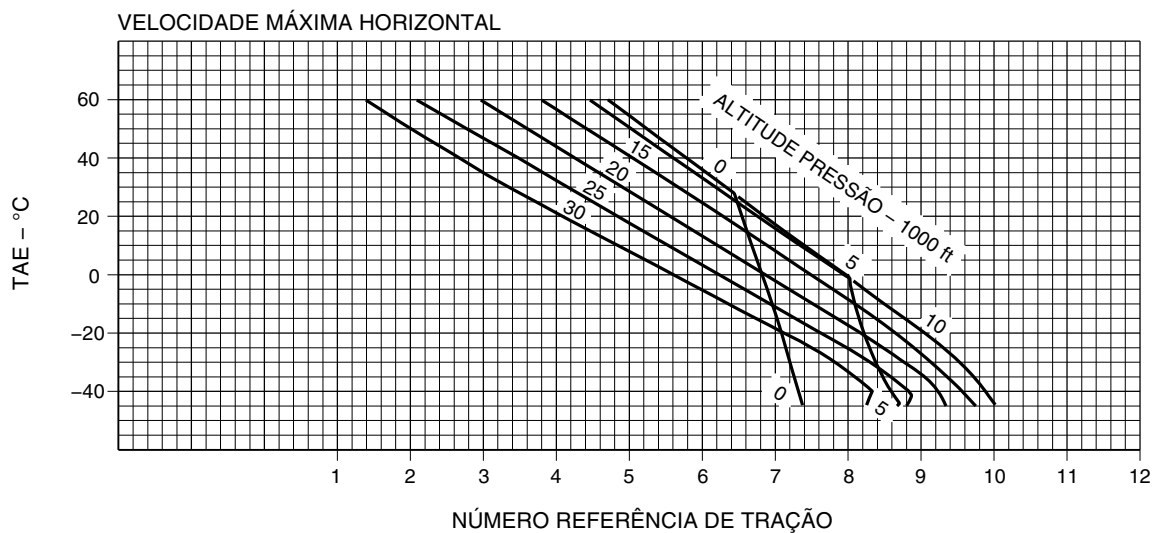
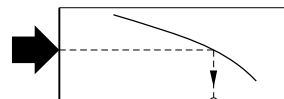
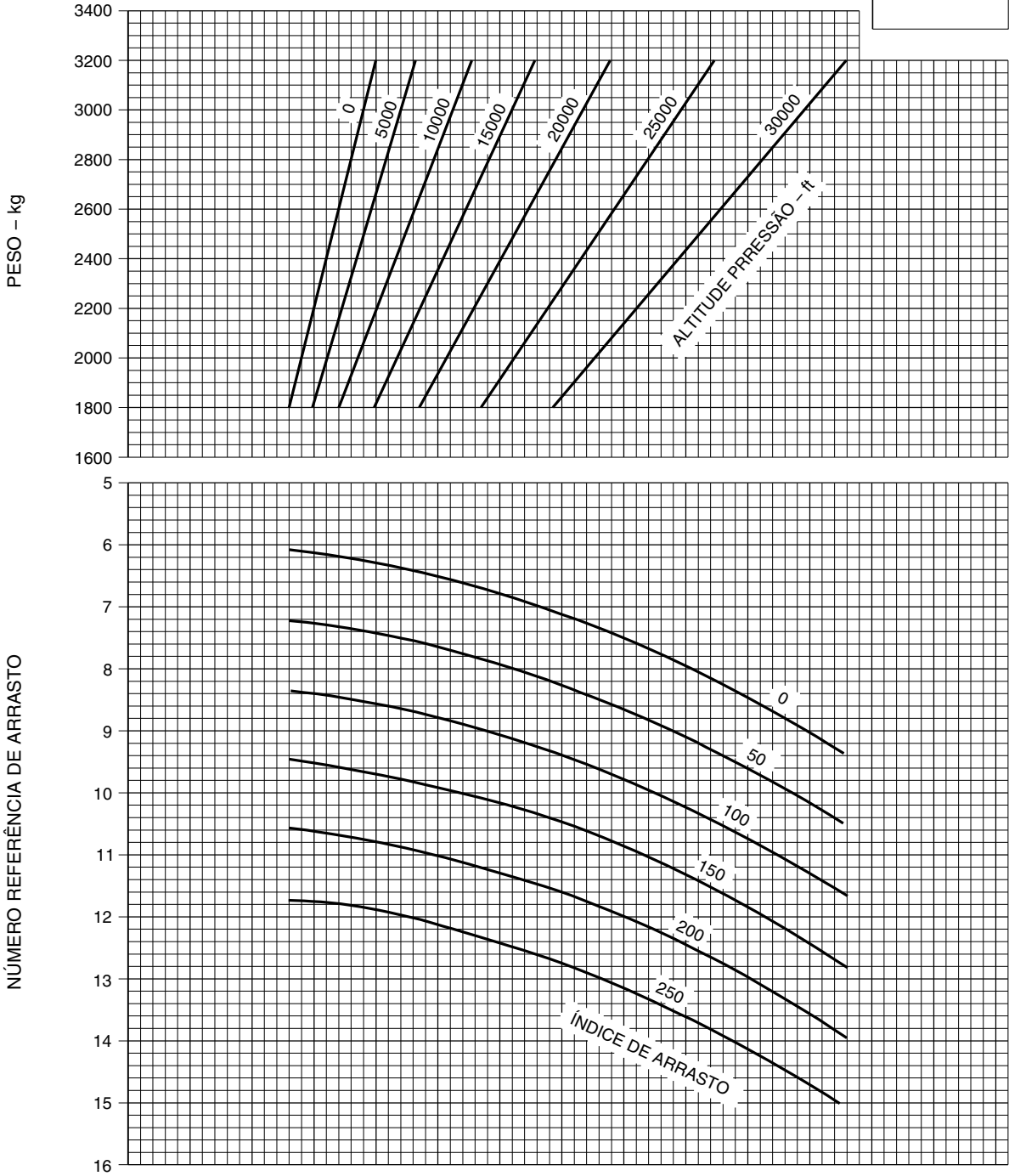
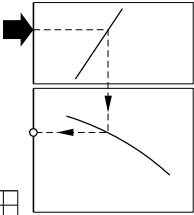


Figura A5-1

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: DEZEMBRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

NÚMERO REFERÊNCIA DE ARRASTO
VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL E CRUZEIRO MÁXIMO



EMB312MV050007B.DGN

Figura A5-2

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: DEZEMBRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

ESCALA DE TRANSFERÊNCIA

VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL E CRUZEIRO MÁXIMO

NOTA

CASO OCORRA DOIS PONTOS DE CRUZAMENTO ENTRE AS LINHAS DE Nº REFERÊNCIA DE TRAÇÃO E Nº REFERÊNCIA DE ARRASTO, UTILIZE SEMPRE O MAIOR VALOR ENCONTRADO NA ESCALA DE TRANSFERÊNCIA PARA DETERMINAR A VELOCIDADE VERDADEIRA E A VELOCIDADE INDICADA.

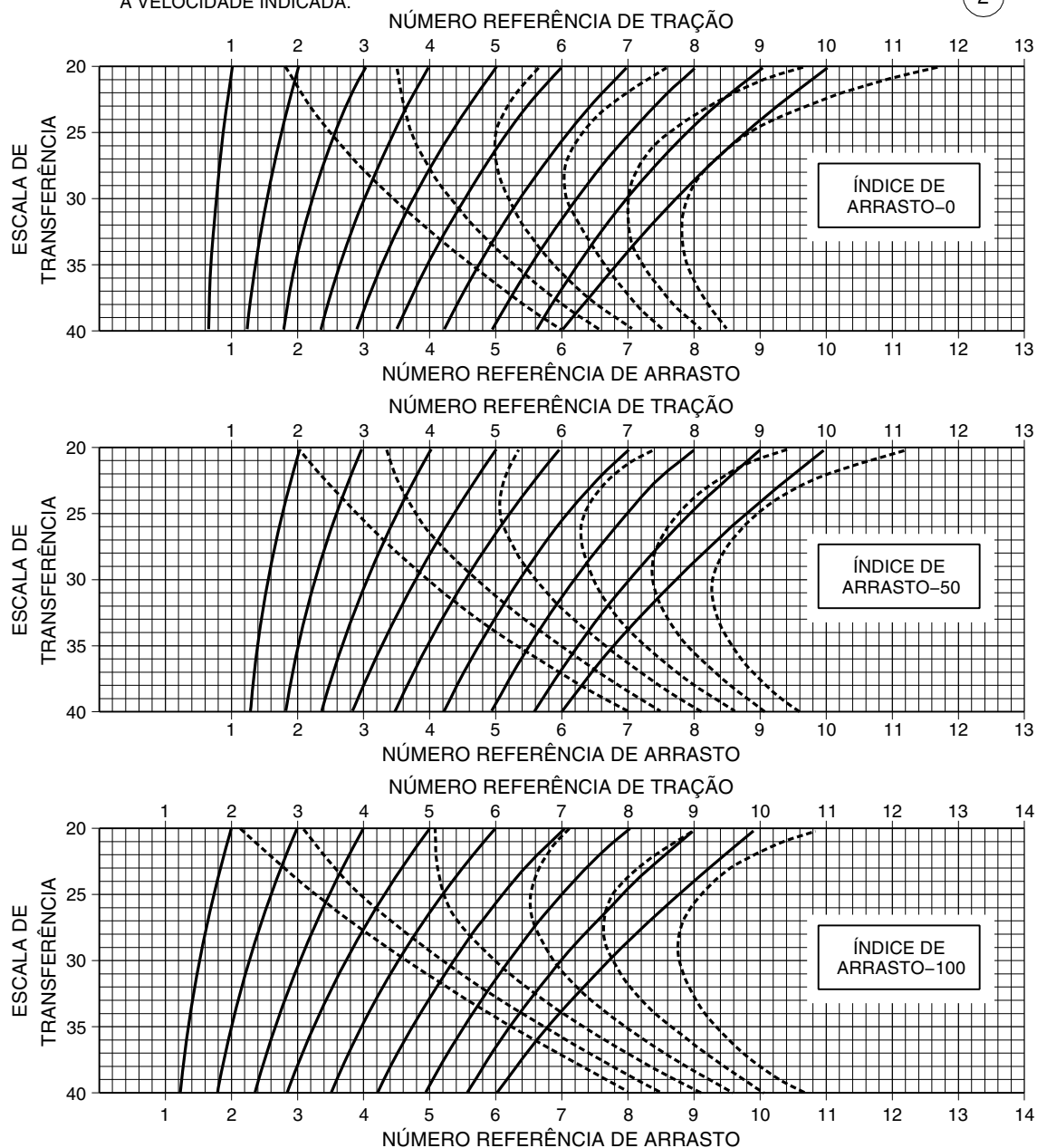
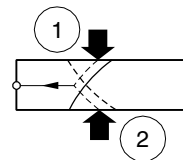


Figura A5-3 (Folha 1 de 3)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: DEZEMBRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

ESCALA DE TRANSFERÊNCIA VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL E CRUZEIRO MÁXIMO

NOTA

CASO OCORRA DOIS PONTOS DE CRUZAMENTO ENTRE AS LINHAS DE Nº REFERÊNCIA DE TRAÇÃO E Nº REFERÊNCIA DE ARRASTO, UTILIZE SEMPRE O MAIOR VALOR ENCONTRADO NA ESCALA DE TRANSFERÊNCIA PARA DETERMINAR A VELOCIDADE VERDADEIRA E A VELOCIDADE INDICADA.

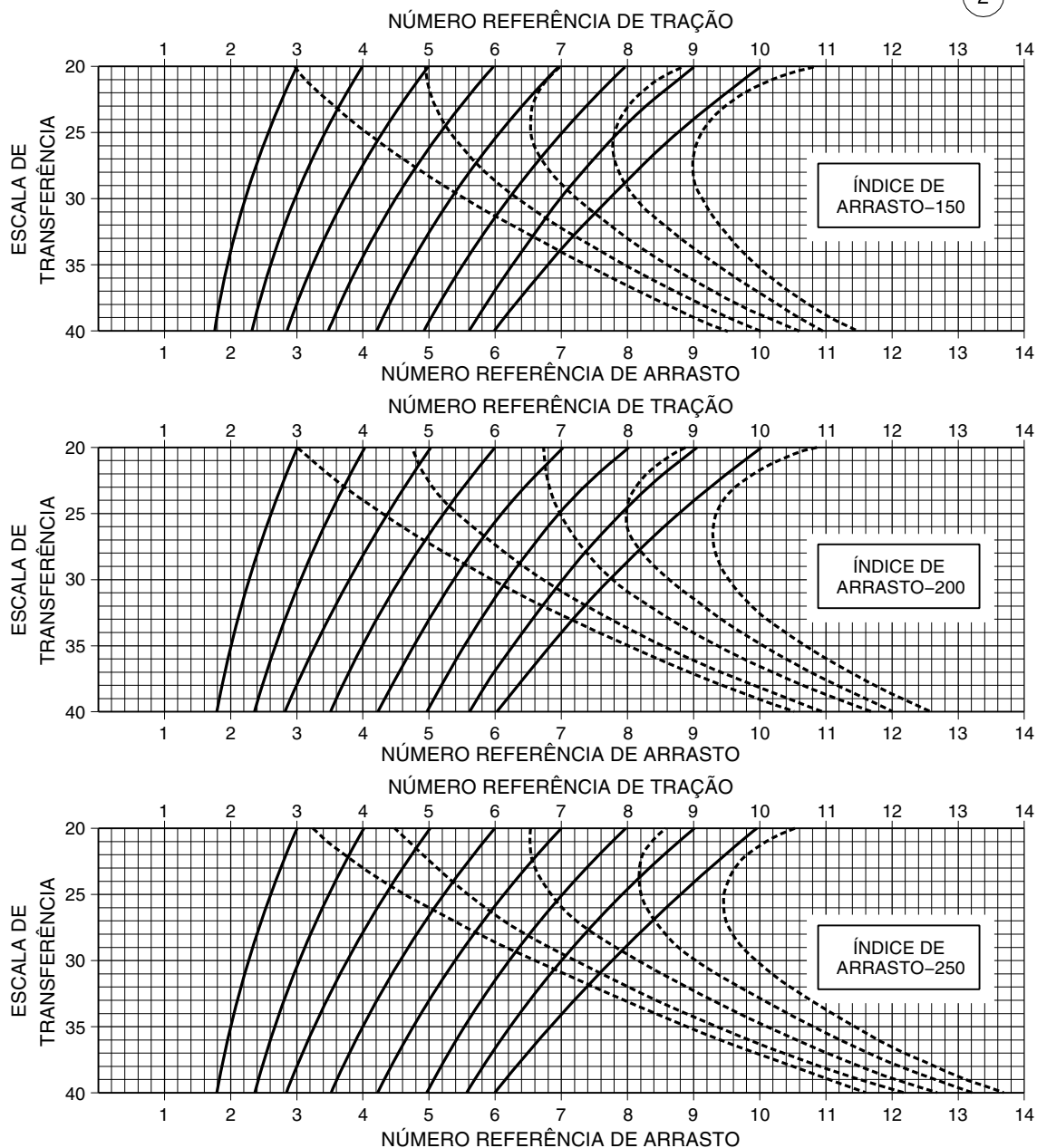
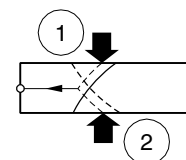
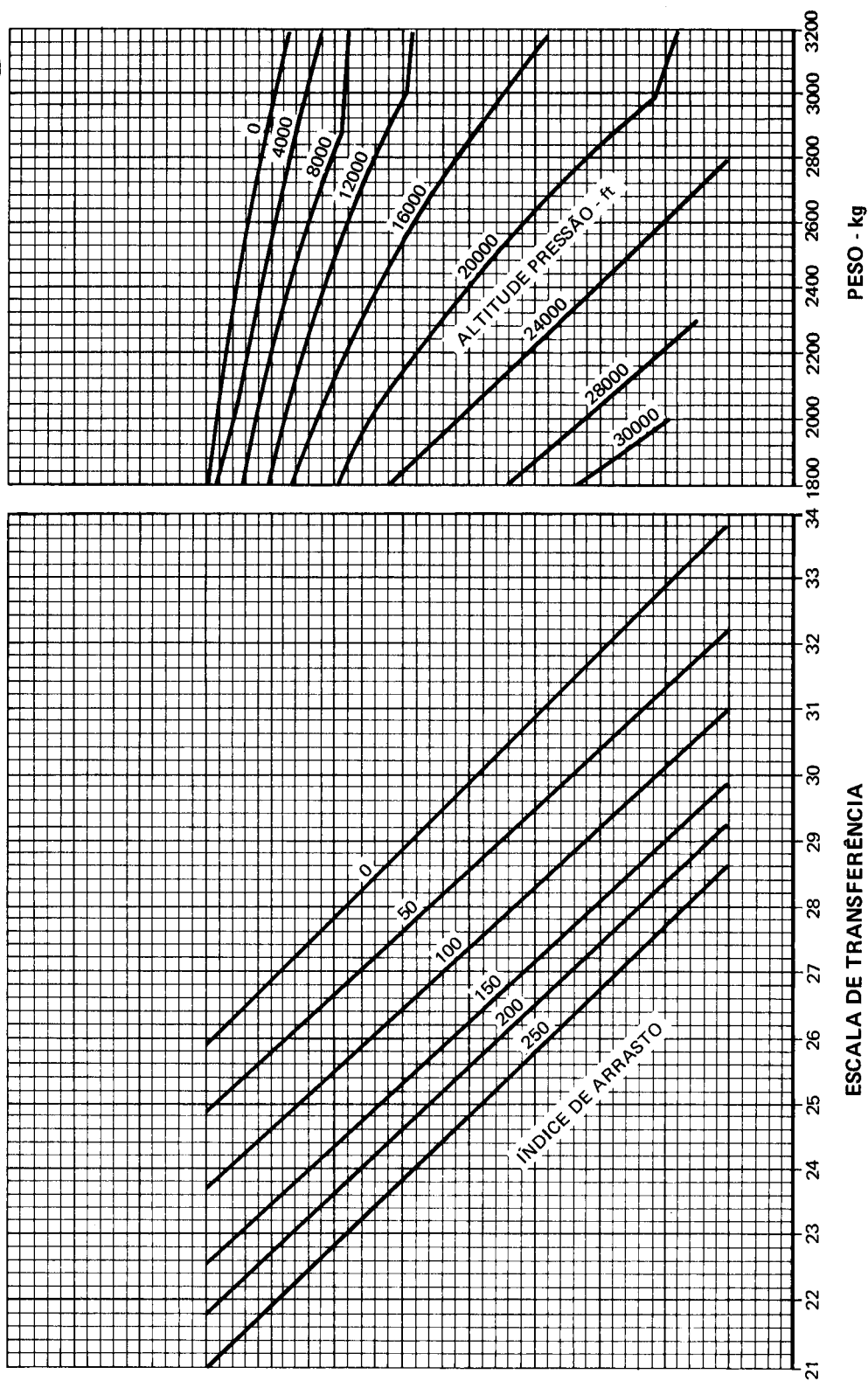
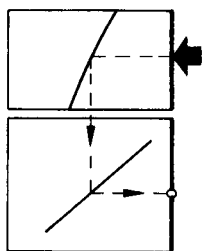


Figura A5-3 (Folha 2 de 3)

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: DEZEMBRO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

ESCALA DE TRANSFERÊNCIA LONGO ALCANCE



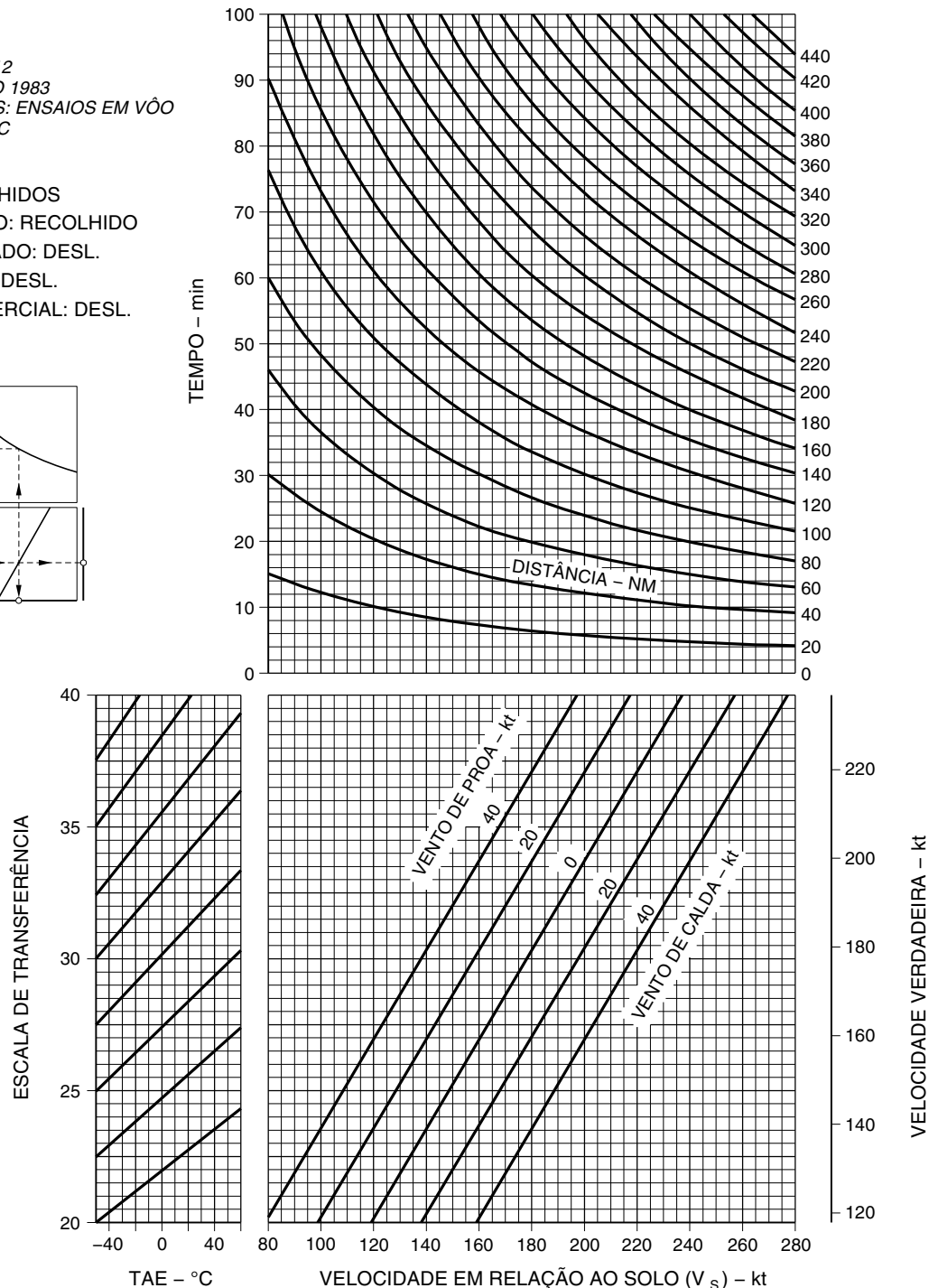
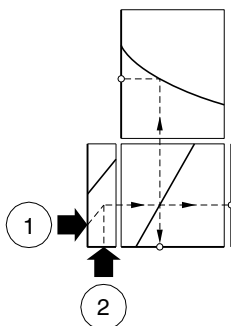
EV0312M/V080042A.TIF

Figura A5-3 (Folha 3 de 3)

VELOCIDADE VERDADEIRA,
VELOCIDADE EM RELAÇÃO AO SOLO E TEMPO
VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL,
CRUZEIRO MÁXIMO E LONGO ALCANCE

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: DEZEMBRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

FLAPES: RECOLHIDOS
TREM DE POUSO: RECOLHIDO
AR CONDICIONADO: DESL.
AQUECIMENTO: DESL.
SEPARAÇÃO INERCIAL: DESL.



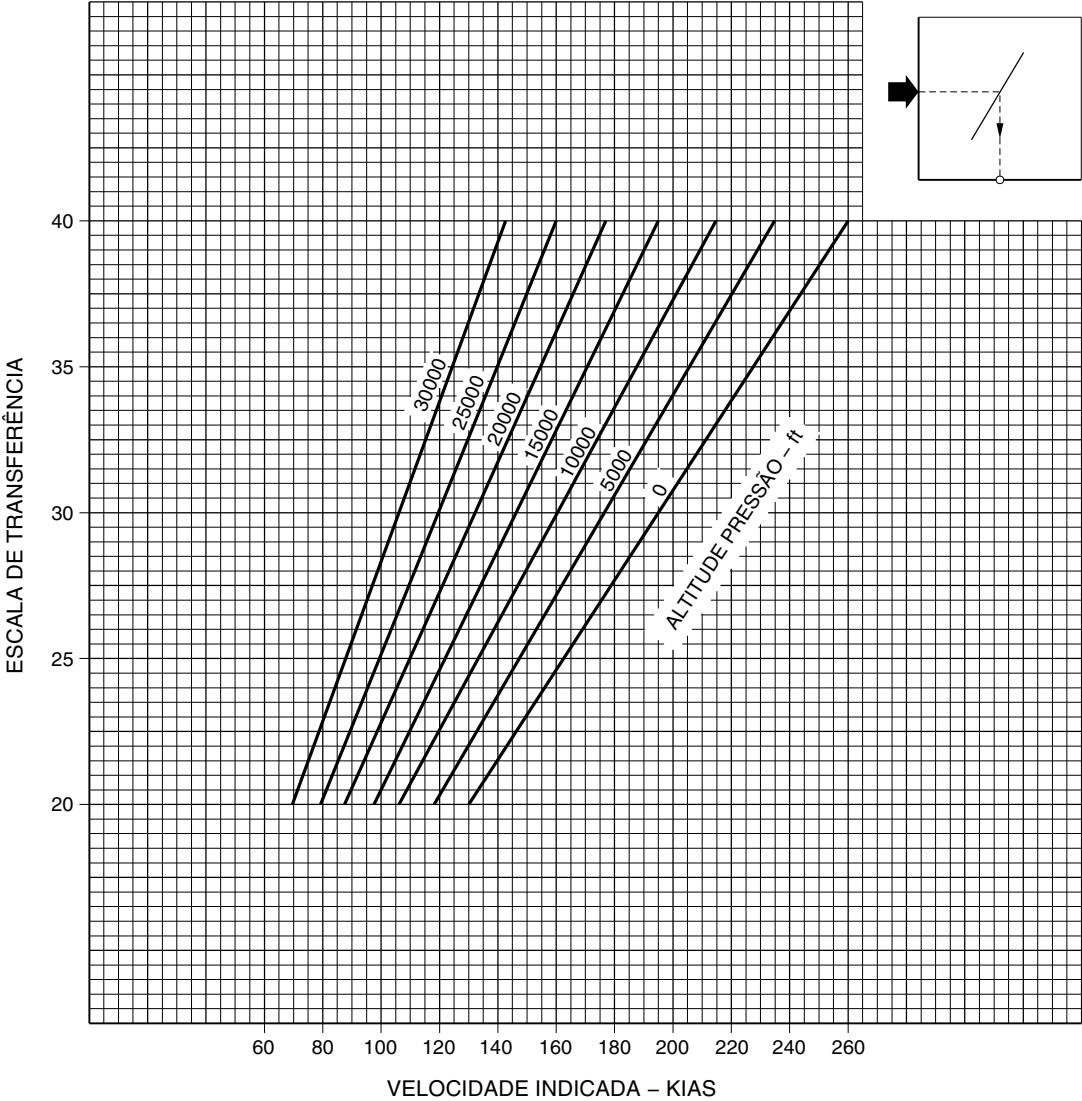
EMB312MV05006B.DGN

Figura A5-4

VELOCIDADE INDICADA EM CRUZEIRO
VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL, CRUZEIRO
MÁXIMO E LONGO ALCANCE

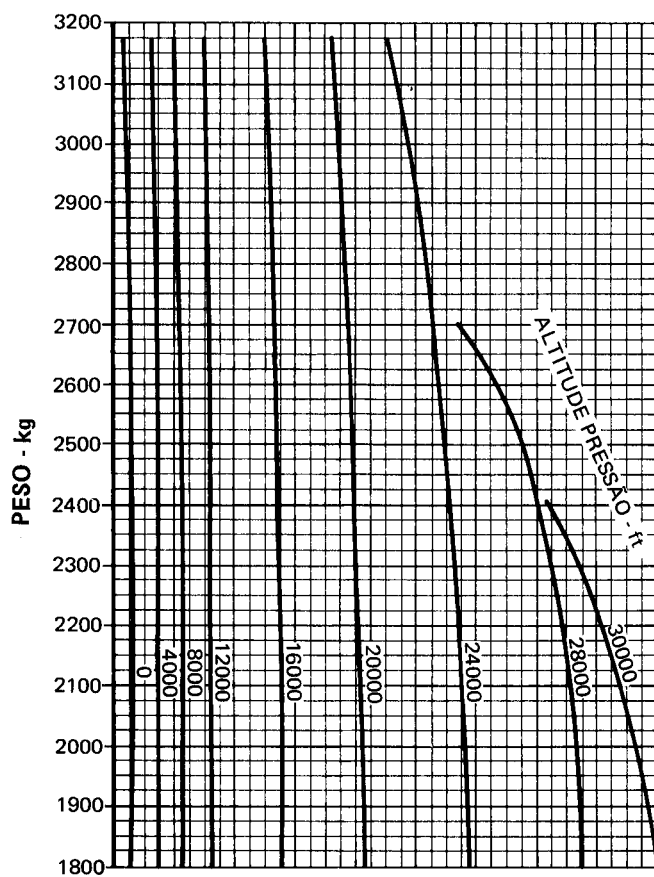
AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: DEZEMBRO 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

FLAPES: RECOLHIDOS
TREM DE POUSO: RECOLHIDO
AR CONDICIONADO: DESL.
AQUECIMENTO: DESL.
SEPARAÇÃO INERCIAL: DESL.



EM312MV/050005B.DGN

Figura A5-5



ALCANCE ESPECÍFICO VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JUNHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

FLAPES RECOLHIDOS
 TREM DE POUSO RECOLHIDO
 AR CONDICIONADO: DESL.
 AQUECIMENTO: DESL.
 SEPARAÇÃO INERCIAL: DESL.

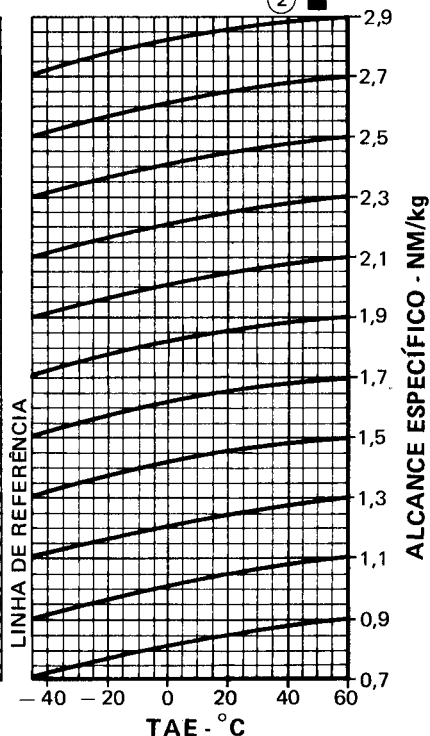
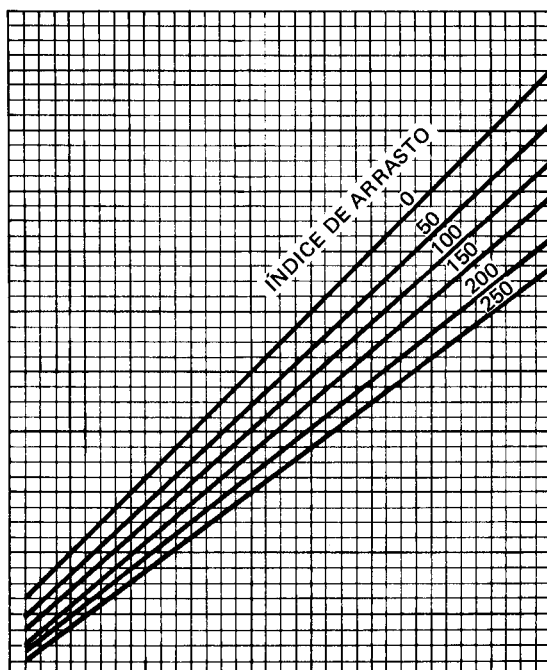
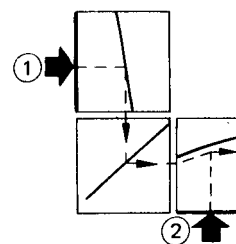
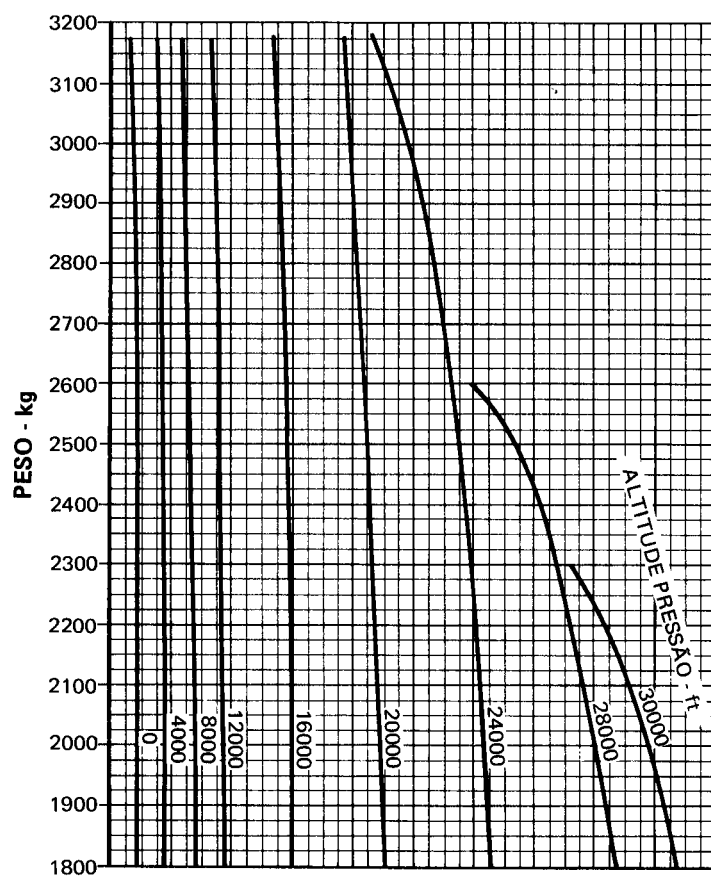


Figura A5-6 (Folha 1 de 3)



ALCANCE ESPECÍFICO CRUZEIRO MÁXIMO

AVIÃO : T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JULHO 1983
 BADOS DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

FLAPES RECOLHIDOS
 TREM DE POUSO RECOLHIDO
 AR CONDICIONADO: DESL.
 AQUECIMENTO: DESL.
 SEPARAÇÃO INERCIAL: DESL.

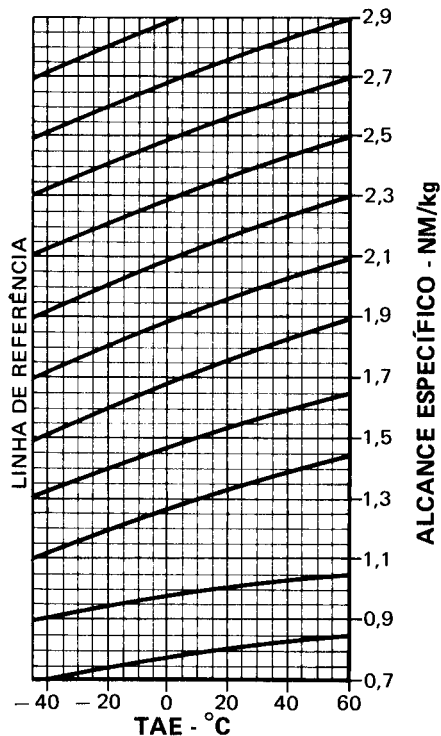
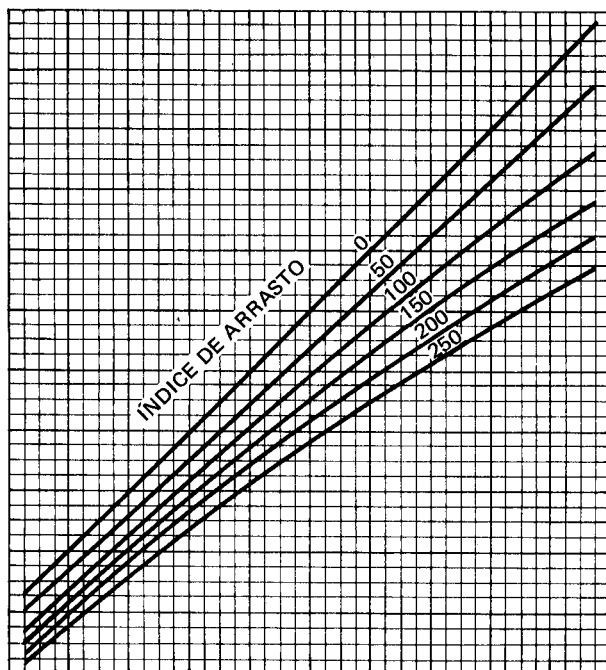
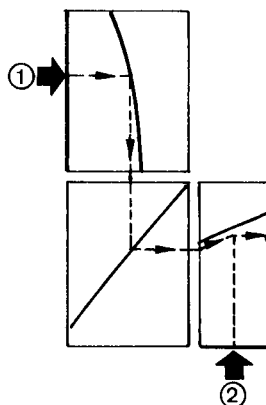


Figura A5-6 (Folha 2 de 3)

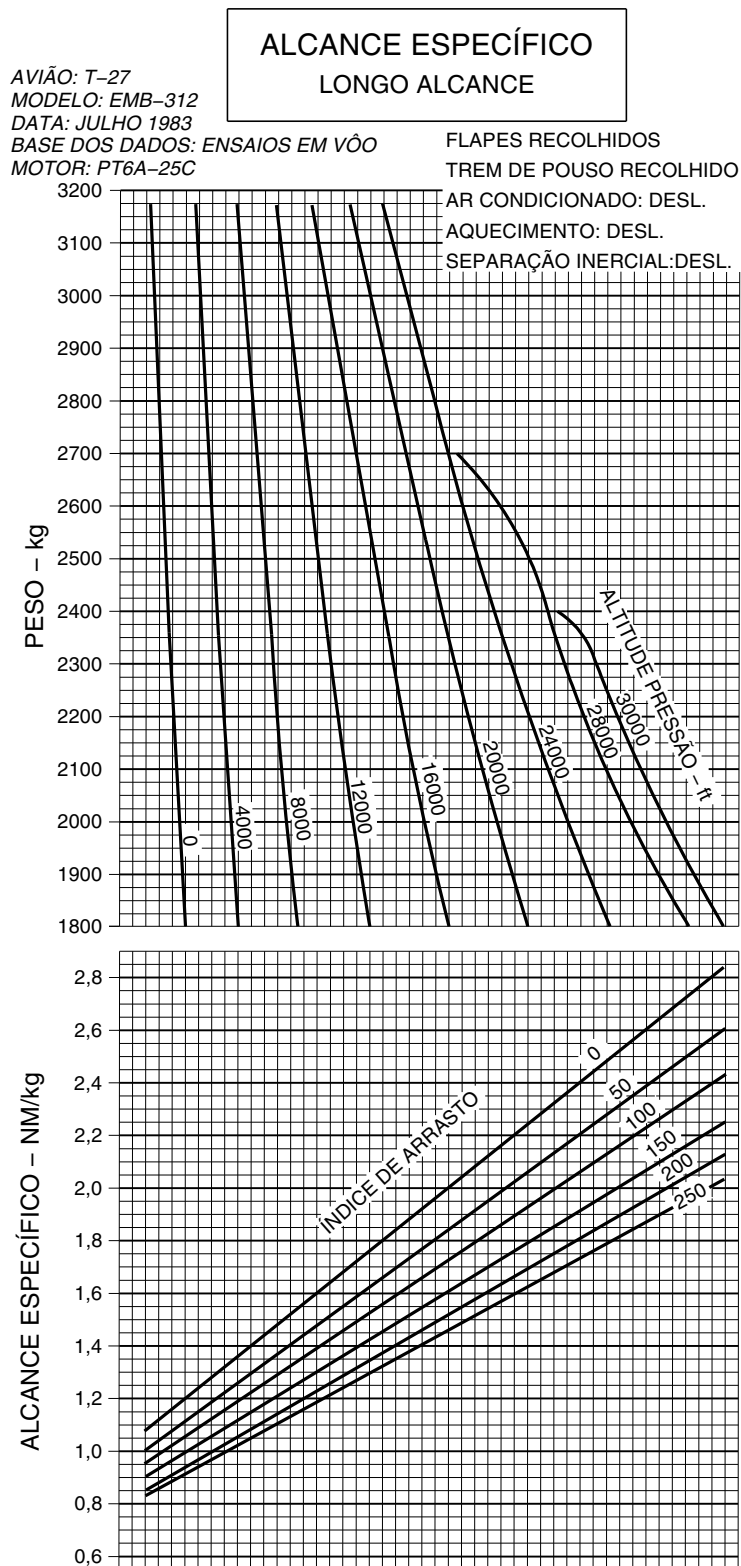


Figura A5-6 (Folha 3 de 3)

AVIÃO T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JULHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

**FLUXO DE COMBUSTÍVEL E
 COMBUSTÍVEL REQUERIDO
 VELOCIDADE MÁXIMA HORIZONTAL
 CRUZEIRO MÁXIMO E
 LONGO ALCANCE**

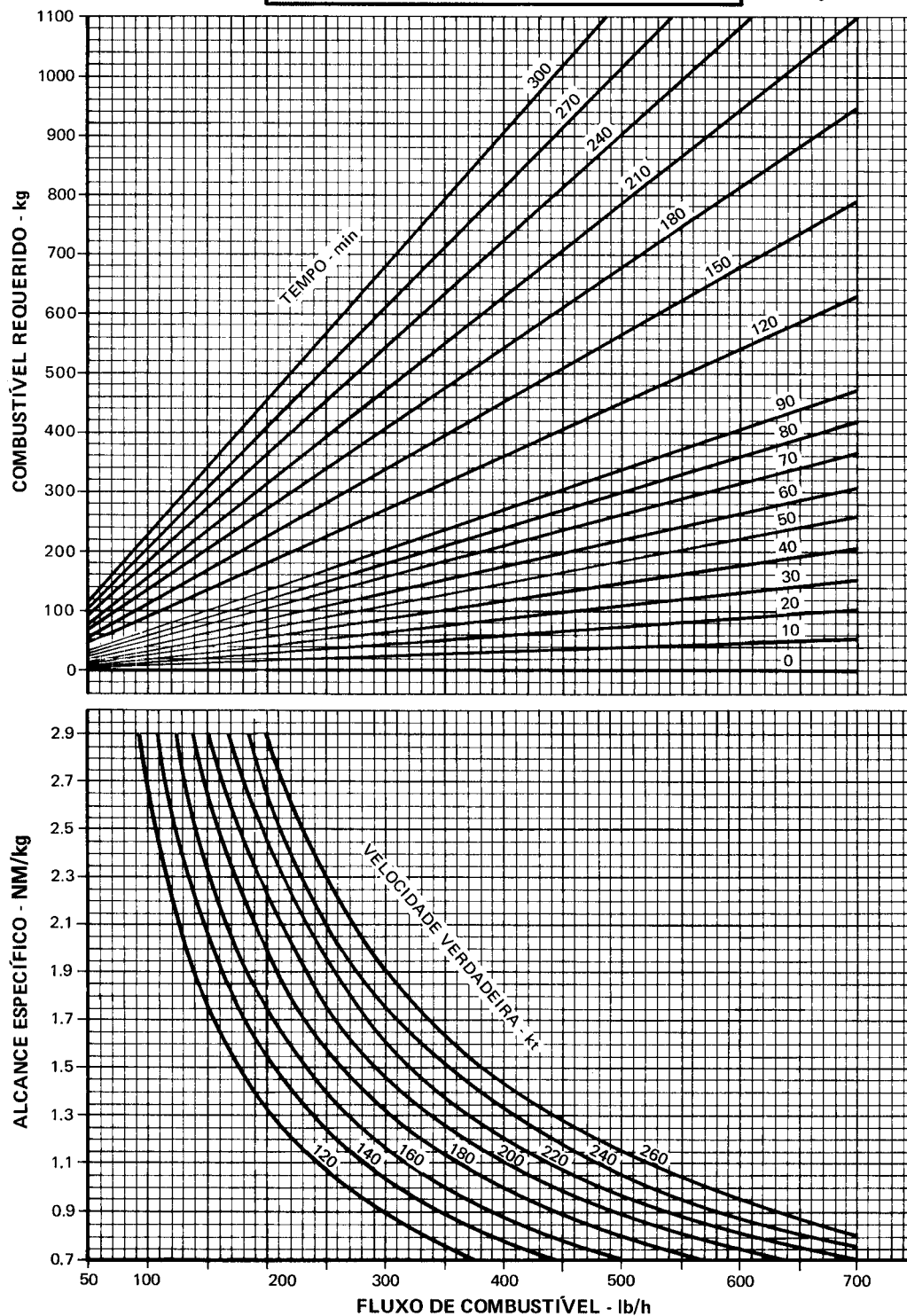
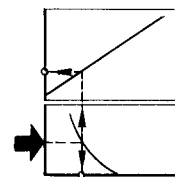


Figura A5-7

PARTE 6 – AUTONOMIA

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A6-1
Exemplo de uso do gráfico	A6-1

GRÁFICO

Nº da figura	Título	Página
A6-1	Autonomia Máxima	A6-2

INTRODUÇÃO

Esta parte apresenta dados de desempenho que permitem determinar a Autonomia Máxima decorrente do consumo mínimo de combustível por tempo de voo, durante as diversas operações, incluindo a execução de órbitas, espera, engajamento em formaturas etc. As correções de peso devido ao ângulo de inclinação lateral e as correções da variação da TAE em relação à ISA (Δ ISA) são fornecidas no gráfico. Se o período de espera requer um voo com ângulo de inclinação lateral, o peso deve ser corrigido para o ângulo de inclinação determinado. Além dos parâmetros citados acima, os dados de desempenho para Autonomia Máxima são determinados também em função da altitude pressão e do índice de arrasto, com uma velocidade de 110 KIAS, com flapes e trem de pouso recolhidos.

EXEMPLO DE USO DO GRÁFICO

Exemplo — baseado na figura A6-1

Dados:

- Peso da aeronave: 2500 kg.
- Altitude pressão: 10000 ft.

- Índice de arrasto: 49.
- Δ ISA: 10°C.
- Ângulo de inclinação lateral: 30°.
- Tempo de espera: 30 min.

Determine:

- Fluxo de combustível.
- Combustível requerido.
- Altitude ótima de autonomia máxima (se necessário).

Procedimento:

- Entre no gráfico [A] com os valores do ângulo de inclinação lateral e peso da aeronave e determine o peso corrigido igual a 2900 kg.
- Entre no gráfico [B] com os valores de peso corrigido, altitude pressão e índice de arrasto.
- Faça a correção devida à variação de temperatura em relação à ISA (Δ ISA) e determine o fluxo de combustível igual a 230 lb/h.
- Em seguida, entre com o tempo de espera e determine o combustível requerido igual a 50 kg.
- Se necessário, entre no gráfico [C] com o valor do peso corrigido e índice de arrasto e determine a Altitude Ótima de Autonomia Máxima igual a 20000 ft.

AVIÃO : T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JULHO 1983
 BADOS DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

AUTONOMIA MÁXIMA
TEMPO, COMBUSTÍVEL E ALTITUDE ÓTIMA

FLAPES E TREM DE POUSO RECOLHIDOS
 110 KIAS
 ÍNDICE DE ARRASTO - 0 à 250

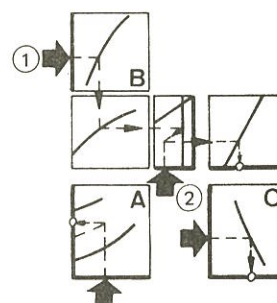
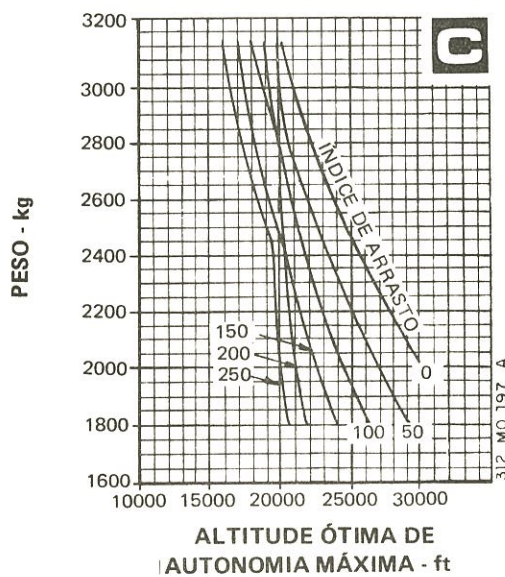
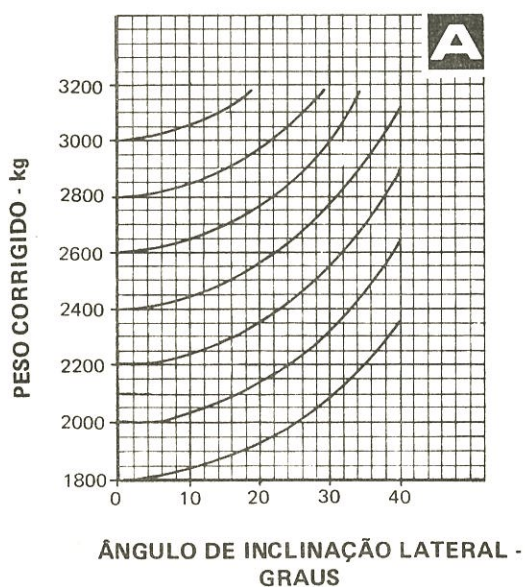
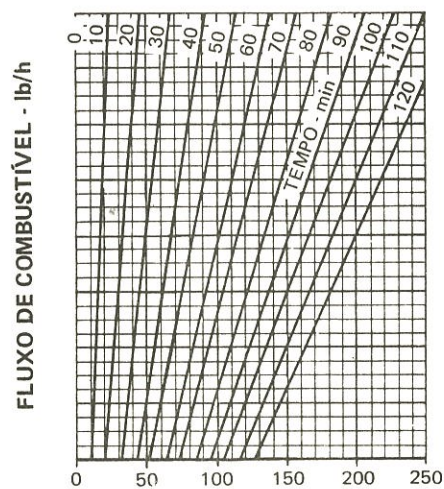
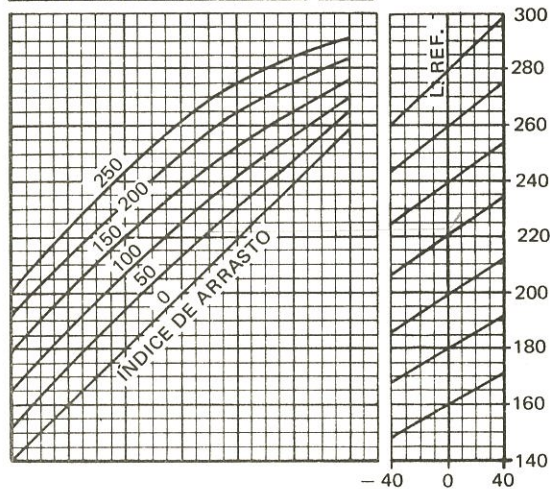
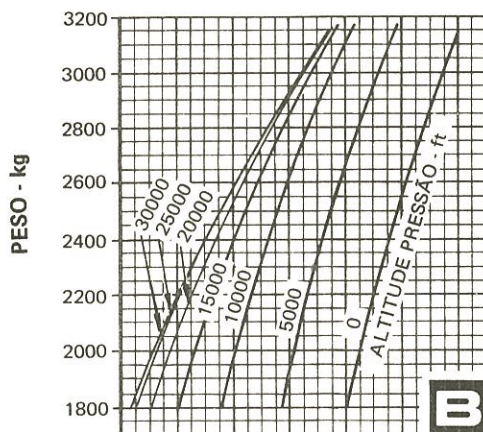


Figura A6-1

PARTE 7 – DESCIDA

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A7-1
Descida de máximo alcance	A7-1
Descida de penetração	A7-1
Razão de descida	A7-1
Exemplo de uso dos gráficos	A7-1

GRÁFICOS

Nº da figura	Título	Página
A7-1	Descida de máximo alcance	A7-3
A7-2	Descida de penetração	A7-4

INTRODUÇÃO

Esta parte apresenta os dados necessários para o planejamento de descida através de gráficos que permitem determinar a distância, o tempo e o combustível requeridos durante a descida, em função da velocidade, torque, altitude pressão e do índice de arrasto.

DESCIDA DE MÁXIMO ALCANCE

A Descida de Máximo Alcance é realizada com 250 lb.ft de torque, flapes e trem de pouso recolhidos e na velocidade de planeio máximo (115 KIAS).

A figura A7-1 apresenta os dados de desempenho nestas condições.

DESCIDA DE PENETRAÇÃO

A Descida de Penetração é realizada com a manete posi-

cionada em MÍN e à velocidade de 200 KIAS. A figura A7-2 apresenta os dados de desempenho nestas condições.

RAZÃO DE DESCIDA

A razão de descida em ambos os regimes de descida será determinada em função dos valores de torque e velocidade indicados em cada gráfico.

EXEMPLO DE USO DOS GRÁFICOS

Exemplo 1 — baseado na figura A7-1

Dados:

Altitude pressão: 15000 ft.

Índice de arrasto: 65.

Descida de 15000 ft até o nível do mar.

Determine:

- Combustível para a descida.
- Tempo de descida.
- Distância de descida.

Procedimento:

- Entre no gráfico com os valores de altitude pressão e índice de arrasto e determine:
 - Combustível: 17 kg.
 - Tempo: 15 min.
 - Distância: 33 NM.
- A descida será efetuada com 250 lb.ft de torque à velocidade de 115 KIAS.

Exemplo 2 — baseado na figura A7-2

Dados:

- Altitude pressão: 15000 ft.
- Índice de arrasto: 49.
- Descida de 15000 ft para 2000 ft.

Determine:

- Combustível para a descida.

- Tempo de descida.
- Distância de descida.

Procedimento:

- Entre no gráfico com a altitude pressão de 15000 ft e o índice de arrasto e determine:
 - Combustível: 2,8 kg.
 - Tempo: 4 min.
 - Distância: 14,5 NM.
- Entre no gráfico com a altitude pressão de 2000 ft e o índice de arrasto e determine:
 - Combustível: 0,5 kg.
 - Tempo: 0,6 min.
 - Distância: 2,0 NM.
- A diferença entre os valores determinados para descida de 15000 ft para o nível do mar e de 2000 ft para o nível do mar, fornece os dados para a descida de 15000 ft para 2000 ft.
 - Combustível: $2,8 - 0,5 = 2,3$ kg.
 - Tempo: $4 - 0,6 = 3,4$ min.
 - Distância: $14,5 - 2,0 = 12,5$ NM.
- A descida será efetuada com a manete posicionada em MIN, à velocidade de 200 KIAS.

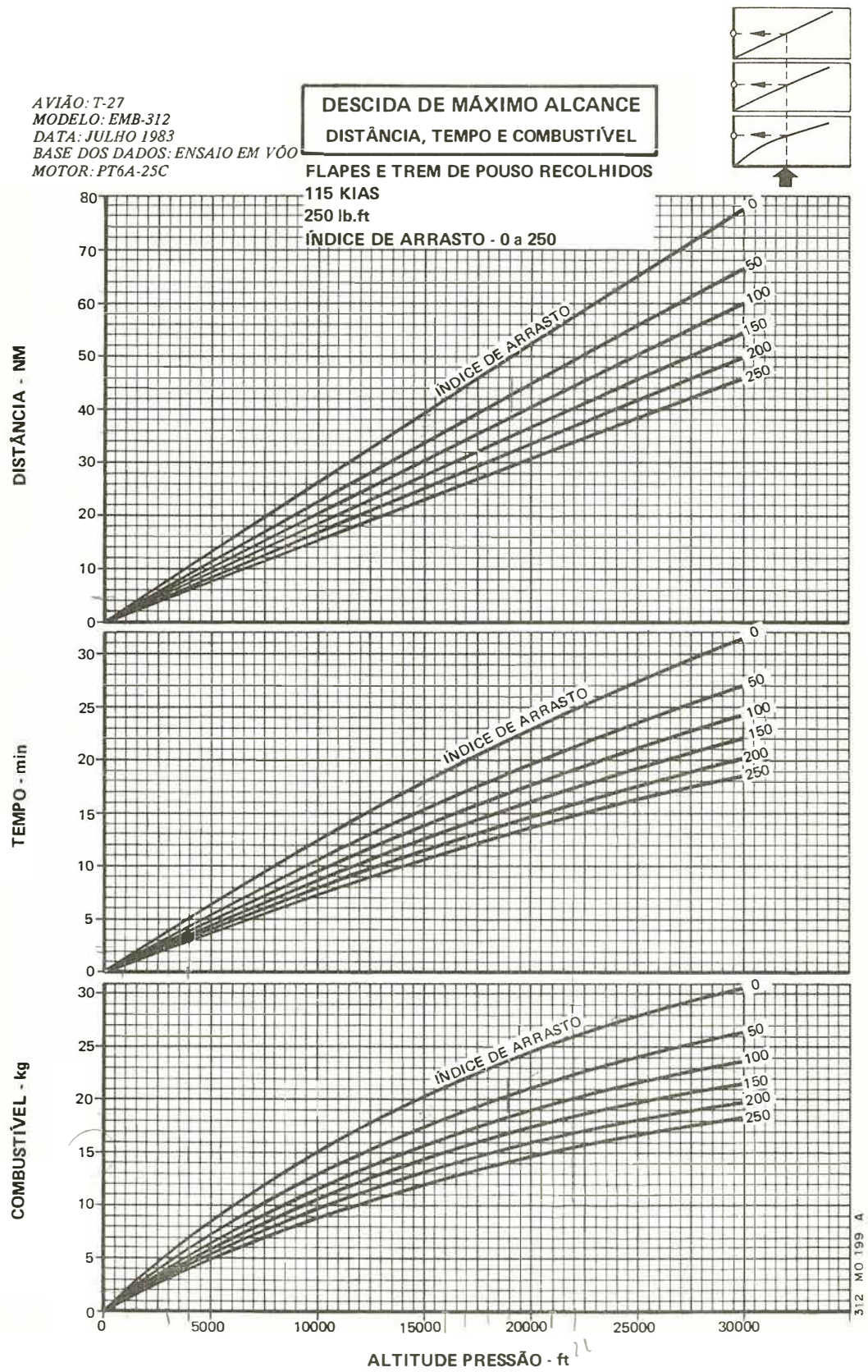


Figura A7-1

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: JULHO 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

DESCIDA DE PENETRAÇÃO
DISTÂNCIA, TEMPO E COMBUSTÍVEL

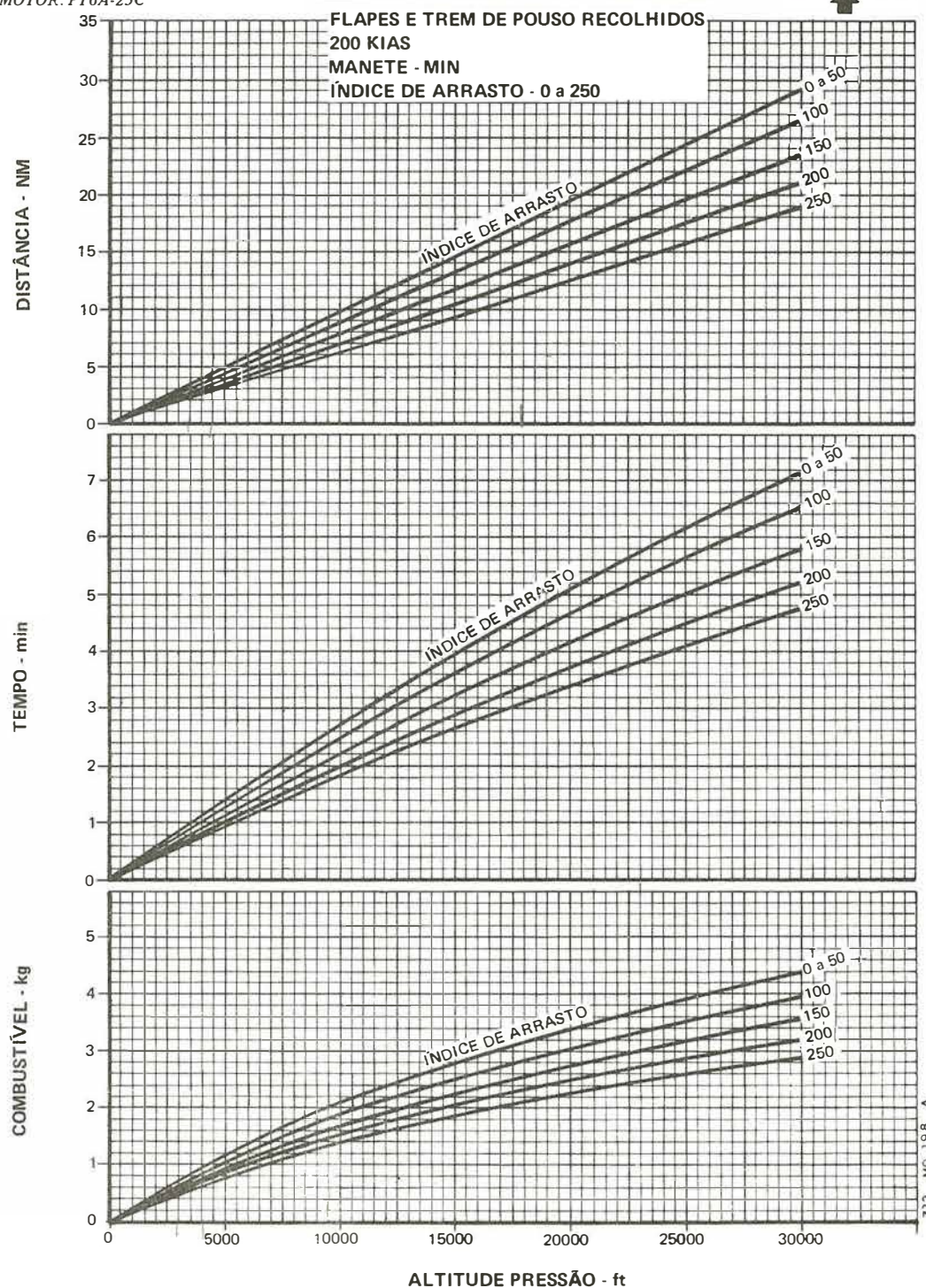
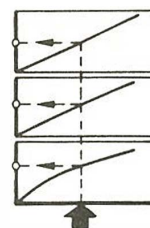


Figura A7-2

PARTE 8 – APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A8-1
Velocidades de cruzamento e de toque no solo	A8-1
Distâncias no ar durante a aterragem	A8-1
Corrida no solo na aterragem	A8-2

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da figura	Título	Página
A8-1	Velocidades de Aterragem	A8-3
A8-2	Distância no ar durante a aterragem	A8-4
A8-3	Corrida no solo na aterragem	A8-6

INTRODUÇÃO

O desempenho na aterragem é fornecido em função de vários fatores, tais como: configurações de trem de pouso e flapes, peso da aeronave, inclinação da pista, vento, condições atmosféricas etc.

VELOCIDADES DE CRUZAMENTO E DE TOQUE NO SOLO

A figura A8-1 apresenta as velocidades de cruzamento e de toque no solo para condições de flapes recolhidos, de decolagem e de pouso em função do peso da aeronave. Estes valores de velocidade devem ser usados para a obtenção do desempenho de aterragem apresentado nesta parte.

Exemplo — baseado na figura A8-1

Dados:

- Peso de aterragem: 2130 kg.

- Configuração: flapes de pouso.

Determine:

- Velocidade de cruzamento.
- Velocidade de toque no solo.

Procedimento:

- Entre no gráfico com o peso de aterragem e a configuração de flape estabelecida.
Determine a velocidade de toque no solo igual a 68 KIAS.
- Determine a velocidade de cruzamento igual a 79 KIAS.

DISTÂNCIA NO AR DURANTE A ATERRAGEM

A figura A8-2 apresenta os gráficos Distância no Ar durante a Aterragem. A distância determinada por intermédio destes gráficos é função da TAE, da altitude pres-

são da pista, do peso de aterragem e das correções relativas à configuração de flapes, acréscimo na velocidade de cruzamento e componente de vento.

Nota

A correção relativa ao acréscimo na velocidade de cruzamento deve ser utilizada quando o pouso for efetuado com uma velocidade superior à velocidade determinada na figura A8-1.

Exemplo — baseado na figura A8-2

Dados:

- Temperatura do ar externo: 21°C.
- Altitude pressão: 2000 ft.
- Peso de aterragem: 2130 kg.
- Vento de proa: 8 kt.
- Flapes de pouso.

Determine:

A distância no ar durante a aterragem.

Procedimento:

- Entre no gráfico da figura A8-2 (folha 1 de 2) com a TAE, altitude pressão e o peso de aterragem.
- Determine a distância no ar durante a aterragem (distância não corrigida) igual a 227 m.
- Entre no gráfico da figura A8-2 (folha 2 de 2) com o valor da distância no ar durante a aterragem (distância não corrigida) e efetue as correções necessárias.
- Determine a distância no ar durante a aterragem (distância corrigida) igual a 205 m.

CORRIDA NO SOLO NA ATERRAGEM

A figura A8-3 apresenta os gráficos Corrida no Solo na Aterragem. A distância determinada por intermédio destes gráficos é função da TAE, da altitude pressão da pista, do peso de aterragem e das correções relativas à configuração de flapes, utilização de reverso, inclinação da pista e componente de vento.

Exemplo — baseado na figura A8-3

Dados:

- Temperatura do ar externo: 21°C.
- Altitude pressão: 2000 ft.
- Peso de aterragem: 2130 kg.
- Vento: 8 kt de proa.
- Inclinação da pista: nula.
- Flapes de pouso.
- Reverso aplicado.

Procedimento:

- Entre no gráfico da figura A8-3 (folha 1 de 2) com a TAE, a altitude pressão e o peso de aterragem.
- Determine a corrida no solo na aterragem (distância não corrigida) igual a 340 m.
- Entre no gráfico da figura A8-3 (folha 2 de 2) com o valor da corrida no solo na aterragem (distância não corrigida) e efetue as correções necessárias.
- Determine a corrida no solo na aterragem (distância corrigida) igual a 210 m.

VELOCIDADES DE ATERRAGEM

AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: ABRIL 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

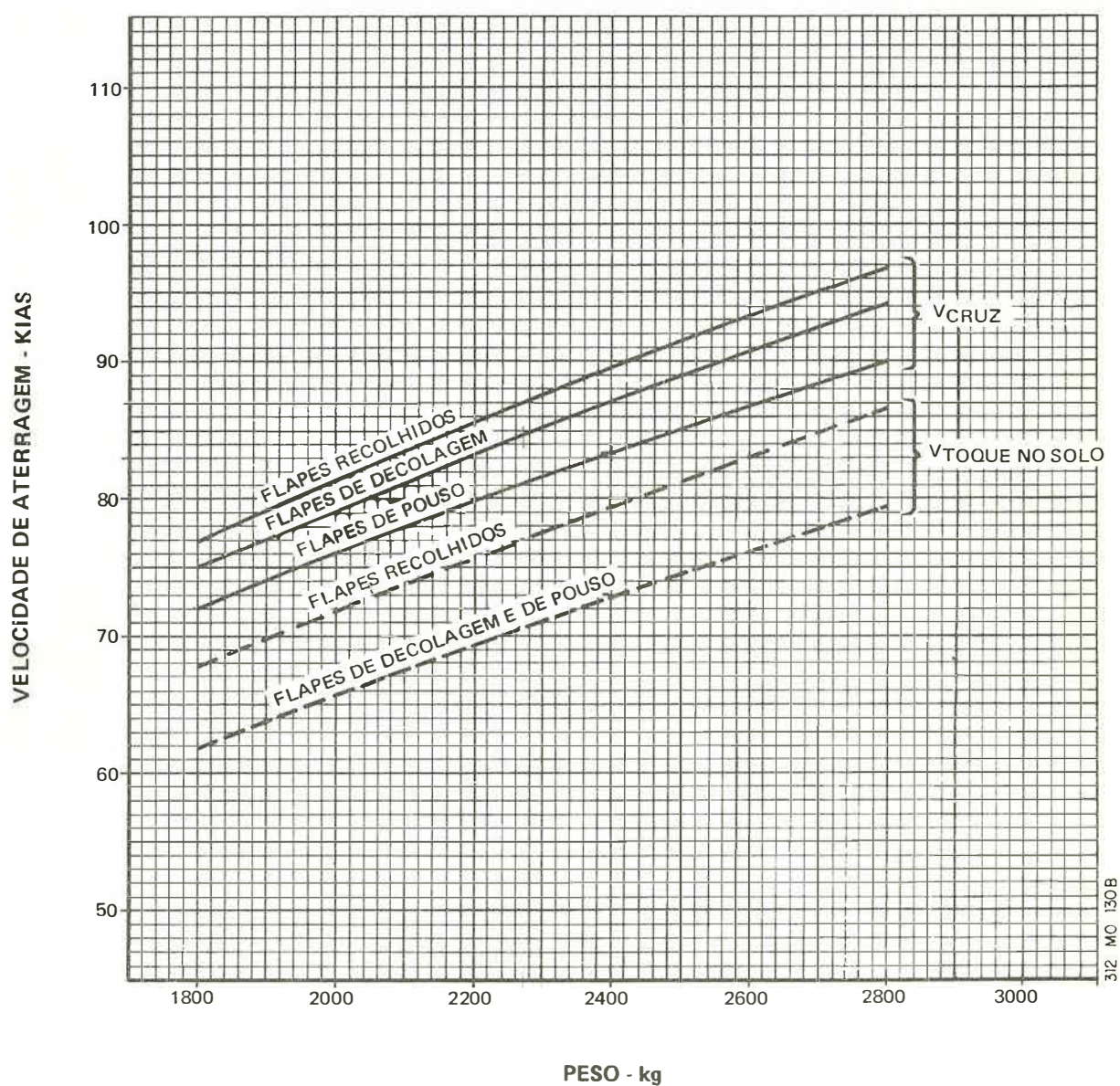
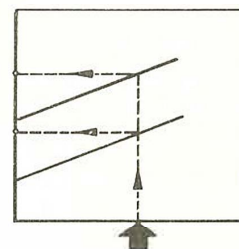


Figura A8-1

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: ABRIL 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

DISTÂNCIA NO AR DURANTE A ATERRAGEM
DISTÂNCIA NÃO CORRIGIDA

FLAPES DE POUSO

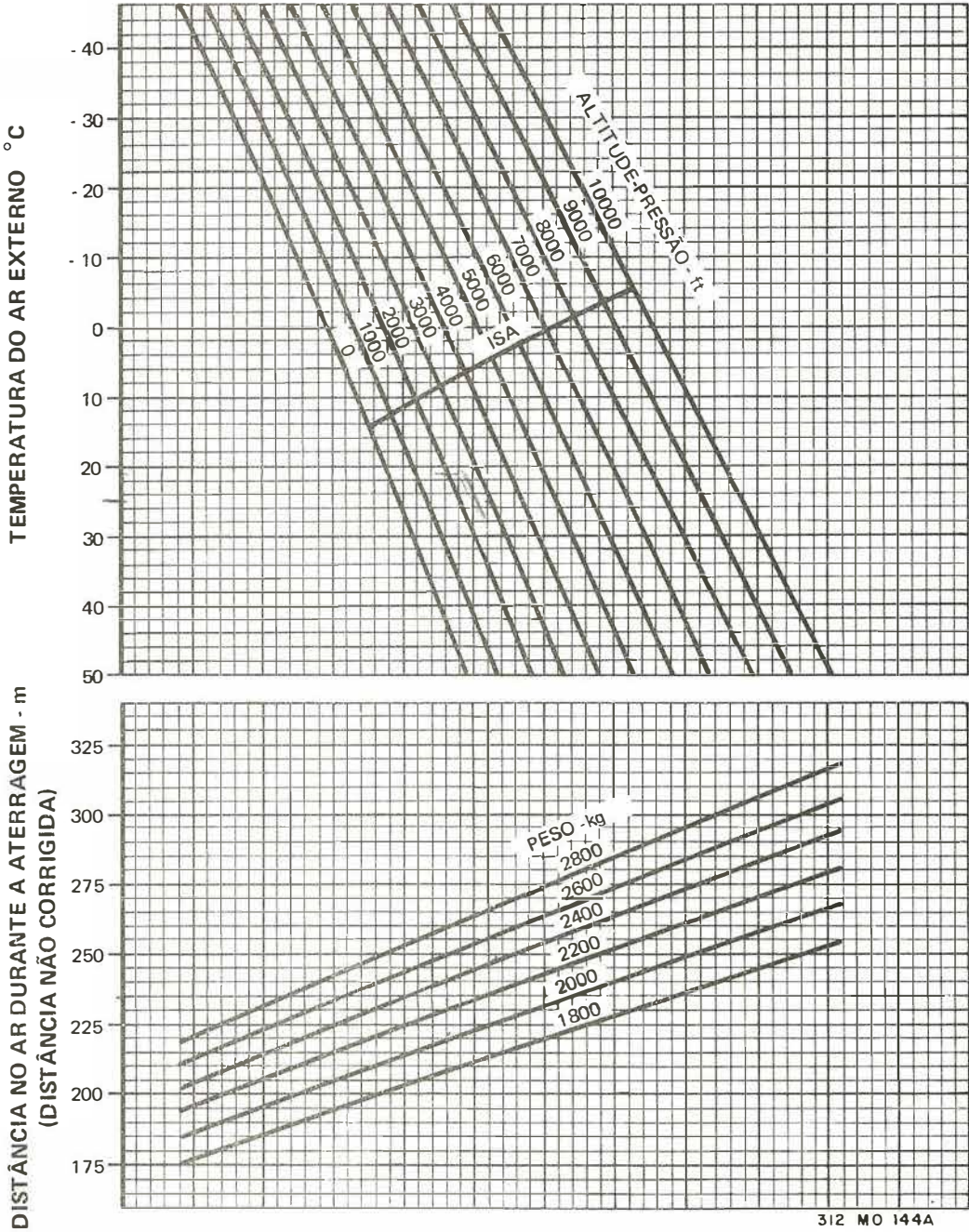
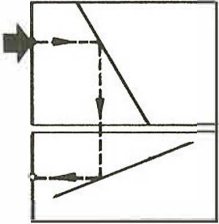
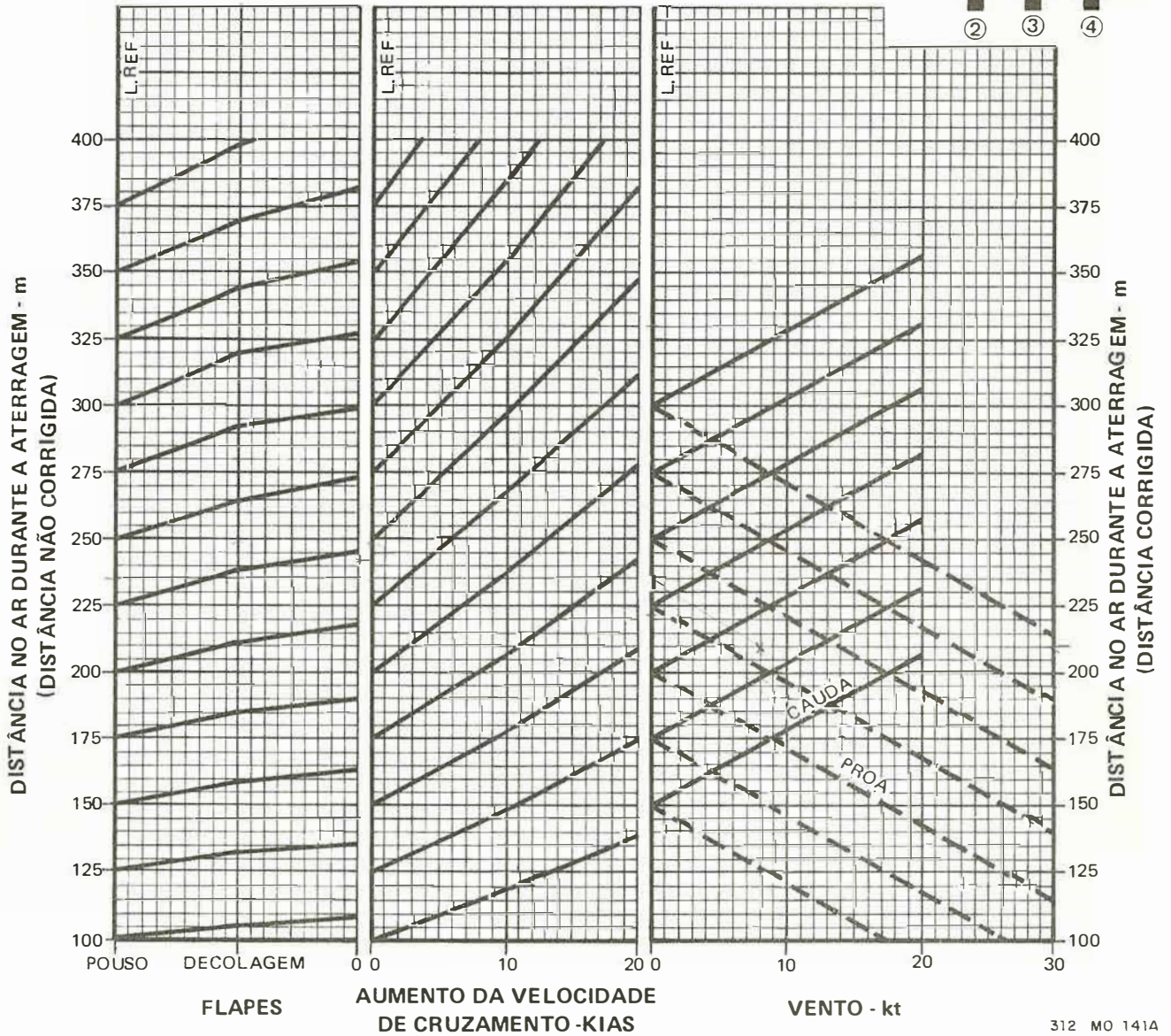
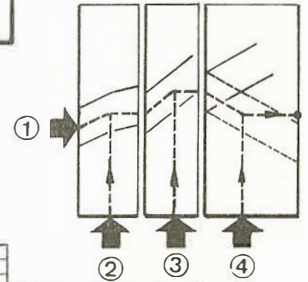


Figura A8-2 (Folha 1 de 2)

DISTÂNCIA NO AR DURANTE A ATERRAGEM
DISTÂNCIA CORRIGIDA

AVIÃO: T-27
MODELO: EMB-312
DATA: ABRIL 1983
BASE DOS DADOS: ENSAIOS EM VÔO
MOTOR: PT6A-25C

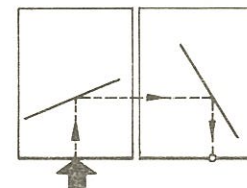


312 MO 141A

Figura A8-2 (Folha 2 de 2)

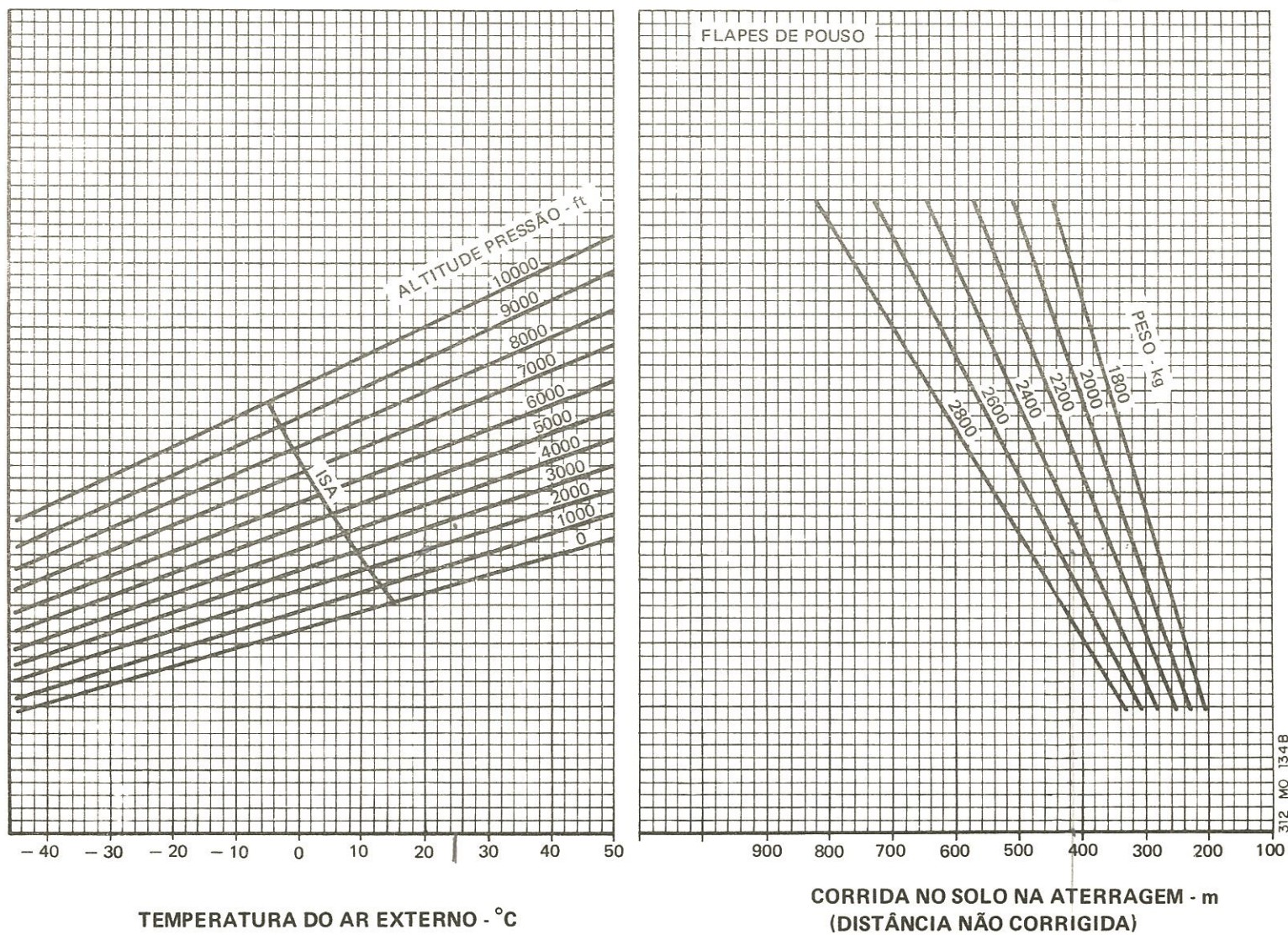
AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: ABRIL 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

CORRIDA NO SOLO NA ATERRAGEM DISTÂNCIA NÃO CORRIGIDA



O.T. 1127-1

Figura A8-3 (Folha 1 de 2)



AVIÃO: T-27
 MODELO: EMB-312
 DATA: ABRIL 1983
 BASE DOS DADOS: ENSAIO EM VÔO
 MOTOR: PT6A-25C

CORRIDA NO SOLO NA ATERragem DISTÂNCIA CORRIGIDA

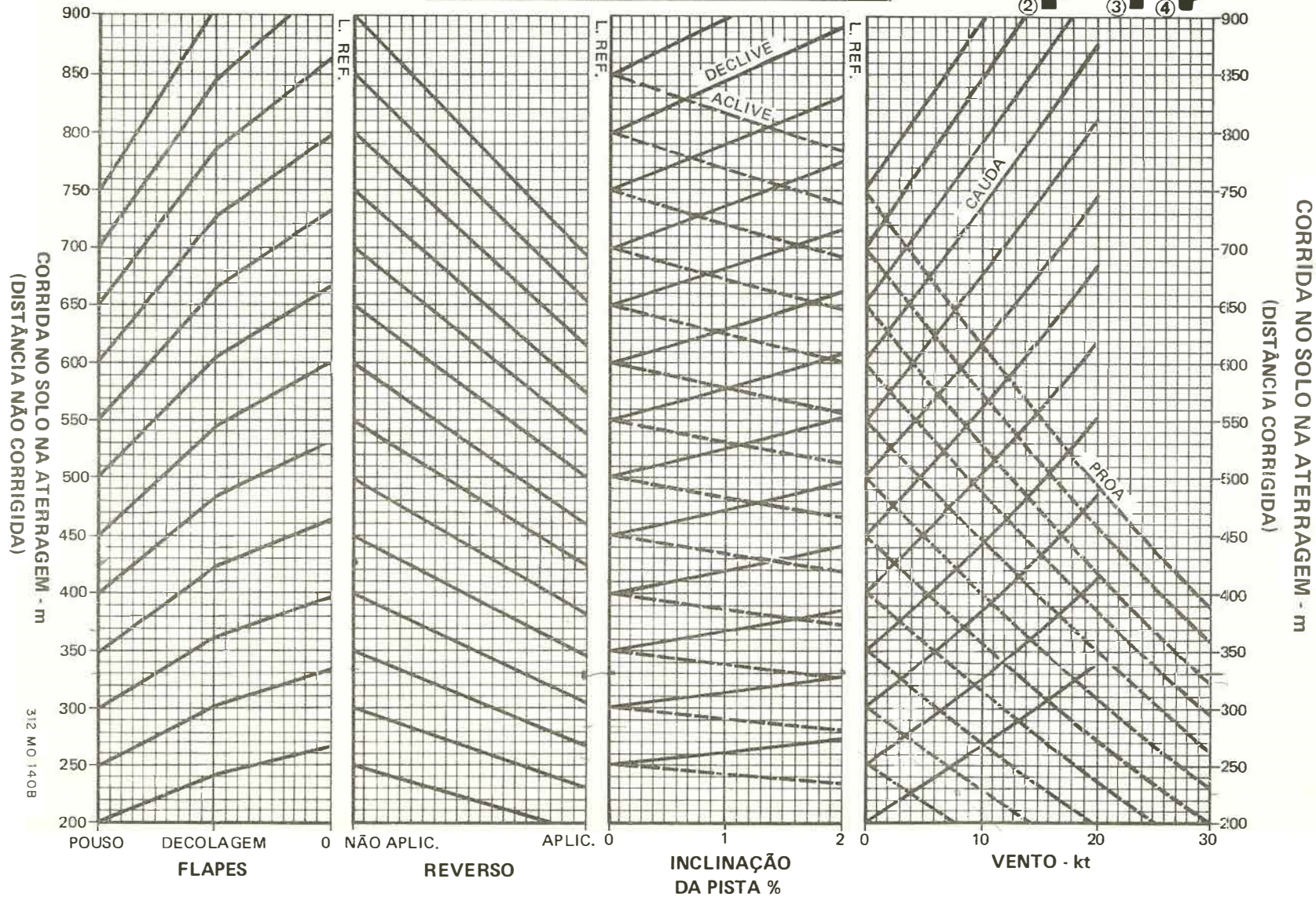
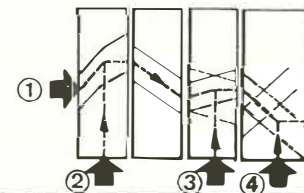


Figura A8-3 (Folha 2 de 2)

PARTE 9 – PLANEJAMENTO DE MISSÃO

ÍNDICE

Título	Página
Introdução	A9-2
Exemplo de planejamento de missão	A9-2
Dados da missão	A9-2
Peso na decolagem	A9-2
Decolagem	A9-2
Subida (ida).....	A9-3
Cruzeiro (ida)	A9-3
Descida (ida).....	A9-3
Descida (regresso).....	A9-3
Sobrevôo do objetivo	A9-4
Consumo estimado de combustível – cruzeiro (ida).....	A9-5
Subida (regresso)	A9-5
Cruzeiro (regresso)	A9-6
Cálculo da distância a voar	A9-6
Cálculo do raio de ação	A9-7
Dados da aterragem	A9-8
Cartão de dados de decolagem e aterragem	A9-12

GRÁFICOS E TABELAS

Nº da Figura	Título	Página
A9-1	Controle de peso da aeronave e do combustível	A9-4
A9-2	Controle de peso da aeronave e do combustível – ida	A9-5
A9-3	Combustível disponível para a etapa de cruzeiro – ida e regresso	A9-6
A9-4	Cálculo do peso de pouso	A9-7
A9-5	Planejamento de missão	A9-8
A9-6	Perfil da trajetória de vôo	A9-9
A9-7	Raio de ação – envelope da missão HI-LO-HI	A9-10
A9-8	Raio de ação – configuração HI-LO-HI	A9-11

INTRODUÇÃO

É fundamental para o sucesso de uma missão que o planejamento seja efetuado adequadamente. Por esta razão são apresentados nesta parte, procedimentos a serem seguidos, bem como orientação para o uso dos gráficos de desempenho, objetivando familiarizar o operador com o conteúdo do Apêndice I, permitindo, desta forma, que qualquer planejamento de missão possa ser elaborado precisa e adequadamente.

EXEMPLO DE PLANEJAMENTO DE MISSÃO

O exemplo seguinte é um exercício de aplicação dos gráficos de desempenho, não refletindo nenhuma missão real ou proposta; entretanto, mostra como os gráficos de desempenho devem ser utilizados para a realização de um planejamento completo.

Foi escolhida uma missão do tipo raio de ação onde o objetivo é a determinação da distância a voar. Essa distância depende, entre outros fatores, da carga externa transportada, da quantidade de combustível abastecida e da altitude de voo. Neste exemplo, esses parâmetros foram adotados aleatoriamente, uma vez que o planejamento a ser efetuado, como já descrito anteriormente, não reflete uma missão real.

O planejamento consiste em determinar o raio de ação de um EMB-312, carregado com 4 bombas BAFG-120.

O voo deve ser efetuado na configuração HI-LO-HI, a uma altitude pressão de 15000 ft. Deve ser prevista uma reserva de combustível para a aeronave se deslocar até um aeródromo alternativo, distante 100 km da base de operações e, ainda, uma reserva de 10% do combustível total para fins de segurança operacional. A aeronave deverá permanecer, no máximo, 5 minutos sobre a área do objetivo e seu consumo debitado na reserva de segurança operacional.

DADOS DA MISSÃO

- Hora de decolagem.....0900 z
- Temperatura do ar externo21°C
- Altitude pressão do aeródromo2000 ft
- Vento (30° com a proa de decolagem)10 kt

- Comprimento da pista 2400 m
- Altura do obstáculo a 3 km da cabeceira..... 100 ft
- Combustível consumido na partida e táxi..... 10 kg
- Temperatura do ar externo no nível de voo..... –5°C
- Altitude pressão do nível de voo 15000 ft
- Vento no nível de voo..... 0 kt
- Temperatura na área do objetivo 25°C
- Altitude pressão da área do objetivo 0 ft
- Peso vazio básico da aeronave 1800 kg
- Peso da tripulação (2 pilotos)..... 153 kg
- Peso da carga externa 560 kg
- Distância do marcador da pista..... 400 m
- Inclinação da pista..... 0%

PESO NA DECOLAGEM

- Peso máximo de decolagem com carga externa 3175 kg
- Peso vazio básico da aeronave 1800 kg
- Peso da tripulação..... 153 kg
- Peso da carga externa (4 bombas BAFG-120) 472 kg
- Peso dos pilones (Figura A1-1)..... 88 kg
- ① Peso de combustível – máximo nos tanques internos (Figura 1-12) 541 kg
- Peso total da aeronave 3054 kg

NOTA

Para efetuar a partida e o táxi, foi estimado um consumo de 10 kg de combustível.

DECOLAGEM

- Peso de decolagem3044 kg
- AquecimentoDesl
- Ar condicionado Desl
- Separação inercial..... Desl
- Torque estático de decolagem (Figura A2-1/2 de 2) 1750 lb.ft
- Ajuste de potência para a subida (Figura A2-2/2 de 2) 1650 lb.ft
- Corrida no solo – distância não corrigida (Figura A3-1) 590 m

- ① Vento – componente de proa (Figura A1-16)..... 8 kt
- Vento – componente cruzado (Figura A1-16)..... 5 kt
- Corrida no solo (distância corrigida) (Figura A3-2)..... 500 m
- Distância total de decolagem para livrar o obstáculo (Figura A3-3) 1575 m
- Velocidades de decolagem: (Figura A3-5)
 $V_R = 78 \text{ KIAS}$ $V_{TO} = 86 \text{ KIAS}$
 $V_{50} = 99 \text{ KIAS}$
- Velocidade calibrada (Figura A1-2/3 de 4)..... 88 KCAS
- ② Velocidade verdadeira (Figura A1-12)..... 90 KTAS
- Velocidade no solo ② – ① 82 kt
- Distância do marcador da pista 400 m
- Velocidade de cruzamento do marcador da pista – V_{SOLO} (Figura A3-4)..... 70 kt
- Velocidade de decisão (sem uso de reverso) (Figuras A3-6 e A3-7) 99 KIAS

SUBIDA (IDA)

REGIME DE SUBIDA – POTÊNCIA MÁXIMA DE SUBIDA

- ③ Peso no início da subida 3044 kg
- Índice de arrasto (Figura A1-1)..... 65
- Gradiente de subida (Figura A4-1) 10%
- Velocidade de subida em rota (Figura A4-2)..... 120 KIAS
- $\Delta ISA = OAT - ISA$ (Figura A1-5) 10°C
- ④ Combustível requerido (Figura A4-3/2 de 2)..... 80 kg
- Distância de subida (Figura A4-4/2 de 2)..... 62 NM
- Tempo de subida (Figura A4-4/2 de 2)..... 27 min
- Peso no final da subida ③ – ④ 2964 kg

CRUZEIRO (IDA)

REGIME DE CRUZEIRO – LONGO ALCANCE

- Peso no início do cruzeiro 2964 kg

- Altitude pressão 15000 ft
- Temperatura do ar externo –5°C
- Índice de arrasto 65
- Escala de transferência (Figura A5-3/3 de 3)..... 28,2
- Velocidade no solo (Figura A5-4) 180 kt
- Velocidade verdadeira (Figura A5-4)..... 180 kt
- Velocidade indicada (Figura A5-5).... 138 KIAS
- Alcance específico (Figura A5-6/3 de 3)..... 1,44 NM/kg
- Fluxo de combustível (FC) (Figura A5-7)..... 275 lb/h (125 kg/h)
- Vento..... 0 kt

NOTA

As distâncias de cruzeiro (ida e regresso) serão determinadas em função do combustível disponível, após a determinação do combustível consumido nas demais etapas da missão.

DESCIDA (IDA)

REGIME DE DESCIDA – REGIME DE MÁXIMO ALCANCE

- Torque..... 250 lb.ft
- Altitude pressão 15000 ft
- Velocidade indicada..... 115 KIAS
- Índice de arrasto 65
- Combustível requerido (Figura A7-1).... 17 kg
- Distância de descida (Figura A7-1)..... 33 NM
- Tempo de descida (Figura A7-1) 15 min

DESCIDA (REGRESSO)

REGIME DE MÁXIMO ALCANCE

- Torque..... 250 lb.ft
- Altitude pressão 15000 ft
- Velocidade indicada..... 115 KIAS
- Índice de arrasto – somente com os pilones (Figura A1-1) 49

- Combustível requerido (Figura A7-1).....18 kg
- Distância de descida (Figura A7-1).....34 NM
- Tempo de descida (Figura A7-1)16 min

NOTA

O conhecimento do peso do combustível requerido nessa etapa servirá para se obter o peso do combustível disponível para a etapa de cruzeiro. Por esta razão, os dados da descida (regresso) foram aqui inseridos fora de ordem.

SOBREVÔO DO OBJETIVO**COMBUSTÍVEL REQUERIDO – DEBITADO NA RESERVA OPERACIONAL**

- Carga externa lançada..... 472 kg

NOTA

Os dados da subida no regresso só poderão ser obtidos quando for conhecido o peso da aeronave ao término do cruzeiro de ida. Os cálculos que se seguem permitirão determinar o valor estimado deste peso.

CONTROLE DE PESO DA AERONAVE E DO COMBUSTÍVEL

ETAPA	COMBUSTÍVEL REQUERIDO (kg)	COMBUSTÍVEL DISPONÍVEL (kg)	PESO DA AERONAVE (kg)
ANTES DA PARTIDA	–	541	3054
PARTIDA E TÁXI	10	531	3044
SUBIDA – IDA	80	451	2964
CRUZEIRO – IDA	–	–	–
DESCIDA – IDA	17	434	2947
OBJETIVO	472 kg (4 bombas BAFG-120)		2475
SUBIDA – REGRESSO	–	–	–
CRUZEIRO – REGRESSO	–	–	–
DESCIDA – REGRESSO	18	416	2457
ALTERNATIVA *	38	378	2419
RESERVA OPERACIONAL 10%	54	324	2365

NOTA

* Os dados para a ALTERNATIVA foram calculados com base nos valores já conhecidos para a etapa de cruzeiro (ida). Assim, obteve-se:

$$\text{Tempo de vôo} = \frac{\text{DISTÂNCIA}}{V_{\text{SOLO}}} = \frac{100 \text{ km}}{180 \text{ kt}} = \frac{54 \text{ NM}}{180 \text{ NM/h}} = 0,3 \text{ h ou } 18 \text{ min}$$

$$\begin{aligned} \text{Combustível Requerido} &= \text{Fluxo de Combustível} \times \text{Tempo de Vôo} \\ &= 125 \text{ kg/h} \times 0,3 \text{ h} = 38 \text{ kg} \end{aligned}$$

Tabela A9-1

CONSUMO ESTIMADO DE COMBUSTÍVEL – CRUZEIRO (IDA)

Da Tabela A9-1 obtém-se o peso do combustível disponível para a missão (324 kg), destinado às etapas de voo de cruzeiro ida, subida regresso e cruzeiro regresso. Para se estimar o peso do combustível requerido na etapa de cruzeiro de ida (valor que será reajustado ao final deste

planejamento), e com a finalidade de se obter o peso da aeronave no início da subida de regresso, considera-se aquele combustível requerido, como gasto unicamente nas duas etapas de voo de cruzeiro.

Combustível requerido

$$(\text{cruzeiro ida}) = \frac{324 \text{ kg}}{2} = 162 \text{ kg}$$

CONTROLE DE PESO DA AERONAVE E DO COMBUSTÍVEL – IDA

ETAPA	COMBUSTÍVEL REQUERIDO (kg)	COMBUSTÍVEL DISPONÍVEL (kg)	PESO DA AERONAVE (kg)
ANTES DA PARTIDA	–	541	3054
PARTIDA E TÁXI	10	531	3044
SUBIDA – IDA	80	451	2964
CRUZEIRO – IDA	162	289	2802
DESCIDA – IDA	17	272	2785
OBJETIVO	472 kg (4 bombas BAFG-120)		2313

Tabela A9-2

SUBIDA (REGRESSO)

(POTÊNCIA MÁXIMA DE SUBIDA)

- ⑤ Peso no início da subida 2313 kg
- Ar condicionado Lig
- Separação inercial..... Desl
- Ajuste de potência para a subida (Figura A2-2/2 de 2) 1660 lb.ft
- Índice de arrasto (Figura A1-1) 49
- Gradiente de subida (Figura A4-1)..... 22%
- Velocidade de subida em rota (Figura A4-2)..... 121 kt

- ΔISA (Figura A1-5) 10°C
- ⑥ Combustível requerido (Figura A4-3/2 de 2) 35 kg
- Distância de subida (Figura A4-4/2 de 2) 26 NM
- Tempo de subida (Figura A4-4/2 de 2) 11 min
- Peso final da subida ⑤ – ⑥ 2278 kg

O peso de combustível disponível para realizar as duas etapas de voo de cruzeiro é 289 kg. A determinação da distância a voar em cada etapa será obtida através dos cálculos que se seguem.

COMBUSTÍVEL DISPONÍVEL PARA ETAPA DE CRUZEIRO – IDA E REGRESSO

ETAPA	COMBUSTÍVEL REQUERIDO (kg)	COMBUSTÍVEL DISPONÍVEL (kg)
ANTES DA PARTIDA	–	541
PARTIDA E TÁXI	10	531
SUBIDA – IDA	80	451
DESCIDA – IDA	17	434
SUBIDA – REGRESSO	35	399
DESCIDA – REGRESSO	18	381
ALTERNATIVA *	38	343
RESERVA OPERACIONAL 10%	54	289
CRUZEIRO – IDA	–	–
CRUZEIRO – REGRESSO	–	–

Tabela A9-3

CRUZEIRO (REGRESSO)**REGIME DE CRUZEIRO – LONGO
ALCANCE**

- Peso no início do cruzeiro.....2278 kg
- Altitude pressão15000 ft
- Temperatura do ar externo –5°C
- Índice de arrasto49
- Escala de transferência
(Figura A5-3/3 de 3).....26,8
- Velocidade no solo (Figura A5-4)170 kt
- Vento0 kt
- Velocidade verdadeira
(Figura A5-4).....170 kt
- Velocidade indicada (Figura A5-5).... 130 kt
- Alcance específico
(Figura A5-6/3 de 3)..... 1,65 NM/kg
- Fluxo de combustível
(Figura A5-7)..... 225 lb/h (102 kg/h)

CÁLCULO DA DISTÂNCIA A VOAR

Nas etapas de subida e descida, observa-se que há uma diferença nas distâncias a voar. Essa diferença deve ser considerada no cálculo das distâncias a voar nas etapas de cruzeiro, razão pela qual segue-se o seu cálculo.

DISTÂNCIA A VOAR (NM)

	IDA	REGRESSO
SUBIDA	62	26
DESCIDA	33	34
SOMA	95	60
DIFERENÇA TOTAL	35 NM	

$$\textcircled{7} D = V_{IDA} t_{IDA} + 35 \text{ NM} = V_{REG} t_{REG}$$

Onde: D = Distância a voar em cruzeiro
V = Velocidade no solo
t = Tempo de voo

O consumo total de combustível durante o voo de cruzeiro é igual ao consumo (combustível requerido) na ida mais o consumo (combustível requerido) no regresso, isto é:

$$(\text{consumo})_{IDA} + (\text{consumo})_{REG} = \text{consumo total.}$$

Estes consumos (desconhecidos) podem ser apresentados através do fluxo de combustível (conhecido) e do respectivo tempo de voo.

$$\textcircled{8} (FC)_{IDA} \times t_{IDA} + (FC)_{REG} t_{REG} = \text{consumo total}$$

Onde: FC = fluxo de combustível

Combinado-se $\textcircled{7}$ com $\textcircled{8}$ e substituindo-se os valores conhecidos, obtém-se:

$$180 \text{ kt.} t_{IDA} + 35 \text{ NM} = 170 \text{ kt.} t_{REG}$$

$$125 \text{ kg/h.} t_{IDA} + 102 \text{ kg/h.} t_{REG} = 289 \text{ kg}$$

A solução dessas equações dá como resultado:

- Tempo de ida $t_{IDA} = 1,15 \text{ h} \dots\dots\dots 01 \text{ h } 09 \text{ min}$
- Tempo de regresso $t_{REG} = 1,42 \text{ h } \dots 01 \text{ h } 25 \text{ min}$
- Consumo de ida.....144 kg
- Consumo de regresso.....145 kg
- Distância de cruzeiro (IDA).....207 NM
- Distância de cruzeiro (REGRESSO)..242 NM

CÁLCULO DO RAIÃO DE AÇÃO

- Somadas as distâncias de ida obtém-se:
 $207 + 62 + 33 = 302 \text{ NM}$
- Somadas as distâncias de regresso obtém-se:
 $242 + 26 + 34 = 302 \text{ NM}$

$$\text{RAIO DE AÇÃO} = 302 \text{ NM}$$

CÁLCULO DO PESO DE POUSO

ETAPA	COMBUSTÍVEL REQUERIDO (kg)	COMBUSTÍVEL DISPONÍVEL (kg)	PESO DA AERONAVE (kg)
ANTES DA PARTIDA	–	541	3054
PARTIDA E TÁXI	10	531	3044
SUBIDA – IDA	80	451	2964
CRUZEIRO – IDA	144	307	2820
DESCIDA – IDA	17	290	2803
OBJETIVO	472 kg (4 bombas BAFG-120)		2331
SUBIDA – REGRESSO	35	255	2296
CRUZEIRO – REGRESSO	145	110	2151
DESCIDA – REGRESSO	18	92	2133
POUSO			2133
ALTERNATIVA	38	54	2095
RESERVA OPERACIONAL 10%	54	0	2041

Tabela A9-4

DADOS DA ATERRAGEM

- Peso de aterragem2133 kg
- Temperatura do ar externo21°C
- Vento – componente de proa.....8 kt
- Altitude pressão2000 ft
- Comprimento da pista.....2400 m
- Inclinação0%
- ReversoAplicado
- Flapes.....Pouso
- Velocidade de cruzamento da
cabeceira (Figura A8-1)79 KIAS

- Velocidade de toque (Figura A8-1).... 68 KIAS
- Distância no ar durante a aterragem –
não corrigida (Figura A8-2/1 de 2) 227 m
- Distância no ar durante a aterragem –
corrigida (Figura A8-2/2 de 2) 205 m
- Corrida no solo na aterragem –
não corrigida (Figura A8-3/1 de 2) 340 m
- Corrida no solo na aterragem –
corrigida (Figura A8-3/2 de 2) 210 m

A Tabela A9-5 apresenta os dados do planeamento de missão obtidos a partir dos gráficos de desempenho constantes deste manual.

PLANEJAMENTO DE MISSÃO
RAIO DE AÇÃO – CONFIGURAÇÃO: HI-LO-HI
CARREGAMENTO: 4 BOMBAS BAFG-120

ETAPA		PESO DA AERONAVE (kg)	ALT PRES-SÃO (ft)	TEMPERATURA			VENTO DE PROA	REGIME DO MOTOR		COMBUSTÍVEL		VELOCIDADE			DIS-TÂN-CIA (NM)	TEMPO DE VÔO (min)
				IOAT (°C)	OAT (°C)	Δ ISA (°C)		TOR-QUE (lb.ft)	FLUXO DE COMBUS-TÍVEL (lb/h)	RE-QUE-RIDO (kg)	DISPO-NÍVEL (kg)	INDI-CADA (KIAS)	VERDA-DEIRA (KTAS)	SO-LO (kt)		
PARTIDA, TÁXI E DECOLA-GEM		3054	2000	-	21	-	8	1750	-	10	531	-	-	-	-	-
I D A	SUBIDA	3044	15000	-	-	10	-	1650	-	80	451	120	-	-	62	27
	CRU-ZEIRO	2964	15000	-	-5	10	0	-	275	144	307	138	180	180	207	69
	DES-CIDA	2820	0	-	25	-	0	250	-	17	290	115	-	-	33	15
SOBREVÔO DO OBJETO – LANÇAMENTO DA CARGA – 472 kg																
R E G R E S S O	SUBIDA	2331	15000	-	-	10	0	1660	-	35	255	121	-	-	26	11
	CRU-ZEIRO	2296	15000	-	-5	10	0	-	225	145	110	130	170	170	242	85
	DES-CIDA	2151	2000	-	21	-	-	250	-	18	92	115	-	-	34	16
ALTERNA-TIVA		2133	-	-	-	-	-	-	-	38	-	-	-	-	54	18
RESERVA OPERACIO-NAL		2095	-	-	-	-	-	-	-	54	-	-	-	-	-	-
RAIO DE AÇÃO: IDA ➡ 62 + 207 + 33 = 302 NM																
SE CALCULADO PELO RETORNO ➡ 26 + 242 + 34 = 302 NM																
PESO DE POUSO: 2133 kg																
TEMPO DE VÔO: IDA: 27 + 69 + 15 = 111 min (01 h 51 min)																
REG: 11 + 85 + 16 = 112 min (01 h 52 min)																
TOTAL: 223 min (03 h 43 min)																

Tabela A9-5

PERFIL DA TRAJETÓRIA DE VÔO

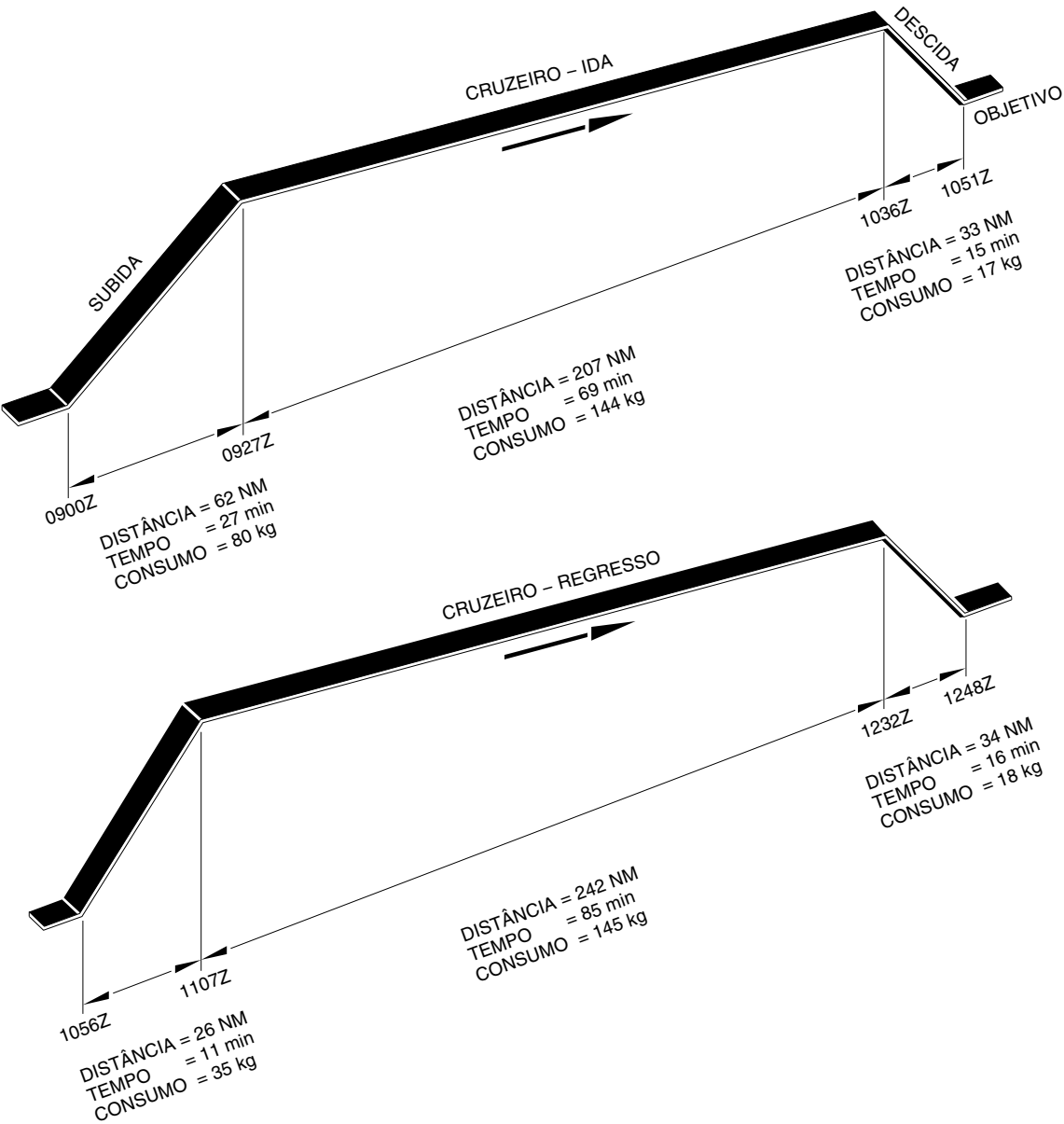
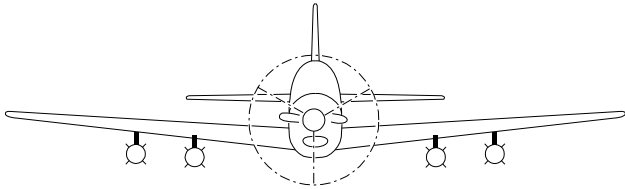


Figura A9-6

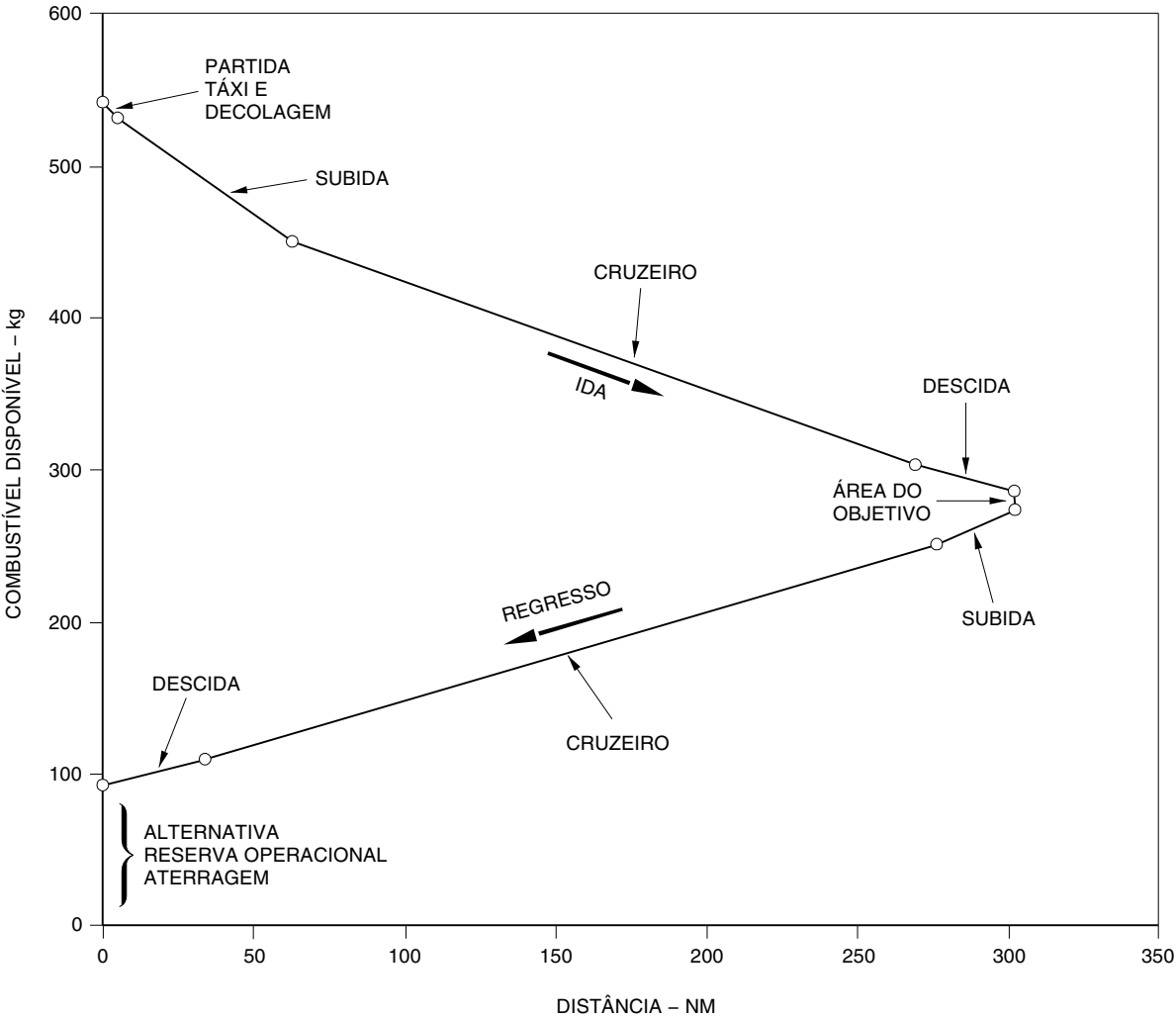
EM312MV09002C.DGN

RAIO DE AÇÃO

ENVELOPE DA MISSÃO – HI – LO – HI

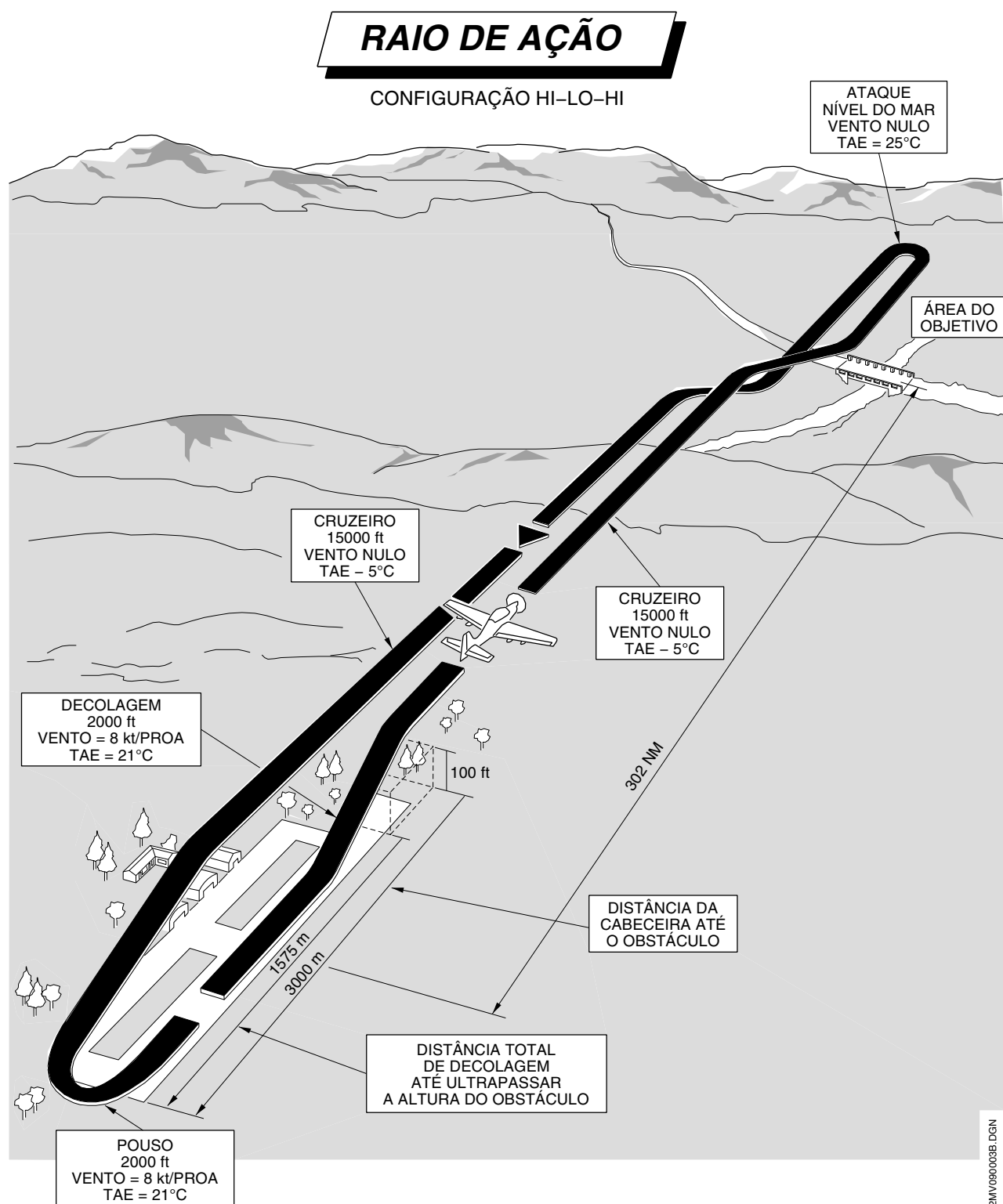


(4 BOMBAS BAFG – 120)



EM312MV/090001B.DGN

Figura A9-7



EM312M/090003B.DGN

Figura A9-8

CARTÃO DE DADOS DE DECOLAGEM E ATERRAGEM

CONDIÇÕES

	DECOLAGEM	POUSO
Peso da Aeronave	3044 kg	2133 kg
Comprimento da Pista	2400 m	2400 m
Inclinação da Pista	0%	0%
Altura do Obstáculo	100 ft	—
Altitude Pressão	2000 ft	2000 ft
Temperatura	21°C	21°C
Componente de Proa do Vento	8 kt	8 kt
Corrida no Solo	500 m	210 m

DECOLAGEM

V _R	78 KIAS
V _{TO}	86 KIAS
V ₅₀	99 KIAS
Velocidade de Cruzamento do Marcador (V _{SOLO})	70 kt
Velocidade de Decisão	99 KIAS

ATERRAGEM

Velocidade de Cruzamento	79 KIAS
Velocidade de Toque	68 KIAS