

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A - N° 019/CENIPA/2013

<u>OCORRÊNCIA:</u>	ACIDENTE
<u>AERONAVE:</u>	PR-NOB
<u>MODELO:</u>	L410
<u>DATA:</u>	13JUL2011



ADVERTÊNCIA

Conforme a Lei nº 7.565, de 19 de dezembro de 1986, Artigo 86, compete ao Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos – SIPAER – planejar, orientar, coordenar, controlar e executar as atividades de investigação e de prevenção de acidentes aeronáuticos.

A elaboração deste Relatório Final foi conduzida com base em fatores contribuintes e hipóteses levantadas, sendo um documento técnico que reflete o resultado obtido pelo SIPAER em relação às circunstâncias que contribuíram ou podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

Não é foco do mesmo quantificar o grau de contribuição dos fatores contribuintes, incluindo as variáveis que condicionaram o desempenho humano, sejam elas individuais, psicossociais ou organizacionais, e que interagiram, propiciando o cenário favorável ao acidente.

O objetivo exclusivo deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência a acatá-las será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou o que corresponder ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual estão sendo dirigidas.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade civil ou criminal; estando em conformidade com o item 3.1 do Anexo 13 da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro através do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.

Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico. A utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, macula o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal.

Consequentemente, o seu uso para qualquer propósito, que não o de prevenção de futuros acidentes, poderá induzir a interpretações e a conclusões errôneas.

ÍNDICE

SINOPSE.....	4
1 INFORMAÇÕES FACTUAIS	8
1.1 Histórico da ocorrência.....	8
1.2 Danos pessoais	9
1.3 Danos à aeronave	9
1.4 Outros danos	9
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido.....	9
1.5.1 Informações acerca dos tripulantes.....	9
1.6 Informações acerca da aeronave	10
1.7 Informações meteorológicas.....	15
1.8 Auxílios à navegação.....	15
1.9 Comunicações.....	16
1.10 Informações acerca do aeródromo	16
1.11 Gravadores de voo	17
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços	25
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	26
1.13.1 Aspectos médicos.....	26
1.13.2 Informações ergonômicas	27
1.13.3 Aspectos psicológicos	27
1.14 Informações acerca de fogo	32
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	32
1.16 Exames, testes e pesquisas	32
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento	39
1.18 Aspectos operacionais.....	39
1.19 Informações adicionais.....	55
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação	60
2 ANÁLISE	60
3 CONCLUSÃO	70
3.1 Fatos.....	70
3.2 Fatores contribuintes	71
4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)	75
5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA	78
6 DIVULGAÇÃO	78
7 ANEXOS.....	78

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PR-NOB, modelo L410, ocorrido em 13JUL2011, classificado como falha do motor em voo.

Durante a decolagem, logo após a saída do solo, houve a falha do motor esquerdo. A tripulação prosseguiu na decolagem monomotor e, na tentativa de retorno para o pouso, ocorreu uma perda de controle em voo, seguida de colisão contra o solo.

Os dois tripulantes e os quatorze passageiros faleceram.

A aeronave teve danos graves.

Houve a designação de Representante Acreditado e Assessores da República Tcheca.

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ABC	<i>Automatic Bank Control</i> – Controle automático de inclinação
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> – Manual de voo da aeronave
AGL	<i>Above Ground Level</i> – Acima do nível do solo
AI	Aircraft Industries
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> – Manual de Manutenção da aeronave
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ASDA	<i>Accelerate and Stop Distance Available</i> – Distância disponível para aceleração e parada
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CCF	Certificado de Capacidade Física
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CFR	<i>Code of Federal Regulations</i>
CG	Centro de Gravidade
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CMM	<i>Coordinate Measuring Machine</i> – Máquina de medição coordenada
CRM	<i>Crew Resource Management</i> – Gerenciamento de recursos da tripulação
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> – Gravador de voz de cabine
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
EDS	<i>Energy-Dispersive X-ray Spectroscopy</i> - Espectroscopia de raio-x de energia dispersiva
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAP	Ficha de Avaliação de Piloto
FCU	<i>Fuel Control Unit</i> – Unidade de controle de combustível
FPI	Inspeção por líquido penetrante fluorescente
GGT	<i>Gas Generator Turbine</i> – Turbina geradora de gases do compressor
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de voo por instrumentos
INFRAERO	Empresa Brasileira de Infraestrutura Aeroportuária
INSPAC	Inspetor de Aviação Civil
IPEV	Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo
KIAS	<i>Knots-Indicated Air Speed</i> – Velocidade indicada do ar em nós
LABDATA	Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo
Lat	Latitude

LDA	<i>Landing Distance Available</i> – Distância disponível para pouso
Long	Longitude
MEL	Lista de Equipamentos Mínimos
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i> – Informe Meteorológico Regular de Aeródromo
MGO	Manual Geral de Operações
MLTE	Multimotor terrestre
MPR	Manual de Procedimentos da ANAC
NOAR	Nordeste Aviação Regional Linhas Aéreas Ltda
NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OEI	One Engine Inoperative
PCM	Habilitação de Piloto Comercial - Avião
PIC	Piloto em comando
PLA	Piloto de Linha Aérea - Avião
PLAH	Piloto de Linha Aérea - Helicóptero
PPR	Piloto Privado - Avião
PrTop	Programa de Treinamento Operacional
QRH	<i>Quick Reference Handbook</i> – Guia de Referência Rápida
QTC	GE-Quality Technology Center
RA	Rádio-altímetro
RESA	<i>Runway End Safety Area</i> – Área de escape no final da pista
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
RSV	Recomendação de Segurança de Voo
SBRF	Designativo de localidade do Aeroporto dos Guararapes – Gilberto Freyre
SBMO	Designativo de localidade do Aeroporto Zumbi dos Palmares, de Maceió
SBNT	Designativo de localidade do Aeroporto Augusto Severo
SEM	<i>Scanning Electron Microscopy</i> – Microscópio eletrônico de varredura
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
S/N	<i>Serial Number</i> – Número de série
SOP	<i>Standard Operational Procedures</i> – Procedimentos operacionais padronizados
SSFDR	<i>Solid State Flight Data Recorder</i> – Gravador de dados de voo

TBO	<i>Time Between Overhauls</i> – Tempo entre revisões gerais
TEAM	Transportes Especiais Aéreos e Malotes Linhas Aéreas Ltda
TODA	<i>Take-off Distance Available</i> – Distância disponível para a decolagem
TORA	<i>Take-off Runway Available</i> – Pista disponível para a decolagem
TWR-RF	Torre de controle de Recife
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> – Tempo Universal Coordenado
V1	Velocidade de decisão
V2	Velocidade de segurança com um motor inoperante
V _{EF}	Velocidade calibrada em que se presume a falha do motor crítico
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i>
V _{MCA}	Velocidade Mínima de Controle no Ar
VR	Velocidade de rotação
WAT	<i>Weight, Altitude and Temperature</i>

AERONAVE	Modelo: L410UVP-E20 Matrícula: PR-NOB Fabricante: LET Aircraft Industries	Operador: NOAR – Nordeste Aviação Regional Linhas Aéreas Ltda.
OCORRÊNCIA	Data/hora: 13JUL2011 / 09:54 UTC Local: Av. Visconde de Jequitinhonha Lat. - 08°09'08" S – Long. - 034°54'34" W Município – UF: Recife – PE	Tipo: Falha do motor em voo

1 INFORMAÇÕES FACTUAIS

1.1 Histórico da ocorrência

Às 6h50min, a aeronave decolou da pista 18 de SBRF (Aeroporto dos Guararapes – Gilberto Freyre, em Recife – PE) com destino à SBNT (Aeroporto Augusto Severo, em Natal – RN), com dois tripulantes e quatorze passageiros a bordo, efetuando voo de transporte aéreo público regular.

Durante a decolagem, após o cruzamento da cabeceira oposta, o copiloto informou que a aeronave regressaria para pouso, preferencialmente na pista 36, e pediu pista livre.

A aeronave desviou a trajetória para esquerda, ultrapassou a linha do litoral e, em seguida, a cerca de 400ft de altitude, iniciou uma curva de retorno pela direita, sobre o mar (Figura 1).

Após, aproximadamente, 90° de curva, ao chegar próximo à linha do litoral, a aeronave reverteu a inclinação, iniciando uma curva pela esquerda, afastando-se da linha do litoral.

Após cerca de 270° de curva, nivelou as asas, aproando a área do aeroporto, tendo o copiloto informado, ainda antes de cruzar a linha do litoral, que faria um pouso de emergência na praia.



Figura 1 - Perfil da trajetória de voo de acordo com o gravador de dados de voo.

Ao cruzar a linha do litoral, testemunhas viram a hélice esquerda em passo bandeira e girando em molinete.

Às 6h54min, a aeronave colidiu contra o solo, em um terreno sem construções, entre a Avenida Boa Viagem e a Avenida Visconde de Jequitinhonha, a 1740m da cabeceira 36. Houve fogo intenso após o impacto.

1.2 Danos pessoais

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	02	14	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3 Danos à aeronave

A aeronave ficou completamente destruída.

1.4 Outros danos

Não houve.

1.5 Informações acerca do pessoal envolvido

1.5.1 Informações acerca dos tripulantes

HORAS VOADAS		
DISCRIMINAÇÃO	PILOTO	COPILOTO
Totais	15.457:45	2.404:35
Totais nos últimos 30 dias	68:35	76:15
Totais nas últimas 24 horas	00:00	00:00
Neste tipo de aeronave	957:45	404:35
Neste tipo nos últimos 30 dias	68:35	76:15
Neste tipo nas últimas 24 horas	00:00	00:00

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo operador.

1.5.1.1 Formação

O piloto em comando (PIC, do inglês: *pilot in command*) formou-se na Academia da Força Aérea, em 1965.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Pernambuco, em 1978.

1.5.1.2 Validade e categoria das licenças e certificados

O PIC possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com os Certificados de Habilitação Técnica (CHT) de aeronave tipo L410, de Multimotor Terrestre (MLTE) e de voo por instrumentos (IFR) válidos.

O copiloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com os CHT de aeronave tipo L410, de MLTE e de IFR válidos.

1.5.1.3 Qualificação e experiência de voo

O PIC e o copiloto estavam qualificados e tinham um nível de experiência adequado para a realização do voo.

O PIC possuía mais de 46 anos de experiência na aviação. Iniciou a carreira na Força Aérea Brasileira, onde voou aeronaves bimotoras como B-25, B-26, C-45, C-91(Avro – Hawker Siddeley 748), C-95 (EMB-110) e Learjet 35, além dos quadrimotores B-17 e C-130. Ainda como piloto militar, voou os helicópteros UH-1H e CH-33. Após sua passagem para a reserva, obteve a licença de Piloto de Linha Aérea – Avião, em 1997, e Piloto de Linha Aérea – Helicóptero (PLAH), em 1999. Na aviação civil, voou aeronaves como o Boeing 707 e o ATR-300.

O copiloto voou como piloto em comando, entre 1993 e 2008, as aeronaves monomotoras C-172, C-182, C-206 e PA-34. A sua experiência em aeronave bimotora teve início com o próprio L-410.

1.5.1.4 Validade da inspeção de saúde

Os pilotos estavam com os Certificados de Capacidade Física (CCF) válidos.

1.6 Informações acerca da aeronave

A aeronave bimotora de asa alta, modelo L410UVP-E20, número de série 2722, registrada na categoria de Transporte Público Regular, com capacidade de 19 (dezenove) ocupantes, sendo 2 pilotos e dezessete passageiros, foi fabricada pela LET *Aircraft Industries*, em 2010, tendo sido obtida como produto novo.

Com a matrícula PR-NOB, era a segunda aeronave L410 operada pela empresa, tendo chegado ao Brasil em 10JUN2010 e iniciado a operação comercial em 27JUL2010.

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula, motor e hélice estavam atualizadas.

A última inspeção da aeronave, tipo Check P2 (300 horas), foi realizada pela Nordeste Aviação Regional Linhas Aéreas Ltda. (NOAR), em Recife-PE, no dia 10JUL2011, tendo a aeronave voado 21h18min após a mesma.

A última inspeção da aeronave, tipo Check P3 (1.200 horas), foi realizada pela TEAM Linhas Aéreas, no Rio de Janeiro-RJ, no dia 30JAN2011, tendo a aeronave voado 895h18min após a mesma.

A aeronave, que possuía um total de 3.033 FC (ciclos de voo) e 2.126h12min totais de voo, não havia atingido ainda os parâmetros que determinavam a realização da primeira revisão geral (Check P4, 2.400 horas).

À época do acidente, a aeronave estava equipada com dois motores fabricados pela GE Aviation Czech, modelo M601E, números de série 101.001 (número 1/esquerdo) e 914.025 (número 2/direito).

O motor número 1 foi fabricado em janeiro de 2010 e possuía um total de 2.126h12min voados.

A sua última inspeção (Type 3, de acordo com *Maintenance Manual Turboprop Engine Models M601E and M601E-21 – Revisão 3*) foi realizada nas instalações da NOAR, em Recife-PE, no dia 10JUL2011, por técnicos da GE Aviation Czech da República Tcheca, durante o Check P2 da aeronave.

Esse motor voou 21h18min após aquela última inspeção e ainda não havia atingido os parâmetros do programa de manutenção que determinavam a revisão geral.

O motor número 2 possuía um total de 6.154h23min, sendo 539h14min após a última revisão geral e 21h18min após a última inspeção realizada durante o Check P2, 10JUL2011.

O programa de manutenção do motor estabelecia a execução de revisões gerais a cada 3.000 horas de voo (TBO – *Time Between Overhauls*), 6.660 ciclos ou 5 anos de calendário, o que ocorrer primeiro.

A primeira aeronave operada pela empresa, de matrícula PR-NOA, chegou ao Brasil em 12MAR2010, também obtida como produto novo, diretamente da fábrica. Ela iniciou as atividades operacionais em 06ABR2010.

Após o recebimento do PR-NOB, o operador passou a receber o suporte de um representante técnico da *LET Aircraft Industries*, que permaneceu no Brasil por alguns meses.

Este técnico alertou quanto à necessidade de cumprimento de um boletim de serviço de caráter não mandatório (M601E/40R-1), para detectar possíveis desgastes nas partes internas do motor, em especial na câmara de combustão.

Esse boletim de serviço foi emitido em 16JAN2009 e era aplicável a diversos modelos de motores da família M601 com mais de 1.000 horas acumuladas, inclusive o M601E, que equipava as aeronaves do operador.

No boletim, o fabricante orientava a realização de exame boroscópico durante as inspeções de 300 horas, bem como as ações a serem adotadas de acordo com os resultados dos exames (Figura 2), a saber:

- desgaste menor que 50% - repetir o exame boroscópico pelo menos na terceira inspeção de 300 horas subsequente, ou seja, no máximo em 900 horas de voo após o último exame boroscópico;
- desgaste maior ou igual a 50% e menor que 70% - repetir a verificação a cada inspeção de 300 horas e comunicar o fato ao fabricante do motor; e
- desgaste superior a 70% - trocar o suporte da câmara de combustão antes da próxima operação da aeronave e comunicar o fato ao fabricante do motor.

Através da execução do boletim de serviço, constatou-se a necessidade de troca dos dois motores do PR-NOA, com aproximadamente um ano de operação e abaixo do TBO de 3.000 horas, por desgaste interno no suporte da câmara de combustão e também por corrosões a altas temperaturas na seção quente do motor.

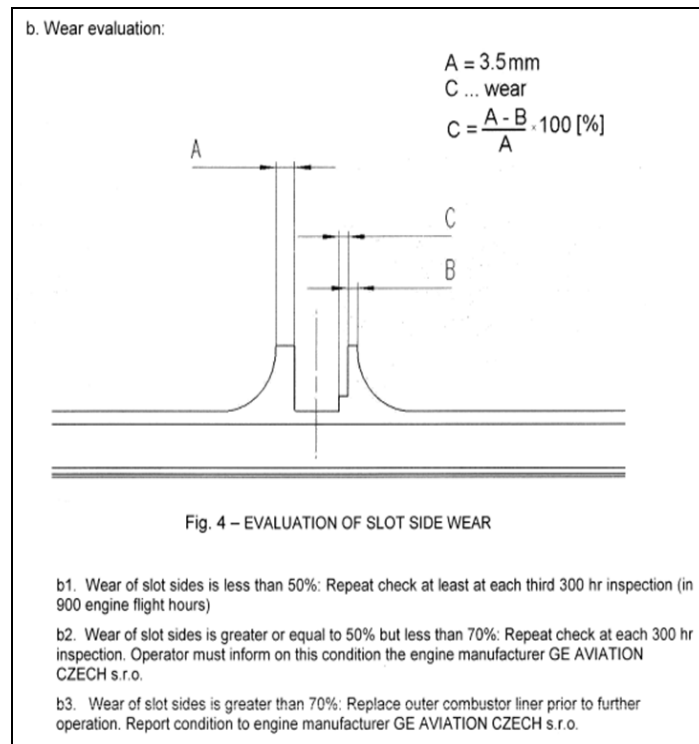


Figura 2 - Boletim de Serviço M601E/40R-1.

Da mesma forma, houve a necessidade de troca do motor número dois (direito) da aeronave PR-NOB, por desgaste excessivo em componentes da câmara de combustão, sendo instalado em seu lugar o motor de número de série 914.025.

O motor de número um dessa aeronave apresentou desgaste dentro do nível de tolerância, passando a ser monitorado, conforme tabela abaixo:

Inspeção boroscópica	Data	Horas voadas	Nível de desgaste
1 ^a	17/01/2011	1.099:04	0%
2 ^a	23/03/2011	1.586:38	30%
3 ^a	07/05/2011	1.759:44	35%
4 ^a	11/06/2011	1.985:40	40%
5 ^a	22/06/2011	2.052:35	50%

Tabela 1 - Progresso da corrosão da câmara de combustão do motor 1

Com base na evolução do nível de desgaste interno no suporte da câmara de combustão do motor número um (Figura 3), decidiu-se pela troca desse item, durante a inspeção do dia 10JUL2011, nas instalações da NOAR, em Recife-PE.

Nesse serviço os técnicos da GE Aviation Czech realizaram a substituição dos seguintes componentes: suporte da câmara de combustão (removido o PN M601-239.5 com SN 024 e instalado o PN M601-255.7 com SN 4282) e tampa de óleo PN M601-308.3 (removido SN 4981 e instalado SN 3651).

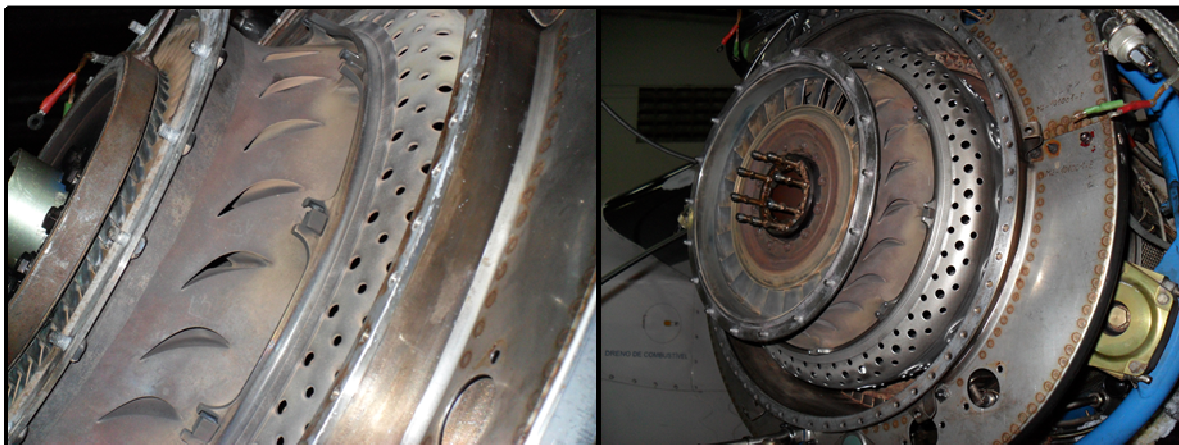


Figura 3 - Câmaras de combustão removida e instalada.

Durante a execução desse serviço, os técnicos da GE Aviation Czech confirmaram que o disco rotor da turbina do compressor removido do motor s/n 101-001 apresentava corrosão das palhetas além dos limites previstos no manual (Figura 4), tendo sido feita a sua substituição.



Figura 4 - Disco de turbina do compressor removido devido à corrosão a altas temperaturas.

A ficha de execução deste serviço foi preenchida pelo técnico da GE Aviation Czech com o registro de que o item PN M601-319.5, S/N b45 fora removido, tendo sido instalado o item S/N b45 (*sic*).

O mesmo registro foi feito no *Log Book* do motor, gerenciado pelo próprio fabricante e mantido em sua sede, como se observa na Figura 5.

Embora este registro tenha gerado a impressão de que o disco rotor instalado era o mesmo que havia sofrido o desgaste, foi possível constatar, durante a abertura dos motores, que o disco rotor desgastado, cujo número de série era 012867-2-144, foi efetivamente substituído por outro disco rotor b45, número de série 409783-338.

A confusão se deu porque a sigla S/N, empregada naquele registro, se refere ao número do conjunto (do inglês *Set Number*), que identifica aquela seção do motor, e não ao

número de série (do inglês *Serial Number*), que identificaria a parte do conjunto. Neste caso, b45 é a identificação para o conjunto rotor da turbina geradora de gases (GGT, do inglês *Gas Generator Turbine*).

Performed works		IV. WORK PERFORMED WITHIN OPERATION	
Maintenance, repairs, preservation/preservation, bulletins accomplished, remarks on engine operation and events.		Maintenance, repairs, preservation/preservation, bulletins accomplished, remarks on engine operation and events.	
Date	Prescribed work	Date	Prescribed work
10.07.2011	Engine disassembled according to the Inst.	10.07.2011	Replacement of Comb. Chamber Outer Liner:
	Replaced Outer liner M601-239.5:		- removed M601-239.5 S/N 024
	- removed S/N 024		- installed M601-253.7 S/N 4282
	- installed S/N 4282 (M601-255.7)	10.07.11	Replacement of CT set M601-319.5:
	Replaced CT set M601-319.5:		- removed S/N b45
	- removed S/N b45		- installed S/N A45
	- installed S/N b45	10.07.2011	Replacement oil cover M601-308.3:
	Replaced oil cover M601-308.3:		- removed S/N 4981
	- removed S/N 4981		- installed S/N 2651
	- installed S/N 2651		
	Assembled engine according to the Inst.		
	Engine tested - OK		

Figura 5 - Escrituração (ficha de execução do serviço e pág. 99 do log book).

Ainda em relação aos serviços realizados pela GE Aviation Czech em 10JUL2011, houve dúvida por parte de alguns funcionários do operador quanto à realização integral do teste de vibração do motor após a troca do disco de turbina do compressor.

Segundo técnicos do operador que acompanhavam o serviço, uma das cablagens do equipamento utilizado para o teste havia se rompido antes de concluída a aferição.

Além disso, não havia nenhum registro relativo à realização de teste de vibração na documentação deixada pelo fabricante após a realização dos serviços.

Após a execução do serviço de troca de componentes do motor esquerdo, a aeronave PR-NOB efetuou um voo de experiência (com o acompanhamento dos técnicos da GE Aviation Czech) e foi liberada para o voo de transporte de passageiros.

Ao ser questionada com relação à efetiva realização do teste de vibração, a GE Aviation Czech apresentou à Comissão de Investigação um relatório com o resultado dos testes relativos àquele motor, apresentando parâmetros normais (Figura 6).

Acrescente-se que o desempenho da aeronave, segundo o relato dos pilotos que nela voaram após a substituição das peças do motor, era bom, não havendo qualquer queixa referente a uma eventual vibração.

A GE Aviation Czech não soube informar o porque de tal documentação não ter sido juntada aos demais documentos que foram deixados no Brasil, relativos aos serviços de manutenção realizados por seus técnicos no motor esquerdo do PR-NOB.

AvTrend Bronze 1.09.193		Page 1 of 8
Customer: 101001E - '101001E' - Vibration Spectrum Survey		
Started: 07/10/2011 21:18.13	Finished: Yes	
A/C Reg:	A/C Total TM: 0.0	
Eng S/N:	TSO: 0.0	
Eng Pos: 12337	TSN: 0.0	

2020 Analyzer Information		
Owner: GE AVIATION CZECH	Serial No: 50249	
Addr:	Versions:	
BERANOV'YCH 65	Boot ROM: 5.01	
199 02 FRAHA 9	Application: 5.01	
CZECH REPUBLIC		
Phone: 420-222-538-111	Cal Date: 10/01/2010 15:25.07	

AvTrend License Information		
Owner: GE Aviation CZECH	License Number: ZA7B919D	
Serial Number: 2041	Type: Permanent	
Level: Bronze		

Setup: M601 ENGINE		
Resolution: 400		
Average Type: Exp	Blocks in Average: 4	
Min Freq: 0.00	Max Freq: 50000.00	
Frequency Units: RPM		
Channel A (GT): 991D-1		
(20.000 mVolts/g's, Normal Polarity, Single-Ended)		
Full-Scale Range: 10.00 mm/sec RMS		
Channel B (VT): 991D-1		
(20.000 mVolts/g's, Normal Polarity, Single-Ended)		
Full-Scale Range: 10.00 mm/sec RMS		
Condition 1: 60%		
Condition 2: 70%		
Condition 3: 80%		
Condition 4: 90%		
Condition 5: 95%		
Condition 6: 97%		
Condition 7: 99%		
Condition 8: 100%		
Spectrum Limits: None		
Condition 1 (60%): Data Taken		
Condition 2 (70%): Data Taken		
Condition 3 (80%): Data Taken		
Condition 4 (90%): Data Taken		
Condition 5 (95%): Data Taken		
Condition 6 (97%): Data Taken		
Condition 7 (99%): Data Taken		
Condition 8 (100%): No data acquisition		

Figura 6 - Relatório de teste de vibração apresentado pela GE Aviation Czech.

A aeronave estava equipada com conjuntos de hélices Avia Propeller, modelo V510/90A/C, números de série 100.003 (número 1/esquerda) e 100.004 (número 2/direita).

Os conjuntos de hélices número 1 e número 2 estavam instaladas na aeronave desde o início da operação desta e possuíam um total de 2.126h12min, cada um, sendo 21h18min após a última inspeção. Esses conjuntos de hélices não haviam atingido os parâmetros do programa de manutenção que determinavam a revisão geral. As inspeções dos mesmos estavam sendo realizadas com a periodicidade prevista no programa de manutenção do fabricante.

1.7 Informações meteorológicas

O aeródromo de Recife operava em condições de voo visual. No momento da ocorrência, o vento no aeródromo era de intensidade de 5kt com direção de 240°.

As informações do METAR das 6h e das 7h (local) eram as seguintes:

- 6h (local): 23006KT 9999 FEW015 SCT070 22/19 Q1014; e
- 7h (local): 22007KT 9999 FEW014 BKN070 23/20 Q1015.

1.8 Auxílios à navegação

Nada a relatar.

1.9 Comunicações

As comunicações da aeronave se limitaram à Torre Recife (TWR-RF), em vista da curta duração do voo até o acidente.

Às 6h51min4s, de acordo com os registros do órgão de controle, já com a aeronave fora do solo, o NOAR 4896 informou à torre que estava “abortando” a decolagem e prosseguiria para pouso. Nesta transmissão foi possível ouvir que o copiloto solicitou ao PIC para baixar o nariz da aeronave. Alguns instantes depois, o NOAR 4896 confirmou que iria abortar a decolagem e retornaria para o pouso, solicitando pista livre. A intenção inicial da tripulação seria o de prosseguir para a pista 36.

Às 6h53min56s, o NOAR 4896 informou que não teria como chegar à pista e que faria um pouso na praia. Esta foi a última transmissão do NOAR 4896, tendo sido possível ouvir o copiloto sugerindo ao PIC o pouso na areia.

Às 6h57min2s, um helicóptero que estava em coordenação com a Torre Recife informou que o bombeiro podia ser acionado, pois havia muita fumaça no local do acidente. Ao se aproximar do local de impacto, esse helicóptero informou à Torre que a aeronave estava sendo consumida pelo fogo e que não identificou sobreviventes.

1.10 Informações acerca do aeródromo

Na data da ocorrência, o Aeródromo de Recife / Guararapes – Gilberto Freyre (SBRF) era de uso compartilhado, público e militar, sendo o aeroporto administrado pela INFRAERO, possuía uma única pista com cabeceiras 18 e 36, rumo 184° e 004° respectivamente, extensão de 3.007m por 45m de largura, piso de asfalto, a 33ft de altitude.

A pista utilizada para a decolagem foi a 18 (rumo 184°). Esta pista possuía *slope* positivo nos primeiros 600m, mantendo *slope* praticamente nulo nos 2.407m finais, não possuindo RESA (*Runway End Safety Area*). Aproximadamente 160m após o término da pista 18, havia um muro que delimitava o aeródromo em relação à área urbana.

As distâncias declaradas para a decolagem da pista 18 eram as seguintes:

TORA (m)	ASDA (m)	TODA (m)	LDA (m)
3.007	3.114	3.007	3.007

Havia um NOTAM (SBRF B0919/2011 NOTAMR - SBRF B0353/2011), expedido em 02JUN2011, válido até 02SET2011, informando que os últimos 210m da zona de parada da pista 36 estavam fechados devido a danos no pavimento. Entretanto, essa alteração não afetava as distâncias declaradas para a decolagem da pista 18.

A distância aproximada entre a cabeceira 36 e a linha do litoral, seguindo a reta de decolagem, é de 2.360m, havendo edificações nesse trajeto (Figura 7).



Figura 7 - Vista aérea da reta de decolagem da pista 18.

1.11 Gravadores de voo

A aeronave estava equipada com um gravador de voz de cabine (CVR, do inglês: *Cockpit Voice Recorder*), modelo FA2100, com memória com capacidade de gravação de até duas horas, e um gravador de dados de voo (SSFDR, do inglês: *Solid State Flight Data Recorder*), modelo FA22XX MADRAS, com capacidade mínima de gravação de 25 horas, ambos fabricados pela L-3 Communications.

A leitura do CVR foi realizada com sucesso, no Laboratório de Leitura e Análise de Dados de Gravadores de Voo (LABDATA) do CENIPA, em Brasília, DF.

Quanto ao FDR, em face das avarias decorrentes do impacto e da ação do fogo, a leitura foi realizada no laboratório do NTSB (*National Transportation Safety Board*), em Washington, Estados Unidos da América.

De acordo com o registro do CVR, o PIC comentou, durante o *briefing* de decolagem (realizado ainda antes do acionamento dos motores), que iria raciocinar com a possibilidade de pouso na pista, se houvesse uma pane após a V1 (velocidade de decisão), com pista suficiente e trem de pouso ainda não recolhido.

Comentou ainda que, se a pane ocorresse após a V1 e com o trem de pouso recolhido, ele prosseguiria no voo, ficando a cargo do copiloto o monitoramento dos instrumentos e o complemento dos procedimentos da emergência após os 400ft de altura. Informou que, neste caso, faria curva para o lado do “motor bom”.

Durante a decolagem, 3 segundos após o PIC ter solicitado o recolhimento do trem de pouso, identifica-se uma mudança significativa no ruído de fundo na cabine.

Observa-se, também, que apesar de o PIC ter solicitado o recolhimento do trem de pouso, esta solicitação só foi executada cerca de 50 segundos depois, quando o PIC reiterou sua solicitação pela 4ª vez.

Logo após a constatação de falha do motor, o copiloto pediu três vezes para o PIC “abortar a decolagem”, informando que a aeronave havia perdido potência. O PIC prosseguiu na decolagem, comentando que não havia espaço para uma abortiva.

Em seguida, o PIC pediu ao copiloto para solicitar o pouso na pista “trinta”, reiterando este pedido por duas vezes, sem se dar conta que o aeródromo de Recife tem

as pistas no sentido 18 e 36. O copiloto, entretanto, informou para TWR-RF que a aeronave prosseguiria para o pouso na pista 36.

Logo após esta comunicação, o copiloto pediu ao PIC para “baixar o nariz da aeronave”. Em resposta, o PIC pediu calma ao copiloto, que anuiu: “Eu sei, estamos a quatrocentos pés, vamos voar!”

Em seguida, houve uma mudança significativa no ruído de fundo da cabine e o PIC solicitou ao copiloto que embandeirasse as hélices do motor esquerdo.

O PIC pediu para o copiloto falar para a TWR-RF, então o copiloto questionou o que deveria ser falado e PIC disse que era para falar que eles estavam em emergência.

O copiloto respondeu ao PIC: “Estamos em emergência. Está autorizado o pouso na três meia, vamos.”

Em seguida, por várias vezes, soaram os alarmes “*Don’t sink! Don’t sink!*” e “*Too low, terrain!*”

Às 6h52min45seg, o PIC solicitou o embandeiramento das pás das hélices do motor esquerdo, então o copiloto respondeu que já havia efetuado o embandeiramento.

O copiloto pediu ao PIC, às 6h52min52seg, para fazer curva para retornar, então o PIC respondeu que já estava fazendo.

Logo depois, às 6h53min2seg, soou o alarme de estol.

Então, o copiloto enunciou “oitenta e um, baixa o nariz”, em seguida ocorreram os alarmes “*Don’t sink! Don’t sink!*” e “*Too low, terrain!*”

Às 6h53min22seg, o copiloto enunciou “cento e vinte pés”, seguido do alarme de estol.

O copiloto pediu ao PIC para segurar o motor, este respondeu que “estava tudo”.

Depois o copiloto pediu ao PIC para não segurar muito o nariz para não estolar.

Em seguida perguntou ao PIC se iriam pousar na praia, este respondeu de maneira firme que não.

Às 6h53min43seg, o copiloto comentou com o PIC que estavam a cento e vinte pés e não havia altura suficiente para prosseguir para pista, sugerindo que pousassem em uma faixa de areia na praia.

O PIC respondeu que não iria pousar na praia e informou que eles iriam pousar no “campo”.

Às 6h53min56seg, o copiloto falou para a TWR-RF: “O NOAR quatro oito nove meia está... vai fazer um pouso de emergência na praia, não tem como chegar na pista. pode pousar aqui na areia... pouso na areia que não...”.

Em seguida soou o alarme de estol.

O PIC, novamente, disse para o copiloto que eles não iriam pousar na areia, então o copiloto respondeu que eles iriam cair em cima dos prédios.

A partir desse momento o alarme de estol permaneceu soando, por 19 segundos, até a ocorrência do estol, intercalado pelos alarmes “*Don’t sink! Don’t sink!*” e “*Too low, terrain!*”

Às 6h54min12seg, o copiloto pediu para o PIC pousar na praia “por favor”, este respondeu, de forma rude, que não iria pousar na praia.

Em seguida, o copiloto insistiu com o PIC, dizendo que não havia condições de ir para a pista, este respondeu: “Tá ok! Deixa comigo!”

Às 6h54min25seg, o copiloto comentou duas vezes com o PIC que eles estavam estolando.

Às 6h54min38seg, ocorreu o encerramento da gravação.

Da leitura do SSFDR foram recuperados com sucesso, os dados relativos aos 110 parâmetros das últimas 192 horas de operação.

Os gráficos abaixo apresentam os principais parâmetros para a avaliação da performance da aeronave.

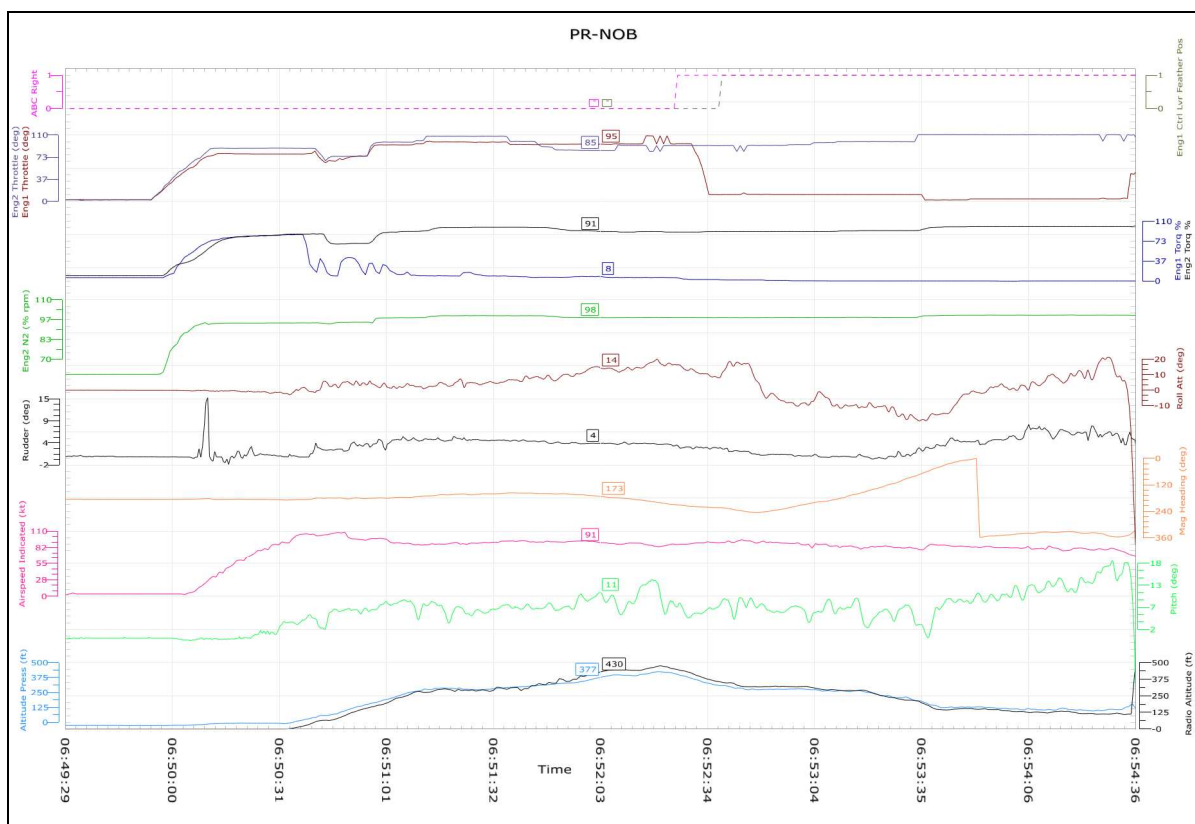


Figura 8 – Voo 4896.

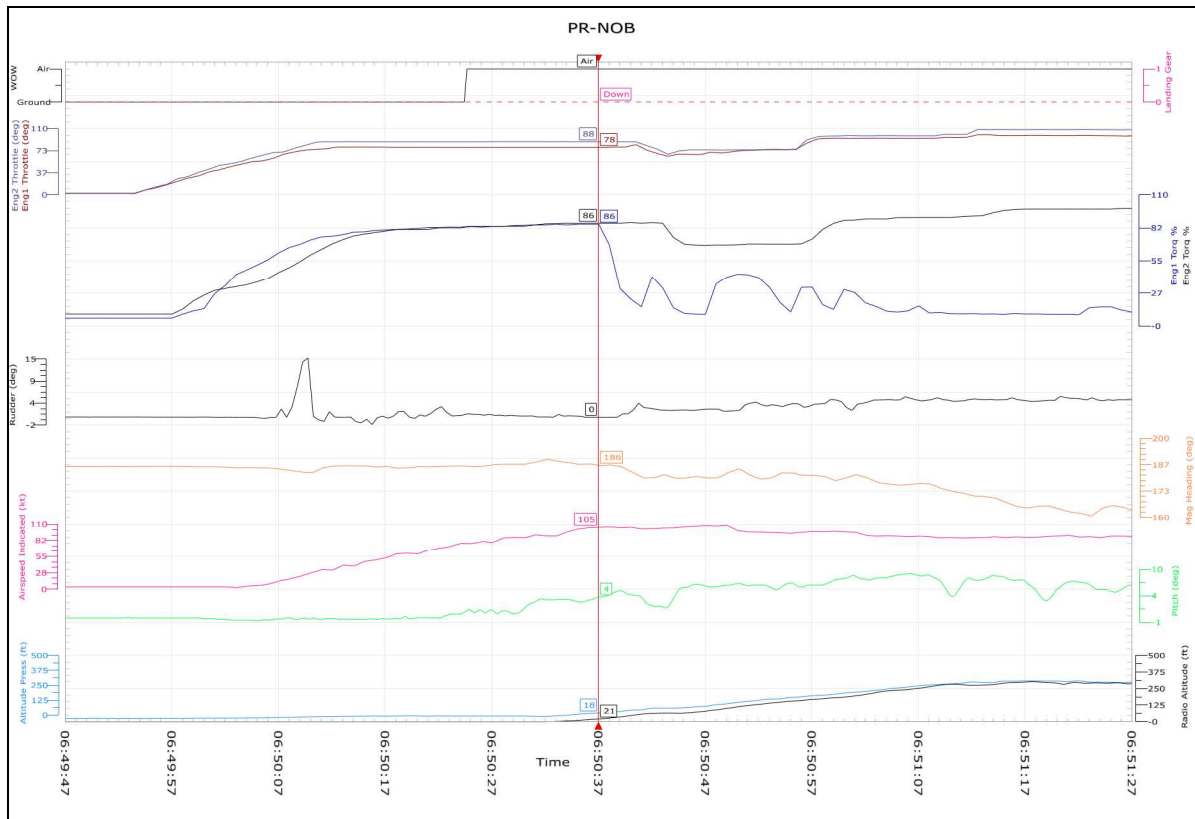


Figura 9 – O momento da falha do motor esquerdo.

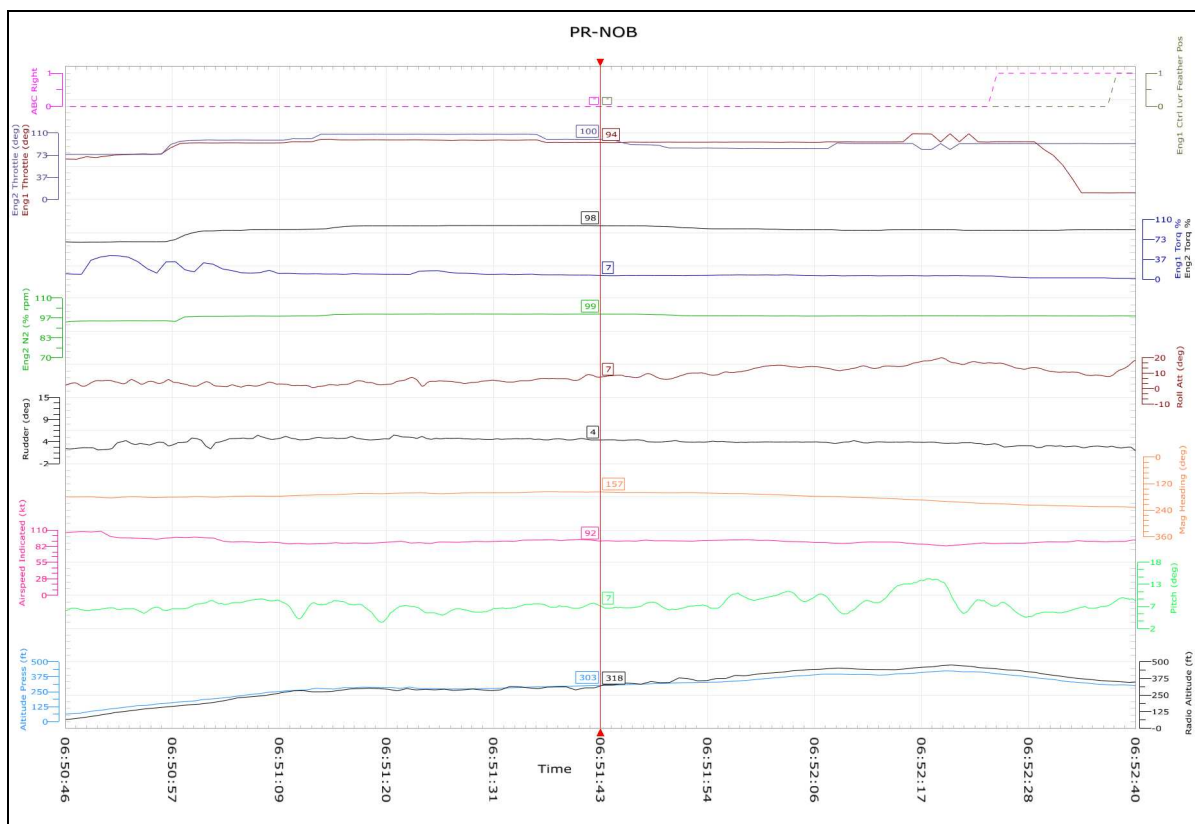


Figura 10 – Início da curva à direita para retorno ao aeródromo.

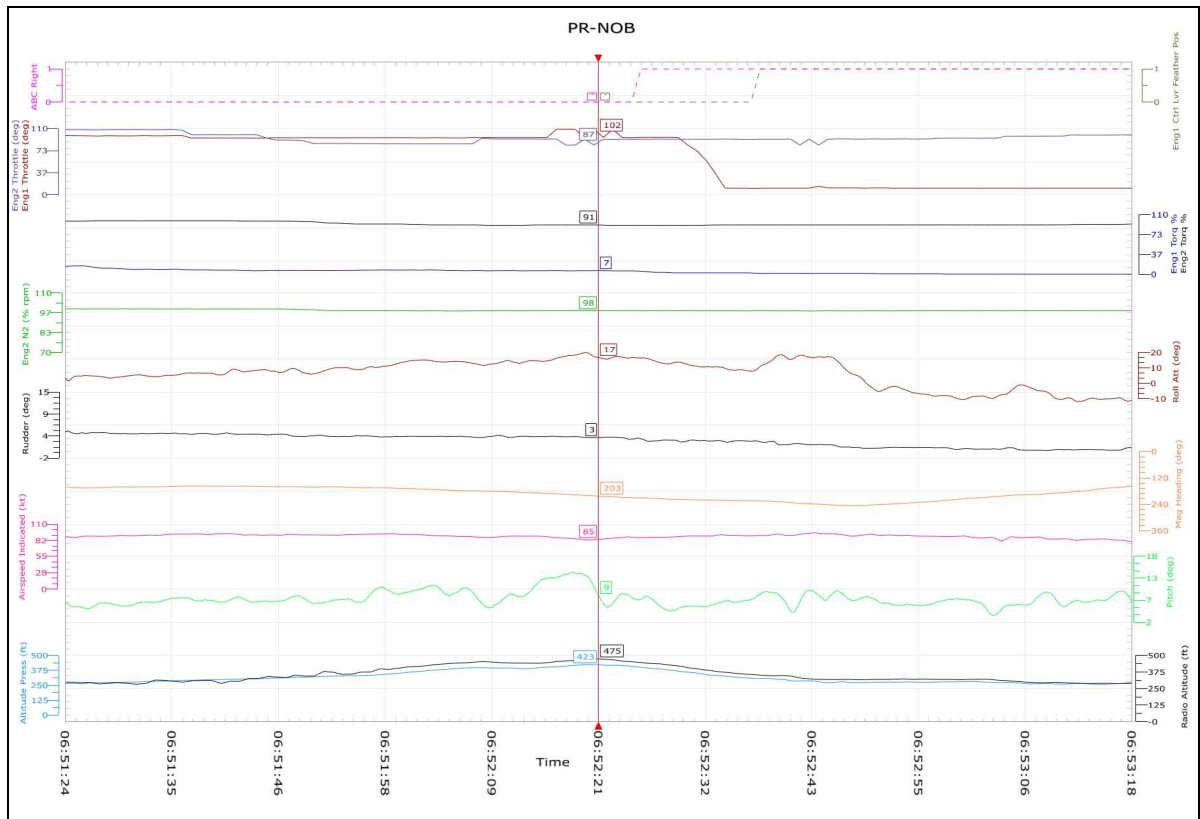


Figura 11 – Início da perda de altura.

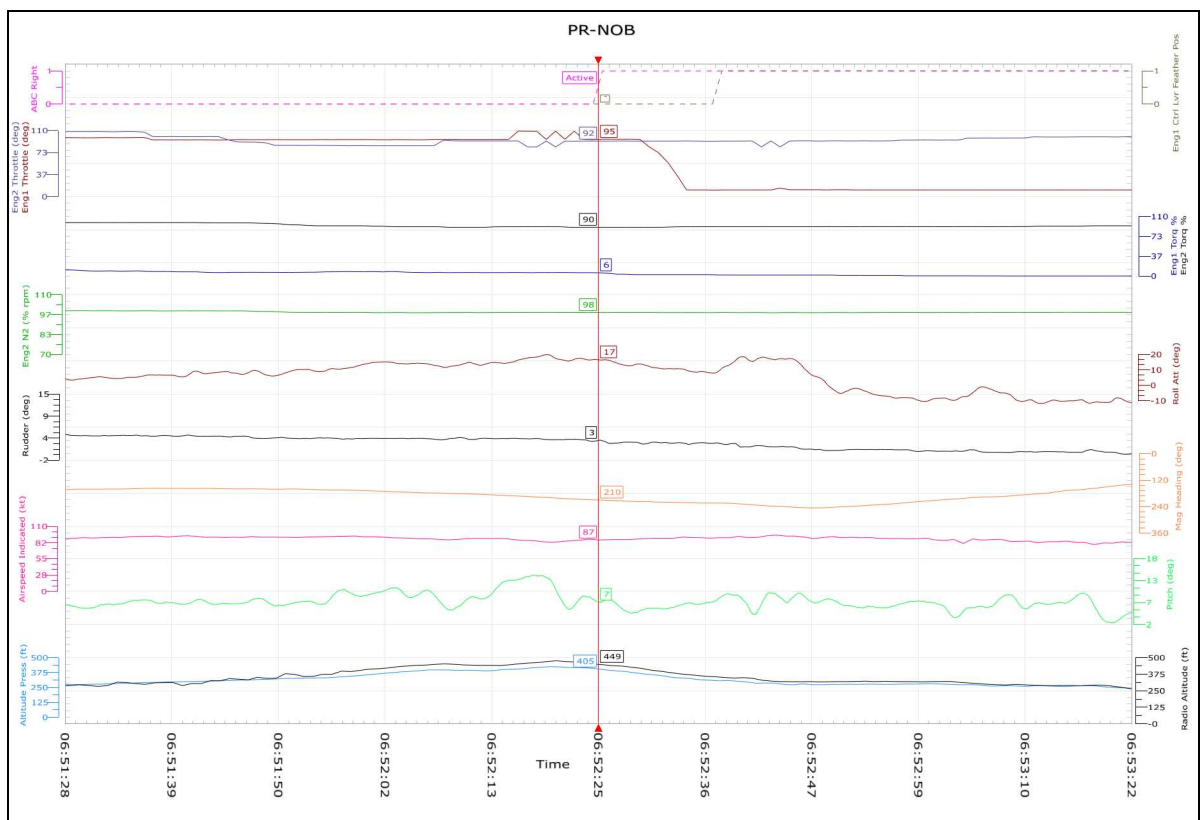


Figura 12 – Abertura do ABC.

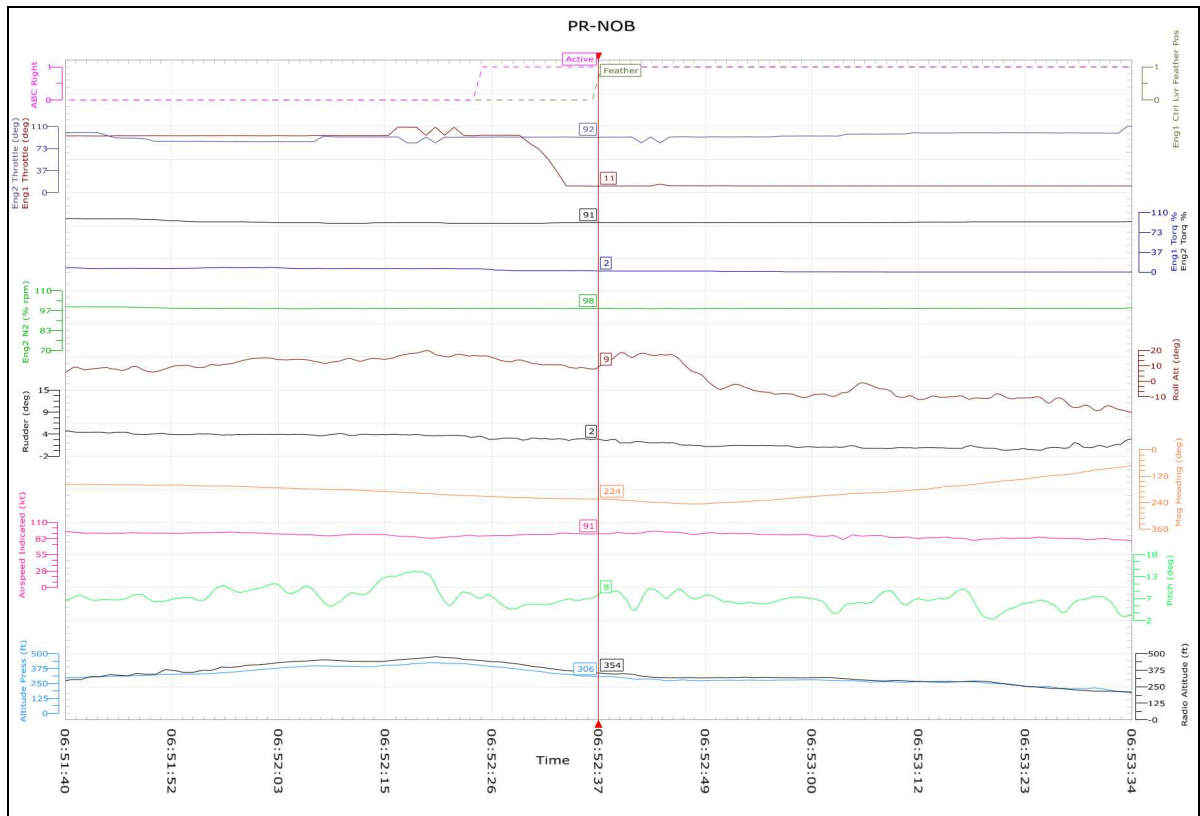


Figura 13 – Embandeiramento manual.

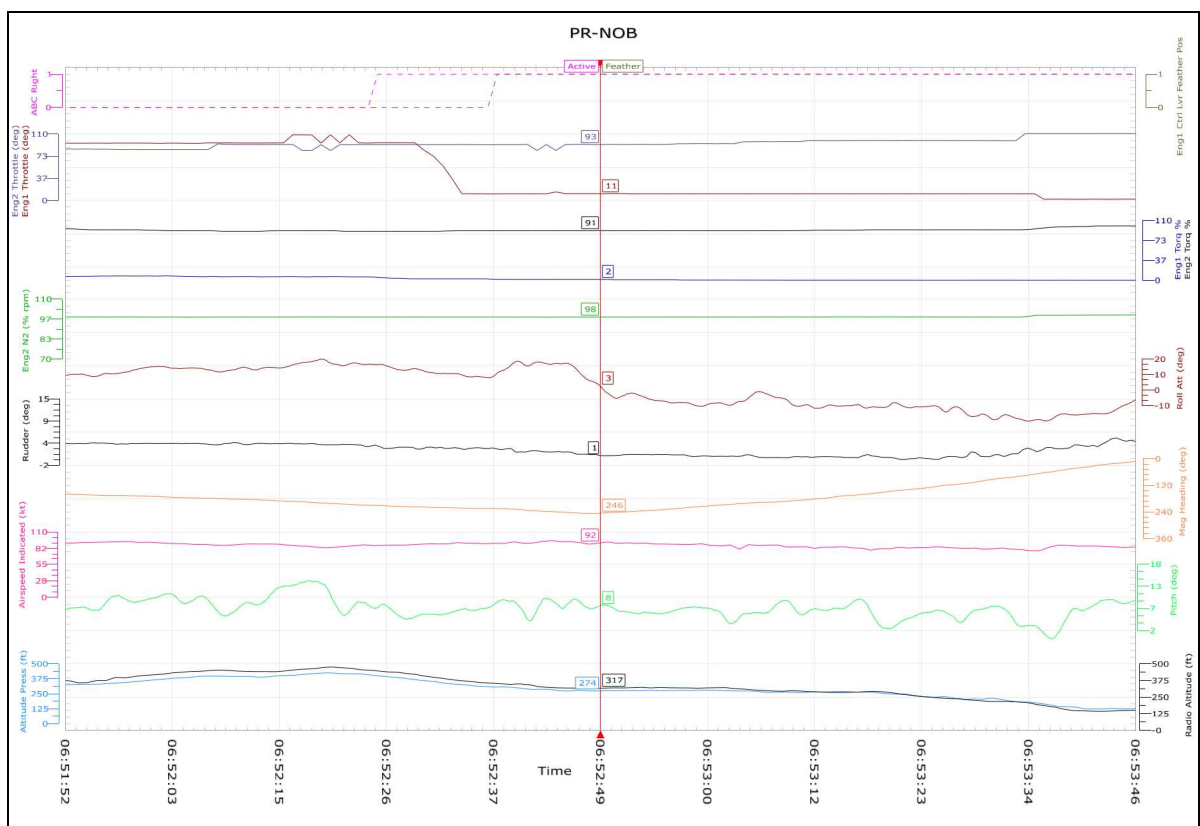


Figura 14 – Curva de reversão para a esquerda.

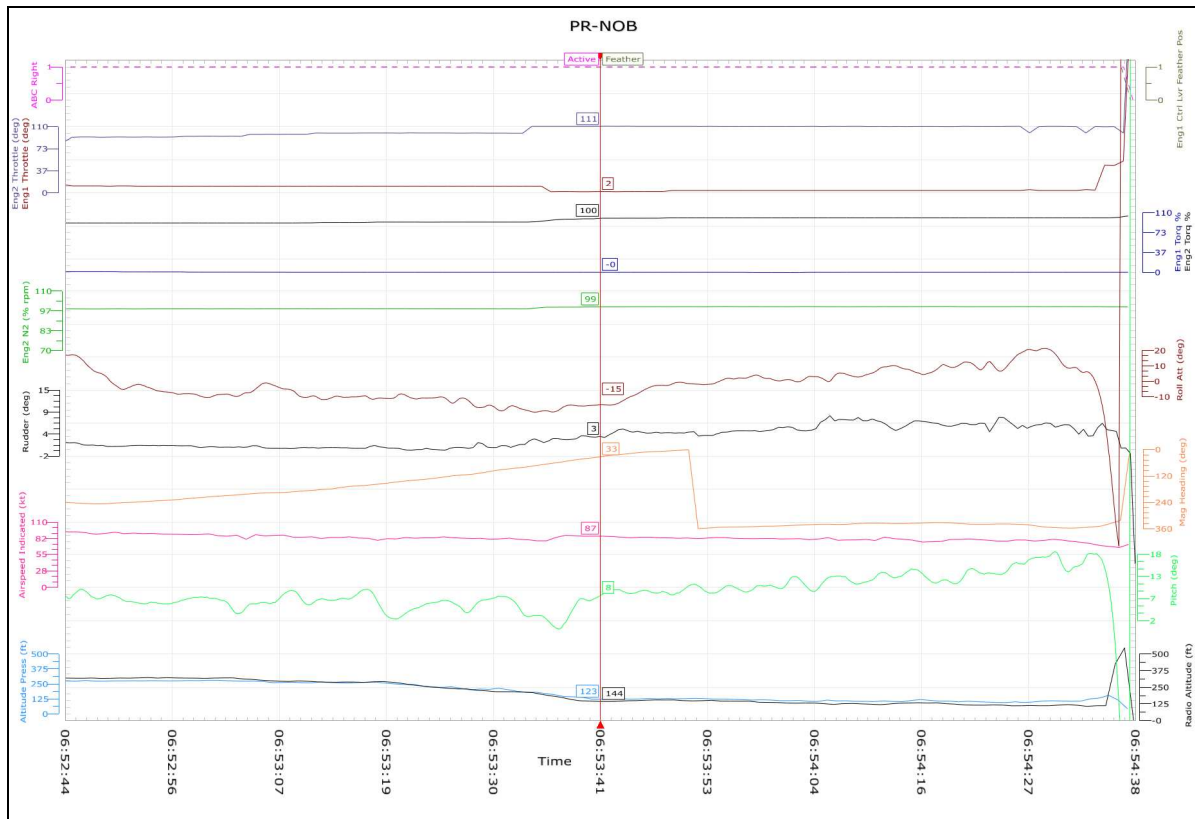
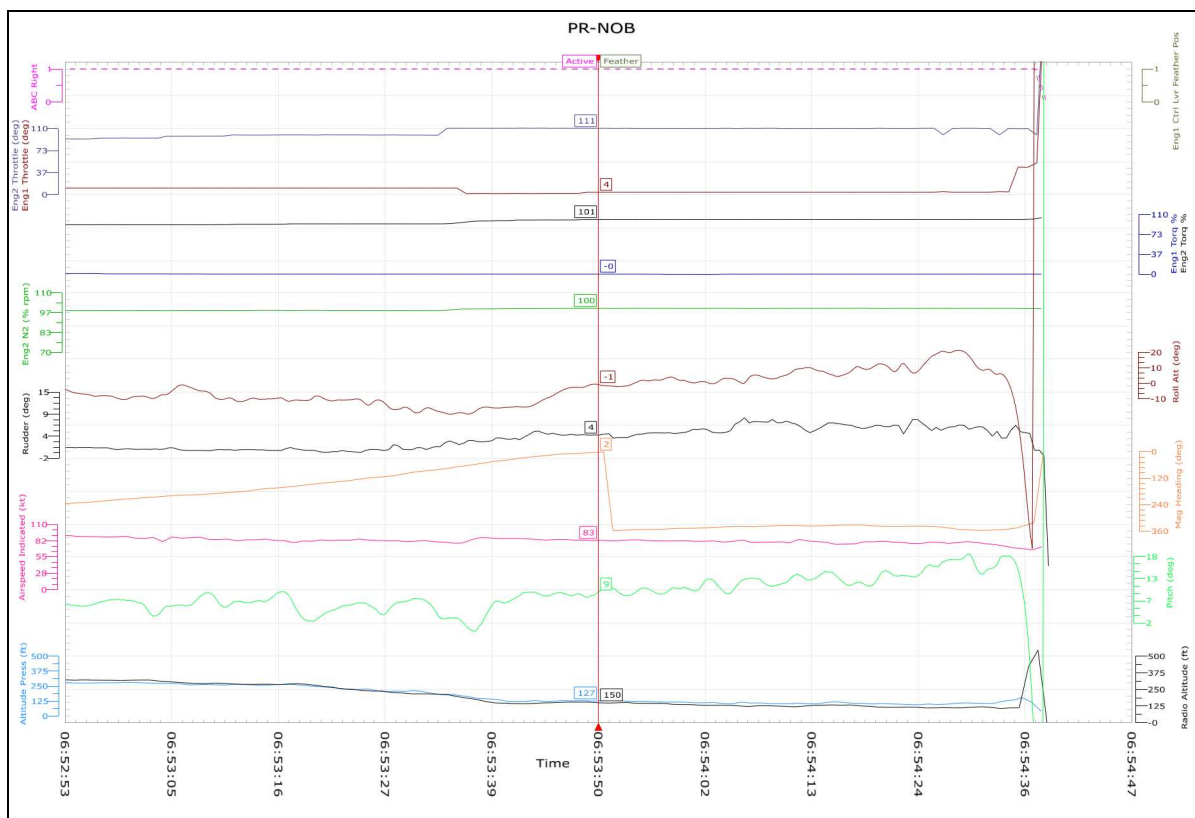


Figura 15 – Torque do motor direito alcança 100%.

Figura 16 – Limite de V_{MCA} .

A Figura 17 apresenta os valores estimados de derrapagem, calculados a partir dos dados do FDR.

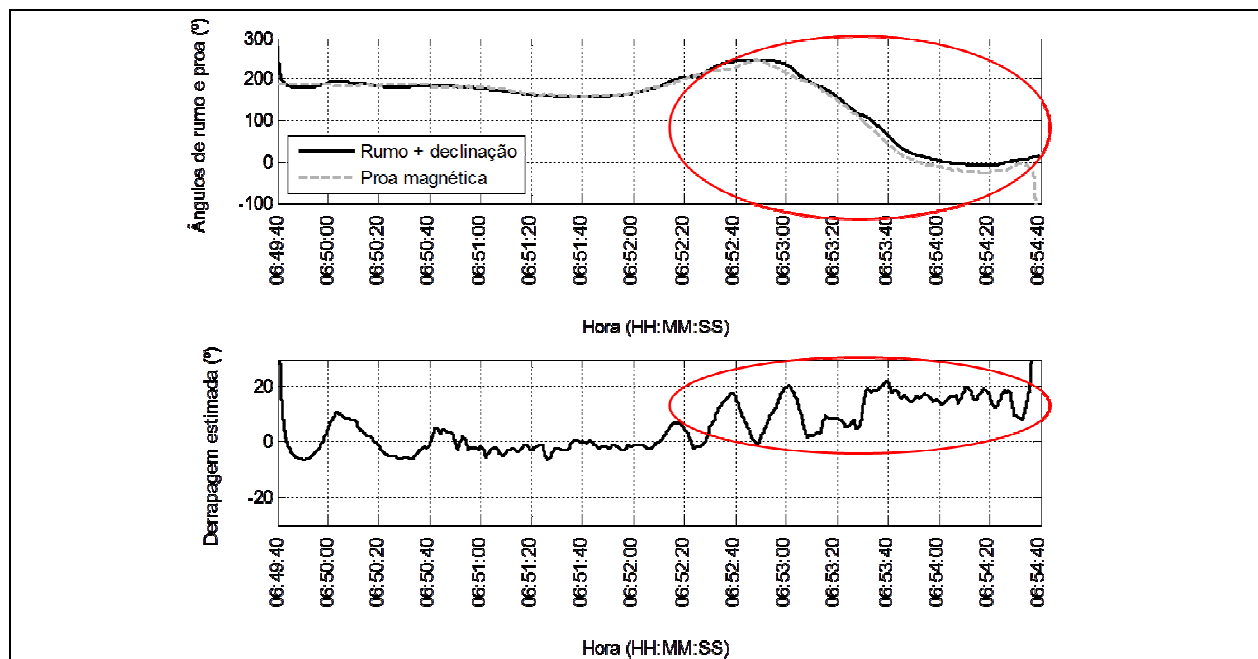


Figura 17 - Cálculo da derrapagem a partir dos dados do FDR.

A Tabela 2 apresenta um extrato dos parâmetros de voo relativos aos principais momentos abordados durante a análise.

Hora	Altura RA	Velocidade	Proa	Inclinação	Pitch	Leme
6:50:37	24 ft	104 Kt	186°	2° (direita)	4°	0°
6:50:43	66 ft	104 Kt	180°	5° (direita)	2°	2°
6:51:35	298 ft	88 Kt	159°	5° (direita)	8°	4°
6:51:48	344 ft	93 Kt	160°	10° (direita)	8°	4°
6:52:01	415 ft	93 Kt	169°	15° (direita)	9°	4°
6:52:19	470 ft	84 Kt	199°	20° (direita)	14°	3°
6:52:40	348 ft	93 Kt	228°	18° (direita)	9°	2°
6:52:49	317 ft	92 Kt	246°	3° (direita)	8°	1°
6:53:00	319 ft	90 Kt	214°	10° (esquerda)	7°	0°
6:53:28	232 ft	83 Kt	112°	15° (esquerda)	5°	0°
6:53:36	182 ft	84 Kt	061°	20° (esquerda)	1°	3°
6:53:50	150 ft	83 Kt	002°	1° (esquerda)	9°	4°
6:54:00	136 ft	83 Kt	348°	2° (direita)	10°	5°
6:54:10	124 ft	81 Kt	335°	4° (direita)	11°	7°

6:54:19	124ft	81 Kt	334°	9° (direita)	11°	6°
6:54:30	117ft	80 Kt	356°	13° (direita)	16°	6°
6:54:34	-	72 Kt	349°	7° (esquerda)	18°	6°

Tabela 2 - Dados de voo abordados na análise.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

O acidente se consumou em um terreno sem edificações, situado entre a Avenida Boa Viagem e a Avenida Visconde de Jequitinhonha, nas coordenadas 08°09'08" S e 034°54'34" W, a 1.740m da cabeceira 36 (Figura 18). Houve fogo intenso após o impacto, ficando a aeronave completamente destruída.



Figura 18 - Vista aérea do local de impacto e a posição em relação à pista 36.

As marcas do primeiro impacto (Figura 19), identificadas há poucos metros do local de parada final da aeronave, foram possivelmente produzidas pelo motor direito, levando a asa direita a romper-se próximo da fuselagem e deslocar-se sobre esta, vindo a parar no lado esquerdo da aeronave.

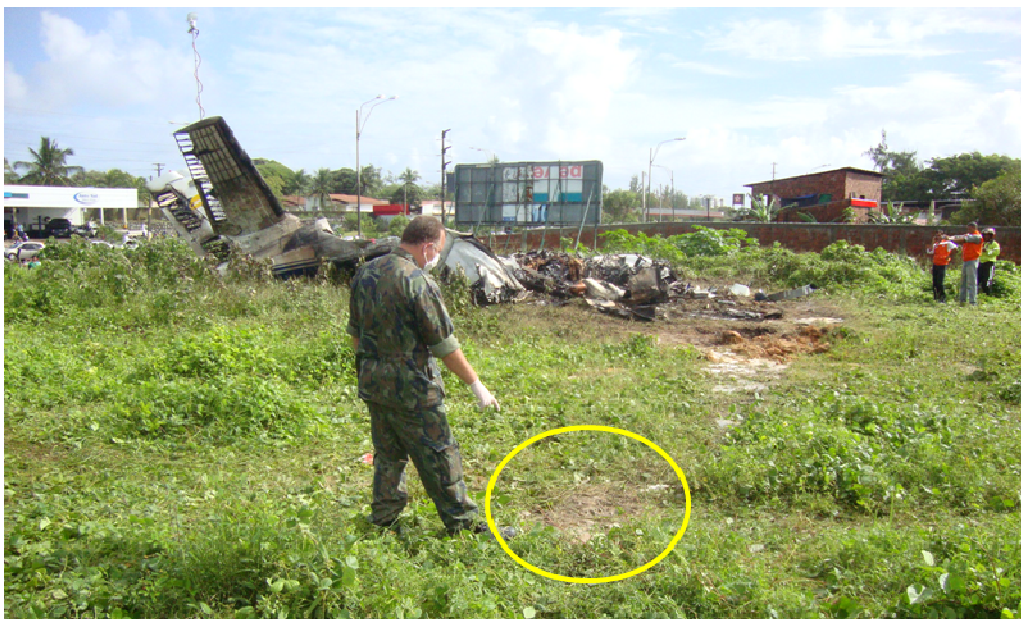


Figura 19 - Marcas do primeiro de impacto.

Os flapes foram encontrados em posição defletida de 18° (Figura 20).



Figura 20 - Flape da asa esquerda na posição 18° no local de impacto, tal qual o da asa direita.

No console central, foi possível identificar a presença do lacre de avanço de manete de potência do motor direito, indicando que o recurso de potência extra não foi utilizado pela tripulação (Figura 21).



Figura 21 - Lacre do manete de potência do motor direito íntegro.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

1.13.1 Aspectos médicos

Foi conduzida uma pesquisa detalhada da condição médica do PIC (que tinha 68 anos de idade, 1,72m de altura e 78kg), em função dos relatos de alguns dos pilotos da empresa, sugerindo que ele teria restrições físicas que limitariam a sua atuação como piloto, incluindo a dificuldade em enxergar durante a noite e a falta de força na perna direita, da qual mancava, segundo as entrevistas.

Além das pesquisas nos prontuários médicos, foram feitos levantamentos junto a pessoas que com ele mantinham vínculo pessoal ou profissional.

De acordo com dados colhidos de registros ambulatoriais e perícias médicas regulamentares, o PIC havia apresentado uma condição que lhe dificultava a marcha, sem

que houvesse prejuízo de força ou de funcionalidade. Esta condição foi completamente eliminada por procedimento cirúrgico bem sucedido realizado em meados de 2010 (portanto, cerca de um ano antes do acidente), o qual não deixou sequelas funcionais.

Com relação à sua limitação de visão no período noturno, as condições oftalmológicas foram julgadas, pelo médico perito em oftalmologia, como não passíveis de incapacitação de acordo com o RBAC 67.

1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

1.13.3 Aspectos psicológicos

1.13.3.1 Informações individuais

De acordo com os dados levantados, o PIC era muito envolvido com a empresa, sempre buscando informações para melhorar a operação. Havia a intenção da empresa de deixá-lo somente atuando na área administrativa.

O PIC já havia sido Diretor de Operações na empresa e estava ocupando o cargo de Assessor de Assuntos Institucionais, pois possuía muitos contatos no meio externo.

Segundo relato dos entrevistados, o PIC era considerado uma pessoa de presença forte, incisiva, assertiva, exigente e ansioso. Seu jeito de ser, às vezes, intimidava algumas pessoas. Demonstrava dificuldades em aceitar críticas e sugestões. Tal fato pôde ser observado durante a pane em voo, na qual o PIC se demonstrou reticente às sugestões do copiloto.

Houve um episódio envolvendo o PIC, que implicou na sua saída da Diretoria de Operações e na sua avaliação quanto à operacionalidade, no entanto, foi considerado apto ao voo por seus avaliadores e também pelo inspetor da ANAC, tendo sido considerado apto, inclusive, para ministrar instrução.

O copiloto ingressou na empresa atuando na parte de infraestrutura, tendo sido incluído no quadro de pilotos somente mais tarde. Sua experiência anterior na atividade aérea provinha de aeroclube. Voava por prazer, pois tinha sua própria empresa no ramo rodoviário.

Foi considerado por alguns entrevistados como uma pessoa de trato mais difícil, calada, reservada, mas sempre disposto a ajudar. Colaborava muito na área administrativa da empresa.

Profissionalmente, foi descrito como um piloto que ainda tinha pouco conhecimento da aeronave, mas que era cuidadoso com a segurança de voo e que não colocava em risco a operação. Reportaram ainda que ele apresentava dificuldades quando tinha que tomar decisões.

Sobre a ocorrência, os dados do CVR apontam que o PIC persistiu com a decisão de seguir para a pista, apesar de o alarme de estol do avião continuar soando. O copiloto,

por sua vez, não reagiu de imediato aos comandos do PIC para recolher o trem, executando a tarefa somente depois de várias solicitações.

1.13.3.2 Informações psicossociais

Alguns entrevistados reportaram que o PIC enfatizava muito o *briefing*, principalmente o de decolagem, e distribuía as funções em voo.

Algumas informações assinalaram a existência de dificuldades de relacionamento entre o PIC e o copiloto, por causa de problemas em voos, como no evento de saída de pista havido em Maceió (ver item 1.19.1), e problemas de gerenciamento de recursos da tripulação (CRM, do inglês *Crew Resource Management*), que provocaram algumas divergências entre os dois, levando os responsáveis pela escala a não colocá-los juntos num mesmo voo por um período. Entretanto, há indicações de que, nas semanas que antecederam ao acidente, a crise teria sido amenizada.

As entrevistas apontaram, ainda, que alguns tripulantes tinham ressalvas em voar com o PIC, em virtude de sua postura incisiva, e por acharem que o mesmo já não detinha mais as condições fisiológicas ideais para a pilotagem.

Com relação ao copiloto, a maioria dos entrevistados apontou que ele apresentava dificuldades em lidar com questões de liderança, quando tinha que se submeter a um superior, uma vez que ele detinha experiência em aeronave *single pilot* e confundia a sua função de *pilot flying* com a condição de piloto-em-comando do voo. Os relatos indicaram que alguns comandantes não gostavam de voar com o ele devido ao seu comportamento relutante em aceitar o papel de copiloto e a autoridade do comandante no voo.

O copiloto e o Diretor-Presidente da empresa tinham um relacionamento de amizade, sendo este último considerado por todos como uma pessoa aberta e acessível.

Havia um bom relacionamento na empresa entre os diretores, segundo informações obtidas. Não obstante, enquanto acumulava o cargo de Diretor de Operações, identificou-se que o PIC era enérgico com alguns dos demais profissionais da empresa.

Não havia um canal de comunicação adequado e amistoso entre a Diretoria de Operações e a Diretoria Técnica (de manutenção), com a finalidade de trocar informações a respeito dos problemas apresentados pelas aeronaves e de tomar providências necessárias.

Levantou-se que, apesar de não haver desavenças no ambiente de trabalho, havia uma separação dos profissionais, informalmente instituída, em dois grupos: os militares e os “não militares”. Esta separação, entretanto, não impediu o surgimento de atritos entre profissionais de um mesmo grupo.

No tocante ao voo do acidente, as informações do CVR apontam que, durante a emergência em voo, o PIC e o copiloto entraram em divergência quanto ao que fazer.

1.13.3.3 Informações organizacionais

A empresa NOAR faz parte de um grupo empresarial voltado ao empreendedorismo e desenvolvimento, composto também por empresas do ramo

educacional e de comunicação. Ela surgiu diante da falta de uma companhia aérea regional que atendesse o nordeste, carência essa já sentida havia 12 anos.

Depois de pesquisar vários modelos de aeronaves, um consultor do grupo tomou conhecimento dos aviões fabricados pela Aircraft Industries, operados no Brasil pelas empresas TEAM e NHT e, a partir daí, concluiu-se que seria possível abrir uma empresa regional utilizando aquele modelo de aeronave.

Dessa maneira, foi realizada consultoria junto àquele fabricante e à empresa aérea TEAM. Esta, por sua vez, deu subsídio para o plano de negócio apresentado ao fabricante.

Houve reportes de que a operação da empresa começou com pouco conhecimento, não só das rotinas comerciais, mas da aeronave, tanto por parte dos pilotos quanto dos mecânicos.

A aeronave foi considerada confiável e com custo operacional adequado, o que desencadeou a compra de duas unidades para dar início à empresa.

A estrutura da empresa era formada pela Presidência, Diretoria Executiva (subordinada à Presidência) e as Diretorias de Operações, Comercial, Técnica, Administrativa e Financeira e de Segurança Operacional (subordinadas à Diretoria Executiva).

A presidência da empresa era responsável pela parte burocrática, enquanto as diretorias, compostas por pessoas oriundas do ambiente da aviação, cuidavam da operação propriamente dita.

Durante as entrevistas, ficou evidenciado o fato de que a presidência acreditava no projeto da empresa.

No início do funcionamento da empresa, as diretorias foram assumidas por profissionais indicados por outro profissional pertencente à empresa TEAM, o qual era consultor para a implementação da NOAR.

Quando o Diretor Executivo foi substituído, realizaram-se permutas nos demais cargos de diretoria.

A Diretoria Executiva realizava reuniões mensais ou quinzenais para tratar das questões da empresa, dependendo da necessidade.

Quando iniciou a operação de transporte de passageiros, a empresa contava com cinco comandantes e dois copilotos, havendo mais um comandante e um copiloto em formação, com uma malha que previa 70 decolagens por semana, perfazendo um volume de 36 horas semanais de voo (sem considerar os tempos necessários aos procedimentos preparatórios de embarque e desembarque).

À época do acidente, a empresa contava com seis comandantes e cinco copilotos, com uma malha que previa 78 decolagens por semana, perfazendo um volume de 48 horas semanais de voo (sem considerar os tempos necessários aos procedimentos preparatórios de embarque e desembarque).

Embora maior, a malha que a empresa operava à época do acidente era melhor distribuída ao longo da semana, além de estar distribuída por um número maior de pilotos.

Conforme informações prestadas pelo próprio operador, todos os profissionais da empresa passaram por um processo de recrutamento e seleção, com realização de entrevistas e de testes específicos, para o qual também foram contratadas psicólogas. A

decisão no processo de seleção, bem como no processo de desligamento de pessoal, era tomada pelos diretores da empresa.

Segundo representantes do operador, a relação entre este e o fabricante da aeronave era calcada em confiança. Entretanto, relatos obtidos apontaram que o fato de aquele fabricante estar sediado na República Tcheca dificultava a resolução de questões referentes à logística.

O operador tinha uma perspectiva de crescimento, intencionava comprar mais duas aeronaves em breve e almejava chegar a um total de seis.

A primeira turma de pilotos e mecânicos da NOAR realizou seus treinamentos iniciais na empresa TEAM, no final de 2009. Estes foram concluídos cerca de seis meses antes do início das operações com passageiros. O treinamento dos demais pilotos foi realizado na própria empresa, em 2010, tendo sido levantados indícios da falta de uma maior padronização da instrução, bem como de uma doutrina de cabine para alguns procedimentos, especialmente os de emergência, como o de falha de motor na decolagem.

Como não existia treinamento em simulador previsto para o E20-L410UVP, certificado pela ANAC, o fabricante orientou que o treinamento de emergência fosse realizado em voo.

O treinamento teórico (*ground school*) da terceira turma foi ministrado pelos copilotos na própria NOAR, tendo sido levantado que algumas aulas foram ministradas pelos próprios alunos e que outras foram ministradas por copilotos pouco experientes no equipamento, por conta da falta de instrutores. Neste treinamento, houve a participação de um fiscal da ANAC, tendo sido apontadas não conformidades que levaram o curso, cuja duração estava prevista para um mês, a demorar quase três meses para ser concluído.

Havia um programa de treinamento (PrTop) com os critérios para o treinamento em voo, porém nem sempre era fielmente observado. O programa abordava a padronização da instrução, apesar de seus profissionais desconhecerem essa parte, conforme coletado em entrevista.

Vale ressaltar que o Guia de Referência Rápida (QRH, do inglês *Quick Reference Handbook*) encontrado na aeronave da NOAR (em português) apresentava conteúdo idêntico ao do *checklist* das aeronaves da TEAM, inclusive no tocante a algumas velocidades, diferindo do *checklist* fornecido pelo fabricante.

A ambientação do aluno à aeronave antes do voo era realizada, muitas vezes, sem a participação do instrutor, uma vez que não havia ainda a quantidade suficiente de instrutores na empresa. Os treinamentos de situações de falha de motor não eram integralmente realizados.

O treinamento dos mecânicos (ministrado pela TEAM) consistiu numa familiarização com o equipamento durante duas semanas e, de acordo com o que foi levantado, os próprios mecânicos classificaram-no como deficiente, uma vez que executavam, excepcionalmente, serviços de nível superior ao que havia sido treinado, como inspeção nível P2.

Neste aspecto, é importante comentar que o nível de manutenção que a empresa estava autorizada a executar, de acordo com suas especificações operativas, era o da inspeção P1. Entretanto, por solicitação da empresa, a ANAC autorizou a realização excepcional de algumas inspeções P2. Esta autorização foi concedida com base na argumentação de que a NOAR estava em fase final de certificação de sua empresa de

manutenção, fazendo supor que seus mecânicos estavam preparados, inclusive, para inspeções mais complexas.

Além disso, o avião operado pela empresa TEAM era de modelo mais antigo, tendo diferenças em relação ao comprado pela NOAR.

O curso para os auxiliares da manutenção foi executado pelos inspetores de manutenção da NOAR. Estes estavam habilitados para tal, porém, de acordo com o levantado, não se sentiam com conhecimento suficiente para desempenhar a instrução.

Havia na empresa um Conselho Operacional, composto pelos diretores, ficando encarregado o Diretor Executivo de dar conhecimento das decisões ao Diretor-Presidente.

O primeiro treinamento de CRM realizado na empresa foi terceirizado e depois, na reciclagem, foi realizada reunião só com os pilotos, com trabalhos de grupos e discussão do tema “tomada de decisões” com uma psicóloga pertencente à outra empresa do Diretor-Presidente.

O início dos trabalhos da área de manutenção da NOAR foi acompanhado por dois profissionais da empresa TEAM. Os profissionais daquela empresa também faziam contatos com a manutenção da empresa NHT, em busca de auxílio para executar os serviços. Conforme os dados coletados, a aprendizagem efetiva na área de manutenção foi adquirida ao longo do desenvolvimento dos serviços executados na NOAR.

Os relatos obtidos apontaram que a capacidade dos profissionais da área de manutenção era considerada, pela empresa, como de alto nível, em virtude de muitos deles terem vindo da aviação militar. Levantou-se que as decisões da manutenção de parar a operação de uma aeronave não eram questionadas e que havia respeito quanto aos limites operacionais. Entretanto, essa informação não é compatível com a prática associada ao uso do Livro Auxiliar, também conhecido como “livro azul”.

De acordo com o que foi apurado, a concepção deste Livro Auxiliar seria a de um livro para o relato de discrepâncias de natureza não operacional relativas à aeronave, tais como uma poltrona descosturada ou o tapete rasgado. Com o decorrer do tempo, passaram a registrar problemas técnicos que afetavam a operacionalidade da aeronave nesse livro, sem que houvesse o devido lançamento no Diário de Bordo.

No Livro Auxiliar da outra aeronave da empresa (PR-NOA), foram encontrados mais de oitenta registros de problemas técnicos da aeronave. Desses registros, apenas dois foram devidamente transcritos pelos comandantes no Diário de Bordo (parte II, situação técnica da aeronave). O referido livro da aeronave PR-NOB não foi encontrado, tendo sido, possivelmente, destruído pela ação do fogo no acidente.

No relatório da auditoria (nº 10089/2011 R) realizada pela ANAC, foi possível verificar que os problemas técnicos de manutenção com a aeronave PR-NOA, além de não serem registrados no Diário de Bordo, nem sempre possuíam acompanhamento diário. Verificou-se que a aeronave era mantida na rotina de voos, independente dos problemas técnicos registrados no Livro Auxiliar, sem que houvesse qualquer parecer da equipe de manutenção.

Portanto, de acordo com o relatório, não havia supervisão adequada dos problemas técnicos de manutenção apresentados pelas aeronaves, a fim de identificar as disfunções existentes e adotar as medidas necessárias.

1.14 Informações acerca de fogo

Houve fogo imediatamente após o impacto (Figura 22), que ocorreu às 6h54min. Havia aproximadamente 980kg de combustível nos tanques da aeronave.



Figura 22 - A aeronave durante e depois do fogo.

Às 7h7min chegou ao local do acidente a viatura de combate a incêndios do Corpo de Bombeiros Militar de Pernambuco. A viatura da INFRAERO, que presta apoio às operações aéreas no aeroporto, chegou às 7h32min.

Às 8h35min o incêndio foi debelado, de acordo com o relatório do Corpo de Bombeiros Militar de Recife. A ação do fogo destruiu mais de 75% da aeronave (Figura 22).

Com a finalidade de verificar se todos os passageiros permaneceram sentados e com os cintos afivelados, a Comissão de Investigação tentou localizar as 19 fivelas dos cintos de segurança dos assentos da aeronave.

Supostamente, haveria dezesseis fechadas e três abertas.

No entanto, somente três fivelas foram encontradas, sendo que uma delas estava parcialmente consumida pela ação do fogo.

1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave

Não houve sobreviventes. Todos os ocupantes faleceram com o impacto.

1.16 Exames, testes e pesquisas

Os motores da aeronave foram recolhidos para análise no Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), em São José dos Campos – SP.

Durante o exame da parte externa do motor direito, observou-se que esse sofreu ação severa do fogo que sucedera à queda da aeronave.

As pás da hélice estavam parcialmente derretidas em decorrência do longo período de exposição ao fogo.

A Figura 23 mostra o batente extra da unidade de controle de combustível (FCU, do inglês *Fuel Control Unit*) quebrado. Como o lacre de arame do manete de potência correspondente estava íntegro, não é possível determinar quando ou como se deu a quebra do batente extra do FCU.

Os dados do SSFDR não são compatíveis com um aumento na potência do motor 2 pelo uso deste batente extra.

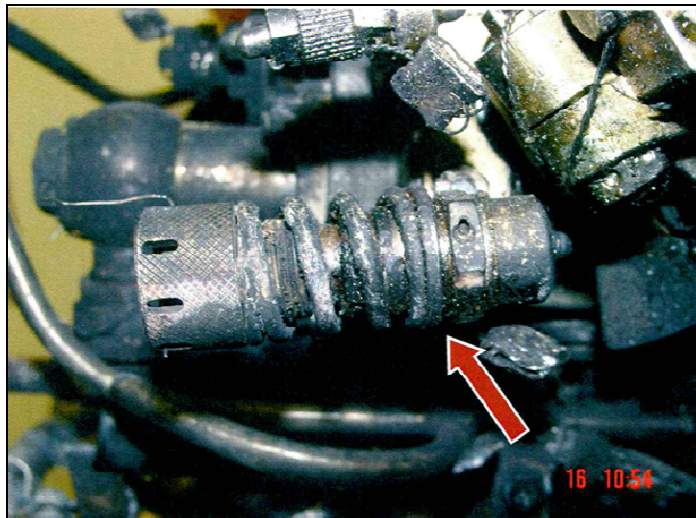


Figura 23 - Batente de potência extra do FCU com lacre rompido.

Os indícios observados em todas as etapas da abertura foram de que o motor direito funcionava normalmente e desenvolvia potência até o instante do impacto.

As marcas de roçamento intenso que foram encontradas na seção quente (no rotor da turbina do compressor, na porca de fixação do rolamento 2, na tampa do rolamento 2 do motor e no diafragma), os danos na estatora da turbina de potência e a torção a 45° observada na região do escapamento são assinaturas que caracterizam o funcionamento normal e o desenvolvimento de potência nesse motor.

Dessa forma, não existe dúvida quanto à operacionalidade e o desenvolvimento de potência no motor direito da aeronave até o momento do impacto.

O motor esquerdo também sofreu ação severa do fogo em decorrência do longo período de exposição ao incêndio. Todas as evidências encontradas durante a desmontagem desse motor indicaram que o mesmo não estava em funcionamento no momento do impacto.

Externamente, a hélice estava com as pás na posição bandeira e não foi encontrada a torção de 45° na região de escape do motor. Internamente, todas as assinaturas também confirmaram que o motor esquerdo não estava em funcionamento no momento do impacto.

As marcas de impacto encontradas no diafragma e as fraturas em algumas palhetas da turbina de potência (Figura 24) também evidenciam que o motor esquerdo não estava em funcionamento no momento do impacto.

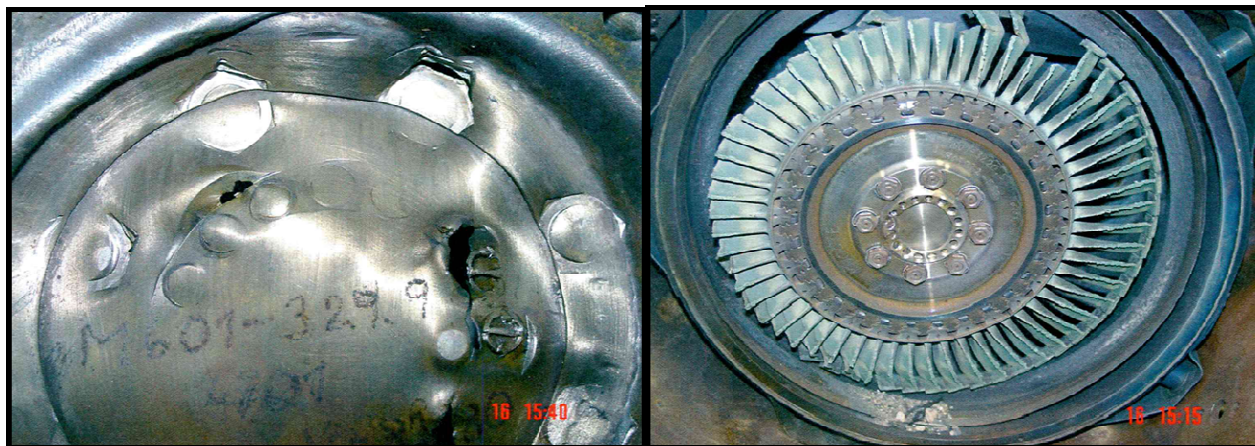


Figura 24 Marcas internas no motor esquerdo.

Neste motor, identificou-se ainda a separação da palheta de número de série (S/N, do inglês *Serial Number*) T52A175, que ocupava a posição 27 no disco da GGT, conforme Figura 25.

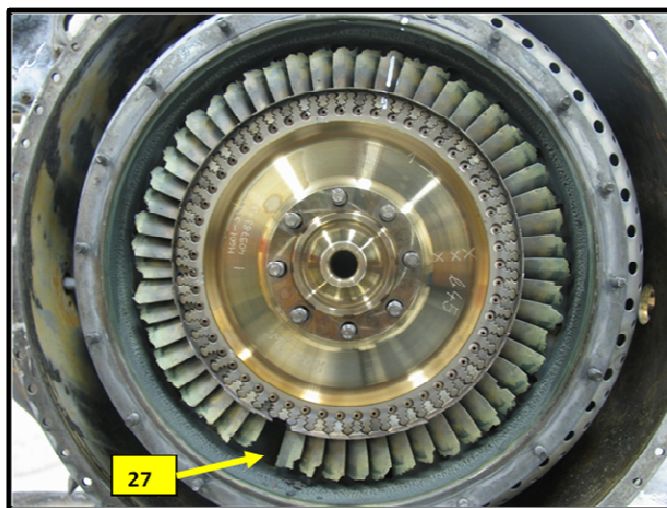


Figura 25 - Disco da GGT do motor esquerdo com a palheta fraturada na posição 27.

O disco da GGT do motor esquerdo apresentou a mesma medida de diâmetro que a medida inicial de fabricação, indicando que o mesmo não sofreu deformação plástica significativa por *overspeed*, após a ruptura da palheta.

A palheta da posição 27 rompeu-se na região da haste, resultando em danos secundários significativos para o conjunto restante de palhetas.

Na Figura 26, a seta branca (à esquerda) mostra a região de início da fratura da palheta S/N T52A175, enquanto a seta amarela (à direita) indica a região correspondente numa palheta não danificada.



Figura 26 - Início da fadiga na palheta S/N T52A175 e posição correspondente numa palheta não danificada.

Na Figura 27, é possível visualizar a distinção entre a área na qual a fadiga se propagou e a área de sobrecarga final de tensão.

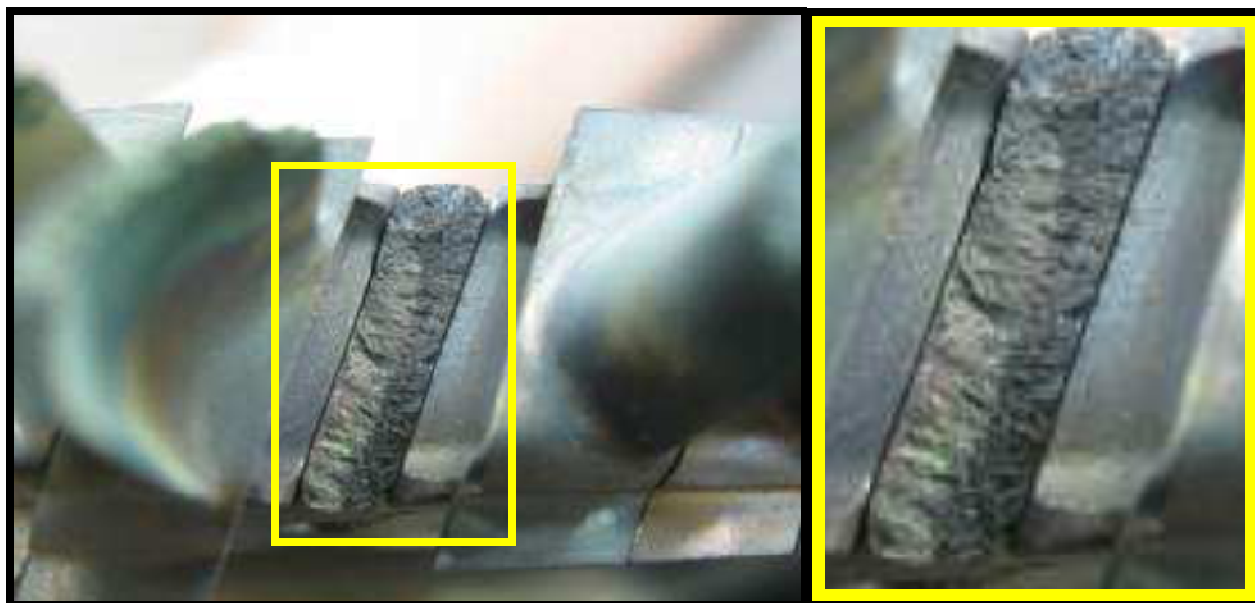


Figura 27 - Vista da área fraturada na palheta S/N T52A 175.

Aproximadamente 50% da superfície de todas as palhetas remanescentes foram danificadas. Houve danos secundários pesados para todas as palhetas restantes enquanto submetidas a alta velocidade de rotação e fator de carga. A fratura da palheta da posição 27 foi facilmente observada após a desmontagem do GGT Rotor do motor.

Foram realizados exames nesse disco de turbina do compressor e suas palhetas, objetivando identificar a possível causa da ruptura da palheta S/N T52A175. Por conveniência, as análises foram realizadas nos laboratórios da GE nos Estados Unidos da América, sob a supervisão de membros da Comissão de Investigação e com o acompanhamento do fabricante da aeronave e do operador.

De acordo com as informações fornecidas pela GE Aviation Czech, a palheta fraturada (S/N T52A175) foi fabricada em 14JUN2000 e instalada, pela primeira vez, em ABR 2002, em outro disco de turbina de compressor que fora instalado no motor PN M601E – SN 873-026. Este motor era operado através de *leasing* em uma aeronave L410 do operador Kapo Aviakompania, na Rússia.

Quando o motor que operava na aeronave da Kapo Aviakompania foi submetido à revisão geral, as palhetas do disco de turbina do compressor foram retiradas e submetidas à inspeção por líquido penetrante fluorescente (FPI), em 05 FEV 2011. Duas destas palhetas foram descartadas por avarias no bordo de ataque e outras duas foram submetidas a teste metalográfico destrutivo, previsto no manual de revisão geral do motor. Ao final, foram consideradas em condição de reaproveitamento um total de 51 palhetas, das quais 31 eram do lote de fabricação T52A (entre as quais estava a que veio a fraturar, de número de série 175) e 20 eram do lote T50H.

Um novo conjunto de disco foi então montado a partir do reaproveitamento das 51 palhetas aprovadas, acrescidas de quatro palhetas novas, do lote 74F. Este novo conjunto foi posteriormente instalado no motor esquerdo do PR-NOB, no dia 10JUL2011, onde operou por 21 horas e 18 minutos, chegando a um total de 1.996 horas e 18 minutos no momento de sua falha.

Posição no disco	Lote de produção e S/N	Posição no disco	Lote de produção e S/N	Posição no disco	Lote de produção e S/N	Posição no disco	Lote de produção e S/N	Posição no disco	Lote de produção e S/N	Posição no disco	Lote de produção e S/N
1	T52A 221	11	T52A 194	21	T52A 203	31	T50H 53	41	T50H 72	51	T52A 157
2	T50H 51	12	T50H 110	22	T50H 80	32	T50H 8	42	T50H 131	52	T50H 54
3	T52A 181	13	T50H 21	23	74F 73N	33	T50H 18	43	T52A 158	53	T52A 172
4	T52A 224	14	T50H 147	24	T52A 179	34	T50H 108	44	T52A 190	54	T52A 200
5	T50H 73	15	T50H 75	25	T52A 174	35	T50H 149	45	T50H 109	55	T52A 214
6	74F 23H	16	T52A 212	26	74F 23N	36	T50H 185	46	T52A 204		
7	T52A 209	17	T50H 34	27	T52A 175	37	T52A 228	47	T52A 155		
8	T52A 213	18	T52A 173	28	T50H 101	38	T52A 223	48	T50H 103		
9	T52A 189	19	T52A 210	29	T52A 188	39	T52A 182	49	T52A 197		
10	74F 123N	20	T52A 217	30	T52A 229	40	T52A 211	50	T52A 171		

Tabela 3 - Lotes de fabricação das palhetas do disco de turbina do compressor do motor acidentado.

Portanto, havia no disco de turbina do compressor do motor acidentado palhetas oriundas de três lotes distintos (T52A, T50H e 74F), conforme Tabela 3. Assim, visando a uma avaliação abrangente por parte da comissão de investigação, foram selecionadas palhetas dos três lotes (incluindo a palheta fraturada, S/N T52A175), a fim de serem submetidas a exames visuais, exames fractográficos, exames metalográficos, medição de dureza, inspeção por líquido penetrante fluorescente e inspeção dimensional, esta última feita também nos respectivos encaixes no disco.

A fratura da palheta S/N T52A175 ocorreu na região da haste, a partir de um início de fadiga subsuperficial facetado, localizado próximo ao bordo de fuga da palheta no lado convexo da mesma. A propagação da trinca de fadiga alcançou cerca de 50% da seção transversal da haste antes de se separar por sobrecarga em tração (Figura 28).

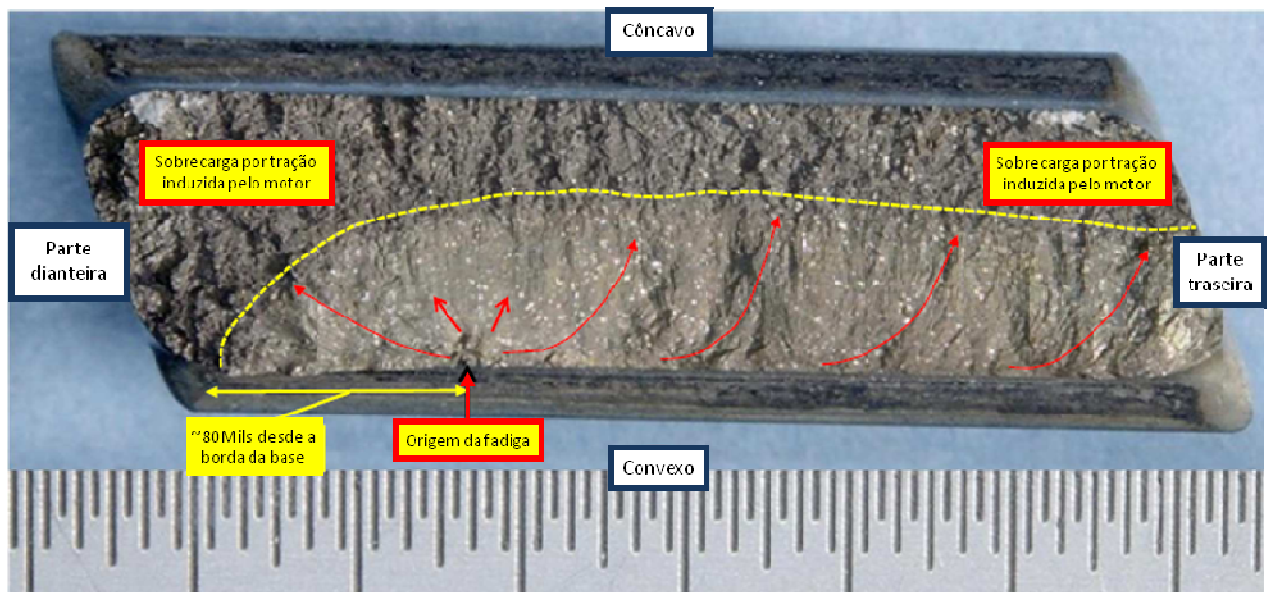


Figura 28 - Vista da propagação da fadiga na palheta S/N T52A175.

Exames estereoscópicos detalhados não revelaram evidências de outras trincas na região das hastas das outras palhetas do disco esquerdo, ou de marcas irregulares, ou não usuais, nas faces dessas palhetas.

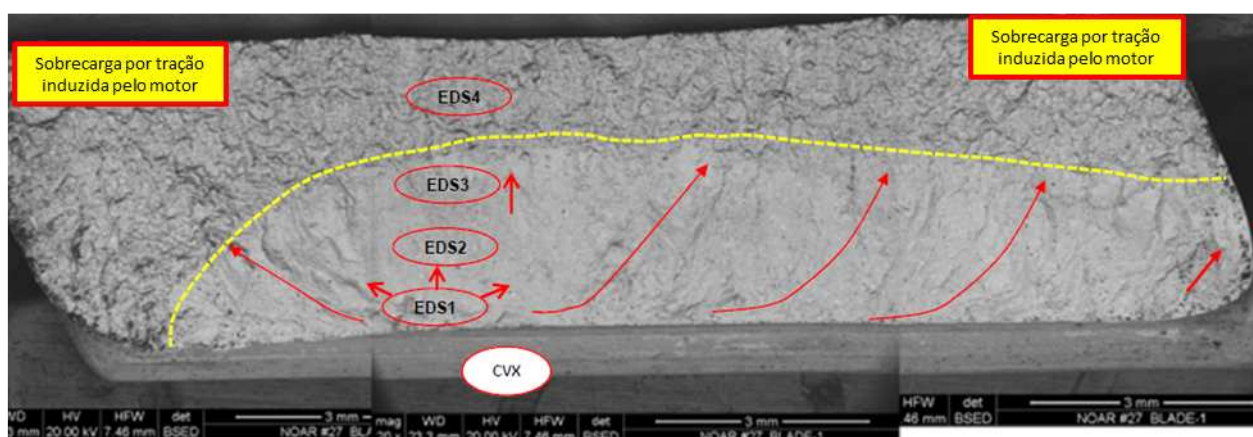


Figura 29 - Exames fractográficos.

Mediante exames fractográficos, a superfície de fratura da palheta S/N T52A175 foi avaliada no microscópio eletrônico de varredura (SEM, do inglês *Scanning Electron Microscopy*), na condição não-limpa, para avaliar que tipos de detritos estiveram presentes na superfície em vários locais, como mostrado na Figura 29. A espectroscopia raio-X de energia dispersiva (EDS, do inglês *Energy-dispersive X-ray Spectroscopy*) obteve como resultado espectros das regiões de fadiga (nos locais EDS1, EDS2 e EDS3) e da região de induzida por sobrecarga de tração motor (em EDS4).

Evidências de cloretos (Cl), silício (Si), ferro (Fe) e cobre (Cu) foram detectadas na região de fadiga e na região de tração, indicando que detritos estranhos foram depositados após a separação da palheta. Não foi detectada nenhuma evidência de fósforo (P) na parte de fadiga, como potencial resíduo do líquido penetrante usado na FPI.

O exame fractográfico indicou o início do processo de fadiga subsuperficial facetado (cristalográfica) e subsequente propagação transgranular de aspecto “suave” (baixa rugosidade) e sem trincas secundárias, indicando um mecanismo de iniciação e propagação de fadiga em baixa tensão alternada (fadiga de alto ciclo) em materiais fundidos com grãos grandes.

Uma seção metalográfica foi preparada através da superfície de fratura da palheta S/N 175 para subsequente polimento por etapas na região de origem subsuperficial facetada. O exame da região da origem da trinca de fadiga após cada etapa de polimento não revelou evidências de qualquer anomalia significativa no material. A microestrutura geral consistia de uma estrutura fundida de grãos grandes equiaxiais compatível com os requisitos do projeto.

A dureza obtida na região de fixação (haste) da palheta satisfaz aos requisitos de projeto e era consistente com o material processado adequadamente.

A FPI feita nas palhetas remanescentes do disco da GGT do motor esquerdo também não mostrou evidências de outras trincas.

Exames dimensionais foram realizados em 14 palhetas e seus respectivos *slots* do disco GGT do motor esquerdo, utilizando um equipamento de medição extremamente preciso, o CMM (do inglês *Coordinate Measuring Machine*), localizado no *Quality Technology Center* (QTC) da GE. A escolha das palhetas foi feita de modo a conter uma amostragem significativa em termos de posição da palheta no disco, além de conter os três lotes de fabricação.

O relatório da GE sobre a inspeção dimensional concluiu que:

“Nenhuma evidência de qualquer condição grosseiramente fora da tolerância foi observada, apesar de várias palhetas e slots do disco da GGT tenham apresentado dimensões ligeiramente acima das tolerâncias previstas no projeto, tipicamente na parte inferior. Estas dimensões ligeiramente fora da tolerância são consideradas típicas do motor em operação e não se espera que provoquem qualquer vibração significativa que afete a região da GGT do motor”.

Esta Comissão de Investigação solicitou à GE esclarecimentos quanto ao significado das expressões “tolerância”, “ligeiramente fora da tolerância” e “grosseiramente fora da tolerância”, empregadas naquele relatório, tendo sido informado que:

“Tolerâncias dimensionais são os desvios especificamente permitidos de uma dimensão nominal conhecida. Também pode ser considerada como a variação permitida, em termos de tamanho, de uma parte ou de um atributo de uma parte. Em partes novas, as tolerâncias dimensionais são listadas nos projetos aplicáveis e no detalhamento dos projetos. Todo atributo de uma parte terá um valor mínimo e um máximo. A tolerância é aquela média com os valores que não podem ser excedidos para o valor mínimo e o valor máximo. Como um exemplo, o diâmetro “A” pode ser tão pequeno como 1,00 polegada, ou grande como 1,5 polegadas. Sua tolerância dimensional será de 1,25 polegadas +/- 0,25 polegada”.

Com a ressalva de que, devido à natureza proprietária dos dados dimensionais do disco e das palhetas da GGT, a GE tentou fornecer uma avaliação qualitativa da tolerância medida durante a inspeção, e salientando o fato de que as palhetas e o disco da GGT estiveram envolvidos em um acidente no qual estas partes sofreram esforços e cargas que não podem ser mensurados, foi informado que:

“Ligeiramente fora” significa que os itens mensurados estavam fora das tolerâncias dimensionais previstas em projeto para partes novas, mas que, de acordo com o setor de engenharia, estariam OK. Já “grosseiramente fora” da tolerância está totalmente fora das tolerâncias dimensionais previstas em projeto para partes novas.

Com base nos resultados das análises realizadas determinou-se que a ruptura da palheta S/N 175, que ocupava a posição 27 do disco GGT do motor esquerdo, foi causada por um mecanismo de fadiga de alto ciclo (baixo nível de tensão). Não foram observados defeitos, corrosão ou alterações microestruturais que pudessem ter facilitado a iniciação do processo de fadiga. O início da trinca ocorreu em uma região interna do material logo abaixo da superfície ($\approx 200 \mu\text{m}$).

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

Vide item 1.13.3.3.

1.18 Aspectos operacionais

1.18.1 Formação de pilotos

A empresa NOAR iniciou suas atividades operacionais com a formação de seus cinco primeiros pilotos na aeronave L410. O PIC do voo do acidente estava entre esses comandantes.

Esta formação foi realizada pela empresa TEAM Linhas Aéreas, no Rio de Janeiro, nos meses de novembro e dezembro de 2009, e incluiu atividades teóricas e práticas, tendo sido ministrada a instrução inicial de voo local e em rota em aeronave pertencente à TEAM.

A partir do exame das Fichas de Avaliação de Piloto (FAP) do PIC envolvido no acidente, relativas ao treinamento prático de voo por ele recebido na TEAM, verifica-se que:

- o formulário de FAP não apresentava um campo específico para a avaliação do treinamento da falha do motor na decolagem;
- no item “VI – Manobras” do formulário da FAP, eram contemplados os seguintes tópicos: curvas, estóis, embandeiramento, voo monomotor, partida em voo, manete de emergência e *spoiler*. Nas FAP do PIC, ficou registrado que o mesmo, durante a sua formação no L410, recebeu desempenho satisfatório no item “VI Manobras”;
- o formulário da FAP dispunha, no item “XII – Itens Adicionais”, de duas linhas em branco para a inclusão de algum exercício não descrito anteriormente. No item XII das FAP do PIC, não havia registro de execução do treinamento de falha do motor na decolagem; e
- no campo “Comentários” das FAP do PIC, também não há qualquer alusão à execução do treinamento da falha do motor na decolagem.

Nas entrevistas conduzidas ao longo da investigação, constatou-se pelo menos um caso de não realização do treinamento prático de falha do motor na decolagem entre os pilotos formados na primeira turma (na TEAM), tendo sido feita somente a simulação da falha de um motor em voo, seguida de uma aproximação monomotora, sem qualquer correlação com o treinamento de falha na decolagem.

A Figura 30 apresenta o método de treinamento da falha de um motor na decolagem, previsto no item 5 do programa de treinamento do fabricante (*L410 Aircraft Pilot Type Training Program*, item 5), aprovado perante autoridade de certificação primária do L410, em sua versão de 20OUT2009.

Após a chegada da primeira aeronave da NOAR, que ocorreu somente no dia 12MAR2010, os pilotos formados na TEAM passaram por um treinamento das diferenças entre esta e a aeronave da TEAM, na qual tiveram sua formação inicial.

Numa das FAP recebidas pelo PIC nesse treinamento, datada de 09ABR2010, verificou-se o seguinte comentário:

“Realizado treinamento, praticado todas as fases de falha de motor na decolagem antes da V₁ e após a V₁.”

5. Practice training of one engine simulated failure during take off up to the speed V₁ and above the speed V₁ and instrument approach and landing with one engine inoperative.

Aim:

To familiarize the student with the uniqueness of aircraft behavior during engine failure at take off and during instrument approach with one engine inoperative.

Method:

Practice training of engine simulated failure during take off run - the instructor reduces power setting at takeoff run phase up to speed V₁ and student pilot executes the aborted take off in compliance with AFM procedures bringing the aircraft to a safe stop.

The practice training of engine failure above V₁ cannot be carried out at take off level because of safety aspects and therefore it takes place in a simulated take off at an attitude not lower than 2000 ft AGL and covered up cockpit. The instructor may decide for a further training of engine failure during take off, which will take place during the real take off after the undercarriage has been retracted.

Figura 30 - Programa de treinamento de piloto de L410 do fabricante.

A investigação constatou que, nesse voo de 09ABR2010, foi simulada a falha do motor durante a decolagem de SBRF e, logo após os 400 ft de altura, foi feita a curva para o ingresso na perna do vento a 1.000ft. Nessa oportunidade, sem passageiros e sem carga, o peso de decolagem foi de 5.450kg ou inferior, possibilitando uma razão de subida de até 492 ft/min (2,5 m/seg) com um motor inoperante.

A segunda turma de pilotos da NOAR, da qual fazia parte o copiloto envolvido nesse acidente, iniciou a formação teórica e prática da aeronave L410 em julho de 2010, na própria NOAR. A instrução foi ministrada pelos pilotos formados na primeira turma, na TEAM.

O parágrafo 2.1 do Programa de Treinamento Operacional (PrTop) da NOAR, aprovado pela ANAC, dispunha sobre o treinamento inicial completo para tripulantes recém-contratados. No item 2.1.4.2, dentre as atividades previstas no conteúdo programático do segmento de currículo de solo, destacam-se:

- procedimentos normais e de emergência, limitações de operação; e
- *checklist* do PIC e do copiloto – preparação para o voo.

No item 2.1.5, estão discriminadas as atividades previstas no conteúdo programático do segmento de currículo de voo, dentre as quais destacam-se:

- treinamento de solo para procedimento de falha do motor durante a decolagem (até a V1 e após a V1), durante subidas e aproximação com um motor inoperante (sem especificar a quantidade de treinamentos e carga horária); e
- prática de falha de um motor durante a decolagem (até a V1 e após a V1), durante subidas e aproximação com um motor inoperante (contemplando dois treinamentos e o total de uma hora de envolvimento).

Embora a documentação protocolada pelo operador junto à ANAC ateste a realização de treinamentos completos, não foi encontrado qualquer outro registro que comprove que as atividades acima destacadas (dentre as previstas nos itens 2.1.4.2 e 2.1.5 do PrTop) foram efetivamente realizadas.

Após o acidente, constatou-se, por meio de entrevistas, que cabia ao aluno adequar a sua agenda de treinamento de solo à disponibilidade dos instrutores ou monitores escalados, o que nem sempre se mostrava factível. Como consequência, houve o caso de um piloto em formação ser advertido pelo instrutor no primeiro voo, em função da insuficiência de conhecimentos que deveriam ter sido transmitidos nessas instruções antes do voo.

Nas FAP do treinamento prático de voo do copiloto envolvido no acidente, não foi encontrado nenhum registro de treinamento da emergência referente à falha do motor na decolagem.

Em entrevista com vários pilotos, constatou-se que muitos deles não haviam realizado o treinamento em voo da emergência de falha do motor durante a decolagem – após a V1 (*Engine Failure During Take-off – Above V1*).

A terceira turma de pilotos da NOAR iniciou a sua formação teórica e prática da aeronave L410 em novembro de 2010, também na NOAR. Dos cinco instrutores que ministraram instrução teórica, quatro eram pilotos formados na primeira turma.

Uma parte das aulas desta turma foi acompanhada por um Inspetor de Aviação Civil (INSPAC), no período de 03 a 17 de novembro de 2010.

O parecer do Relatório de Vigilância da Segurança Operacional nº 8708/2010 de 17NOV2010 - NOAR Linhas Aéreas Regionais – 0905993000102, emitido pela ANAC, em decorrência da avaliação do curso, foi o seguinte:

“Durante o período no qual se observou o Curso de Treinamento Inicial Completo compreendendo os seguintes segmentos de currículos: Doutrinação Básico, Emergências Gerais, Materiais Perigosos, e Currículo de Solo (L410-UVP-E), foi possível verificar incorreções no texto do Manual Ground School LET 410 UVP E20, principal Material Instrucional fornecido, deficiências de alguns instrutores quanto à desenvoltura em sala, conteúdos presentes no PTTrnOp que não foram abordados, e falta de cumprimento estrito a carga horária constante no PTTrnOp. De forma resumida, estes foram os pontos deficientes que foram percebidos durante o acompanhamento a este treinamento.

Cabe observar que o período de acompanhamento se deu durante o horário de expediente normal da ANAC, e nos dias úteis. Como as instruções se estendiam até as 12:45 na parte da manhã, e até as 18:45 no período da tarde, e em alguns casos, em dias de final de semana, não se pode acompanhar a totalidade das instruções ministradas no Curso.

Considerando os pontos deficientes que foram percebidos durante o acompanhamento a este curso de treinamento, este INSPAC é favorável à solicitação de providências por parte da NOAR LINHAS

AÉREAS, no sentido de corrigir as falhas citadas, e complementar tanto o conteúdo programático, quanto a carga horária cobertos pelas instruções ministradas, que foram observados nesta missão.

Após a Empresa apresentar as correções para as falhas citadas, e complementar tanto o conteúdo programático, quanto a carga horária cobertos pelas instruções ministradas a notificação de treinamento nº 015/CND/2010 poderá continuar sua tramitação.”

Houve um atraso na conclusão do curso de formação desta terceira turma, a fim de que as não conformidades apontadas pela ANAC fossem sanadas, o que se deu semanas depois. Ao concluir a formação desta turma, a NOAR passou a ter um total de nove comandantes e seis copilotos.

1.18.2 Treinamento - regulamentação

O RBHA 135.347 vigente à época de formação da primeira turma de pilotos do operador dispunha:

“(a) O treinamento em voo inicial, de transição e de elevação de nível, e de diferenças para pilotos deve incluir voo e prática de cada procedimento e manobra contida no currículo aprovado do programa de treinamento.

(b) As manobras e procedimentos requeridos pelo parágrafo (a) desta seção devem ser executados em voo, exceto quanto a manobras e procedimentos que possam ser realizados em um simulador de aeronave ou em um dispositivo apropriado de treinamento, conforme autorizado por esta subparte.”

A atualização do Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) 135, aprovada em 24AGO2010, não alterou o conteúdo do parágrafo 135.347.

A IAC 135-1002, de 20/09/2005, no item 3.2.1, estabelece grupos de aeronaves, enquadrando o L410 no grupo I. Para as aeronaves deste grupo, no item 4.1.c, define-se a necessidade de utilização do simulador de voo (cinco sessões de treinamento e uma sessão de exame) no currículo de voo do treinamento inicial completo.

Até a data desse acidente, não havia simulador de L410 aprovado pela Autoridade de Aviação Civil Brasileira. Para estes casos, o Manual de Procedimentos (MPR) 119-001/SSO da ANAC, de 22/04/2009, em seu item 3.1.26, permite a aprovação das propostas de treinamento de operadores aéreos que não contemplam o uso de simulador, caso o fabricante tenha aprovado, perante sua autoridade primária de certificação, o treinamento mínimo com currículo de voo a ser cumprido apenas em aeronave.

O item 3.1.27 deste mesmo MPR estabelece, como mandatório para a aprovação, que o INSPAC observe o programa de treinamento mínimo aprovado pela autoridade primária de certificação.

De acordo com o programa de treinamento de piloto aprovado para o fabricante, o treinamento em voo da emergência de falha do motor durante a decolagem, após a V1, não pode ser realizado na altura da decolagem, por questões de segurança. Assim, o treinamento deveria ser feito com o instrutor simulando uma decolagem com a aeronave a 2.000ft AGL e sob capota (Figura 30).

De modo contraditório, porém, o mesmo item deste documento concede ao instrutor a prerrogativa de decidir pela execução de treinamento adicional durante uma decolagem real, depois do recolhimento do trem de pouso.

O documento não informa a potência de transparência que simularia a condição de hélice embandeirada, a ser mantida durante o treinamento.

O programa do fabricante previa, ainda, que os exercícios de falha do motor na decolagem (até a V1 e após a V1), durante subidas e aproximações com um motor inoperante (quatro casos) deveriam ser treinados em dois voos, com a alocação total de uma hora de voo para este fim.

O programa de treinamento do fabricante foi atualizado em 22MAR2010, porém não houve alteração no treinamento em voo da emergência de falha do motor durante a decolagem – após a V1.

O PrTop da NOAR, aprovado pela ANAC, apresenta o método de treinamento em voo da emergência de falha do motor durante a decolagem, após a V1, em seu item 2.1.5.2, nº 5, consistindo na tradução literal do conteúdo do programa do fabricante.

A Figura 31 apresenta o perfil de voo previsto para o caso de uma falha do motor na decolagem, de acordo com os programas de treinamento do fabricante e do operador.

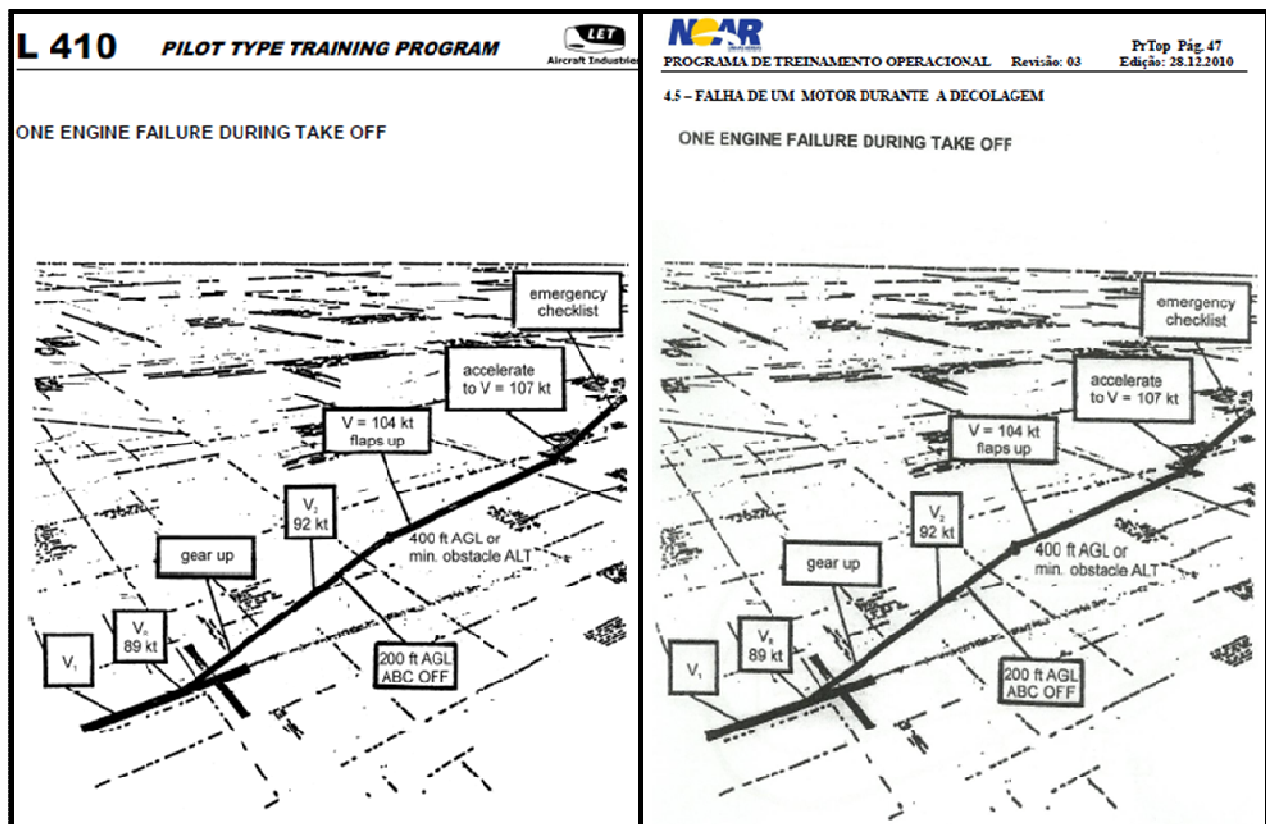


Figura 31 - Perfil de voo para o caso de monomotor na decolagem.

O primeiro segmento de decolagem começa no ponto em que a aeronave inicia a corrida de decolagem e termina no ponto em que ocorre o completo recolhimento do trem de pouso. No perfil, pode-se identificar uma V1 (velocidade de decisão) inferior à VR (velocidade de rotação) e o ponto de recolhimento do trem de pouso (*gear up*).

O segundo segmento de decolagem tem início com a completa retração do trem de pouso e se encerra a 400ft AGL (acima do nível do solo). Neste segmento, observa-se a indicação para a manutenção da V2 (velocidade de segurança com um motor inoperante) e a indicação para que o "ABC" (*automatic bank control*) seja desligado a 200ft.

O terceiro segmento tem início a 400ft AGL, com o perfil indicando a necessidade de acelerar de 92kt (V2) para 104kt e recolher os flapes. Em seguida, deve-se acelerar de

104kt para 107kt, prosseguindo na subida com esta velocidade. A leitura do *checklist* de emergência deve ser feita durante esta subida com 107kt (e acima de 400ft).

1.18.3 Manuais e Publicações

1.18.3.1 Perfil de voo do terceiro segmento da falha do motor na decolagem

A Seção 5 – Performance (Figura 32), do manual de voo da aeronave (AFM, do inglês *aircraft flight manual*), apresenta as seguintes informações referentes ao perfil de voo do terceiro segmento de decolagem com um motor inoperante:

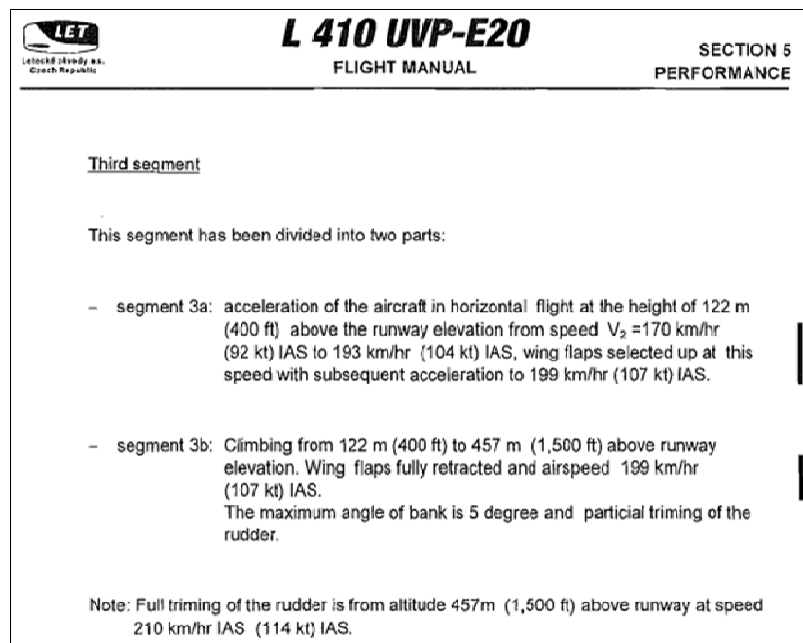


Figura 32 - Seção 5 do AFM – 3º segmento.

1.18.3.2 Guia de Referência Rápida elaborado pelo operador

Um Guia de Referência Rápida (QRH, do inglês *Quick Reference Handbook*) foi encontrado pela Comissão de Investigação na outra aeronave do operador (PR-NOA), no mesmo dia do acidente.

Os parâmetros de velocidade encontrados neste QRH do operador não eram compatíveis com o modelo das suas aeronaves L410, mas com o das aeronaves da empresa TEAM, na qual os primeiros tripulantes e mecânicos foram formados.

No *checklist* do fabricante, as emergências de falha do motor em voo e falha do motor na decolagem são apresentadas de forma distinta. No QRH, no capítulo de procedimentos anormais encontrava-se, adequadamente, a emergência de falha do motor em voo. Entretanto, no capítulo que trata da seção 3 & 3A do AFM, ao ser feita a tradução do inglês para o português, a emergência falha do motor na decolagem foi inadequadamente chamada de falha do motor em voo.

O texto introdutório deste capítulo do QRH sugere que este guia fora preparado como uma ferramenta de apoio ao estudo, mais do que para o uso em voo. Em meio a esse texto, há uma recomendação para que se utilizasse o *checklist* para resolver os problemas durante o voo.

Além das incorreções, o QRH era de difícil manuseio. Ao ser realizado um teste com um instrutor da empresa, com a aeronave no solo e estática, foi solicitada a abertura do QRH na emergência de falha do motor na decolagem e, após decorridos dois minutos, a pane ainda não havia sido encontrada.

Segundo um dos entrevistados, houve um período em que o *checklist* utilizado era diferente do fornecido pelo fabricante e não contemplava algumas emergências.

Estas incorreções já haviam sido constatadas e um *checklist* em língua inglesa, com conteúdo semelhante ao do fabricante, havia sido confeccionado e estaria em fase de implementação.

Não foi possível identificar o *checklist* que estava a bordo da aeronave acidentada, pois todo o material foi destruído pela ação do fogo.

De acordo com a ANAC, o *checklist* que foi submetido pela NOAR para aprovação no processo de certificação da empresa foi o próprio *checklist* do fabricante, em língua inglesa, datado de 15MAIO2003.

As evidências fornecidas pelo CVR indicam que a tripulação do voo 4896 utilizava 92kt como parâmetro de V2, em consonância com o *checklist* do fabricante, não havendo indicações de uso do QRH ou do *checklist* durante a emergência.

1.18.3.3 Divergências entre AFM e Checklist of Emergency do fabricante

Foram observadas as seguintes divergências entre o AFM e o Checklist of Emergency publicado pela Aircraft Industries, no tocante aos procedimentos da emergência de falha do motor na decolagem, após a V1:

- a) tanto o Checklist (página E-1), quanto o AFM (pág. 19), trazem a observação de que os itens marcados com asterisco são considerados vitais e que requerem ações urgentes (Figura 33);

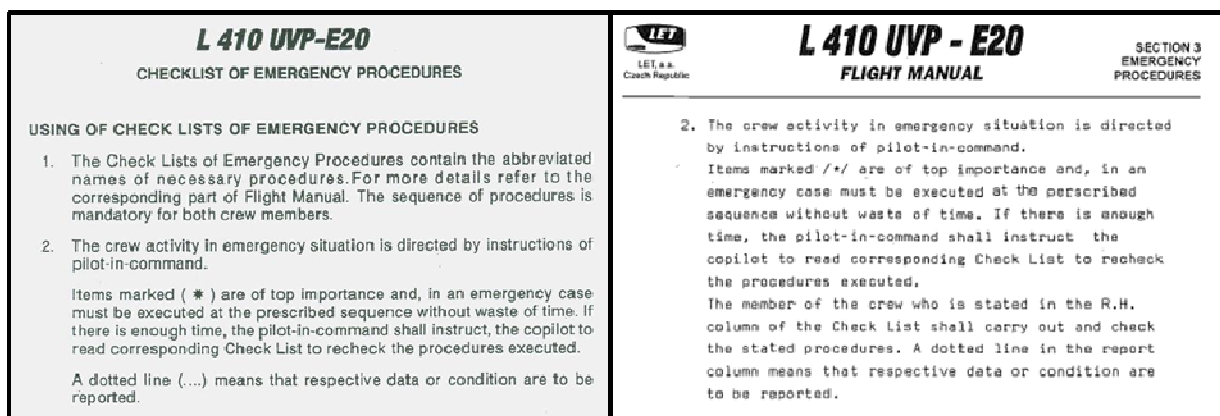


Figura 33 - Observação constante do Checklist (página E-1) e do AFM (pág. 19).

- b) O Checklist, nas páginas E-4 e E-5, apresenta três itens marcados com asterisco (Figura 34);

L 410 UVP-E20 CHECKLIST OF EMERGENCY PROCEDURES		L 410 UVP-E20 CHECKLIST OF EMERGENCY PROCEDURES	
ENGINE FAILURE DURING TAKE-OFF			
Below V₁ speed: Abort the take-off.		a) If the engine is fully stopped: (The following items are valid for inoperative engine)	
Above V₁ speed:		- TCL	IDLE
* 1. TCL of both engines check Take-off rating		- PCL	FEATHER
* 2. Landing gear after take-off UP		- Fuel stop cock / Emergency throttle lever	SHUT
* 3. Feathering propeller of inoperative engine CHECK		- Fuel fire cock	SHUT
(a) If the automatic feathering cycle has not been accomplished: MANUAL FEATHER of inoperative engine DEPRESS		- DC GENERATOR and AC GENERATOR circuit breakers switches	OFF
- IELU circuit breakers OFF		- Remaining circuit breaker switches of the engine	OFF
(b) If the automatic feathering cycle has not been feathered even after above measures had taken then: PCL of the inoperative engine FEATHER		b) If the engine operate at idle and other parameters correspond to idle power then:	
4. Airspeed for 18° flaps V ₂ = 92 KIAS (170 km/hr IAS) for 0° flaps V ₂ = 104 KIAS (193 km/hr IAS)		- If the IELU INTERVENT signal does not light then carry out the procedure Use of emergency fuel control circuit (AFM section 3A.3.1.)	
At height of 200 ft (61 m) above runway:		- If the IELU INTERVENT signal lights then carry out the procedure Spontaneous IELU interventions (paragraph b) (AFM section 3A.1.5.)	
5. AUTO BANK CONTROL switch OFF		ENGINE FAILURE DURING MISSED APPROACH	
6. Airspeed at height of 400 ft (122 m) for 18° flaps 104 KIAS (193 km/hr IAS) for 0° flaps 107 KIAS (199 km/hr IAS)		* 1. TCL of both engines Maximum Take-off rating	
7. Flaps (if extended) RETRACT		* 2. Airspeed > 92 kt (170 km/hr IAS)	
8. Airspeed 107 KIAS (199 km/hr IAS)		* 3. Flaps 18°	
9. Inoperative engine FIND OUT PARAMETERS.....		* 4. Landing gear UP	

Figura 34 - Checklist com três itens marcados com asterisco.

c) A Seção 3 do AFM, nas páginas 14 a 16, apresenta sete itens marcados com asterisco, portanto quatro itens a mais que o checklist (Figura 35);

3.11. ENGINE FAILURE DURING TAKE -OFF	(b) If the inoperative engine propeller has been taken then:	* (7). Check the parameters of the inoperative engine.
	- PROPELLER control lever of the inoperative engine	(a) If the engine is fully stopped
In case of engine failure at speed lower or equal to V ₁		The following items are valid for inoperative engine:
In case of engine failure at speed higher than V ₁ :	* (4). Maintain take-off safety speed for 18° flaps	- POWER control lever idle
* (1). Power control levers of both engines	for 0° flaps	- PROPELLER control lever feather
Immediately eliminate the sideslip by rudder recommended angle of bank after lift-off is force on the rudder pedal does not exceed 81 kt IAS.	WARNING NEVER PERMIT THE AIRSPEED TO FOR 18° FLAPS AND 193 km/h IAS	- Fuel stop cock/Emergency throttle lever SHUT
* (2). At the height of 3 – 5 m (10 – 16 ft)	* (5). At height of 61 m (200 ft) above runway AUT. BANK CONTROL switch on the central control panel	- Fuel fire cock SHUT
* (3). Check the propeller feathering (by means of the propeller RPM indicator)	CAUTION: If during the climb to the height 122 m operation or pumping occurs on the flaps the procedure as per section 3A.1.4.,	- DC GENERATOR, AC GENERATOR circuit breakers off
(a) If the automatic feathering cycle	* (6). For 18° flaps: At height of 122 m (400 ft) increase the speed to 104 KIAS (193 km/hr IAS) Retract the wing flaps into cruise position the aircraft to 199 km/hr IAS (107 KIAS). Maintain this speed up to 457 m (1,500 ft)	- remaining circuit breakers off
- MANUAL FEATHER, push of the inoperative engine	For 0° flaps: Accelerate the aircraft to 199 km/hr IAS. Maintain this speed up to 457 m (1,500 ft)	- decide about the place of landing and report to ATC
- IELU (LH + RH) circuit breaker on the overhead panel	CAUTION: Maximum permissible duration of Take-off only.	If you decide to continue the flight to destination or alternate airport then at height of 450 m (1,500 ft) above runway accelerate the airplane to airspeed 200 km/hr IAS (108 KIAS) and maintain this speed up to the cruise level.
		(b) If the engine operates at idle and other parameters correspond to idle power then:
		- If the IELU INTERVENT signal does not light then carry out the procedure according to Section 3A.3.1. Use of emergency fuel control circuit.
		- If the IELU INTERVENT signal lights then carry out the procedure according to Section 3A.1.5. Spontaneous IELU interventions (para. b).
		ENGINE FAILURE DURING MISSED APPROACH
		* (1). Power control levers of both engines: Maximum Take-off rating setting

Figura 35 - AFM com sete itens marcados com asterisco.

d) Na página E-4, o Checklist apresenta o item 5 (“AUTO BANK CONTROL switch OFF”) para execução a 200ft acima da pista, sem que esteja marcado com asterisco (portanto, não tratado pelo Checklist como vital/urgente). O Programa de Treinamento do fabricante, por sua vez, ao apresentar o perfil de voo para o caso de monomotor na decolagem (Figura 36), estabelece a leitura e execução

do *Checklist* somente após alcançada a velocidade de 107kt, já acima dos 400ft AGL; e

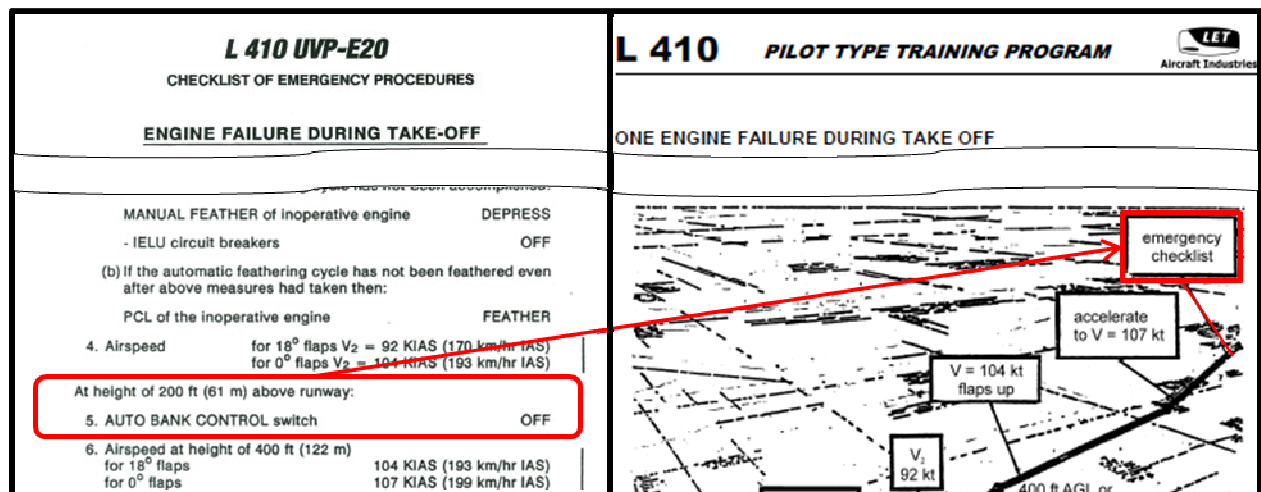


Figura 36 - Conflito entre *Checklist* e Programa de Treinamento.

e) Na página 15, o AFM indica a subida até 1.500 ft mantendo 107 KIAS, enquanto a página E-4 do *Checklist* não faz referência aos 1.500ft (Figura 37).

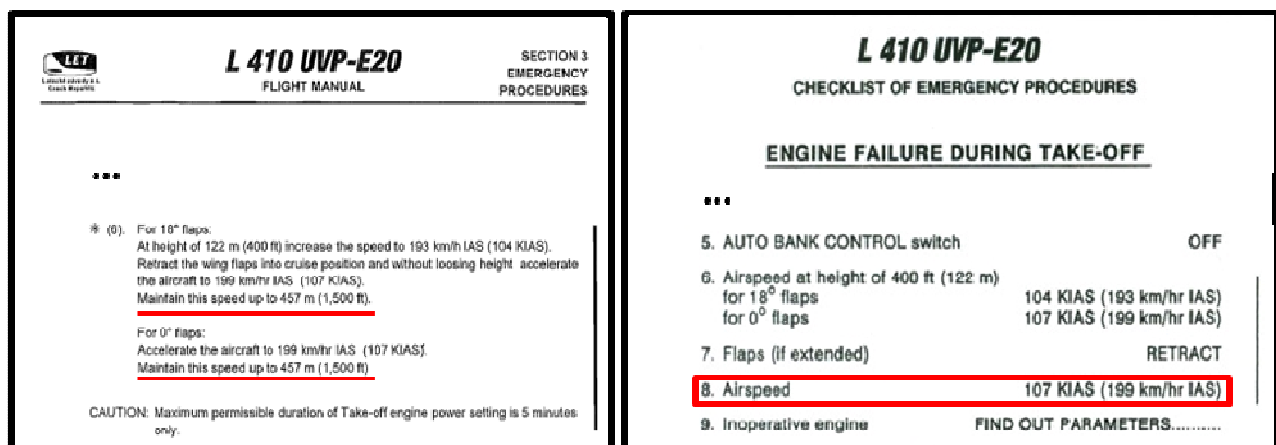


Figura 37 - Falta da indicação de altura de 1.500 ft para a velocidade de 107 Kt

1.18.3.4 Manual de Procedimentos Operacionais Padronizados da NOAR

O Manual de Procedimentos Operacionais Padronizados (SOP, do inglês *Standard Operational Procedures*) apresentava um exemplo de *briefing* de decolagem, no qual são planejadas duas possibilidades distintas de abortiva por falha de motor.

Na Figura 38, estas possibilidades estão sublinhadas em verde (até a VR) e vermelho (após a VR).

*Exemplo de Briefing antes da decolagem:
(Realizado pelo PF)*

*“A decolagem será **NORMAL**, da cabeceira da Pista ... Após alinhar checaremos a realização do **BEFORE TAKE-OFF** e **CLEAR FOR TAKE-OFF** check-list, verificando luz acesa do **PEDAL STERRING**. Com freios aplicados checar bussola, proa, levar a potência a 60%, disparar o cronometro e verificar todos os parâmetros. Soltando os freios o PF completa a potência para a prevista de decolagem, até que o PM toque na sua mão, ajustando a potência de decolagem dentro dos parâmetros e informa: **VELOCIMETRO speed alive, Cross Check a 50 kt, VI(81Kt), VR(89Kt)**. Em caso de pane até a VR permaneceremos no solo, reduzindo a potência de imediato para IDLE, aplicando o reverso, spoilers e freios para parar dentro da pista. Após a VR, com pista disponível, retornarei à pista e aplicarei freios, Spoilers e reverso como necessário. Caso não seja possível o pouso, o PF voa o avião; o PM, a comando do PF, recolhe o trem de pouso com razão positiva e identifica e informa a natureza da pane. Somente a 400 pés de altura serão efetuadas as ações corretivas, após criteriosa análise e decisão dos PF e PM. Se a decolagem não estiver sendo realizada pelo Comandante da aeronave e ocorrer a emergência este deve assumir a pilotagem e o outro tripulante volta a ser o Copiloto.*

Figura 38 - Exemplo de briefing de decolagem do SOP do operador.

De acordo com o 14 CFR Part 23, adotado integralmente pelo Brasil por meio do RBAC 23, a velocidade de decisão V1 é a velocidade calibrada no solo na qual, como resultado de uma falha de motor ou outras razões, é assumido que o piloto tem que decidir entre continuar ou descontinuar a decolagem.

Conceitualmente, pode-se dizer que a V1 significa a velocidade máxima na decolagem na qual o piloto deve executar a primeira ação (por exemplo, aplicar freios, reduzir potência, abrir freios aerodinâmicos) com a finalidade de parar o avião dentro da distância de aceleração e parada. Significa, também, a menor velocidade na decolagem, seguindo-se a uma falha do motor crítico na V_{EF} (velocidade calibrada em que se presume uma falha do motor crítico) na qual o piloto pode continuar a decolagem e atingir a altura requerida acima da superfície de decolagem dentro da distância de decolagem.

No caso de uma abortiva de decolagem após a V1, não existem gráficos ou análises que garantam a desaceleração e parada da aeronave em segurança.

De acordo com o SOP, o operador adotava a velocidade de 81Kt como V1, a de 89Kt como VR e a de 92Kt como V2, em conformidade com a Seção 5 do AFM.

Outro ponto que merece destaque é a observação de que as ações corretivas somente devem ser efetuadas a 400ft (sublinhado azul).

1.18.4 Cálculo do peso máximo de decolagem

A página 11 da Seção 5 do AFM apresenta um fluxograma para o cálculo do peso máximo de decolagem, no qual são consideradas as limitações de decolagem por peso, altitude e temperatura, ou *take-off WAT (Weight, Altitude and Temperature)*, bem como as relativas ao comprimento de pista, com a ressalva de que, no caso de aeródromo sem obstáculos, deve-se escolher o menor valor dentre os apurados.

A seguir estão os cálculos de peso máximo de decolagem, considerando que o sistema de injeção de água no motor não foi utilizado, e usando o valor de 10m como altitude pressão de SBRF e a temperatura do horário de decolagem em 23°C.

O cálculo feito a partir do gráfico da figura 5-6a da página 12a da Seção 5 do AFM (Figura 39) indicou um peso máximo de decolagem para o segundo segmento no valor de 6.430kg.

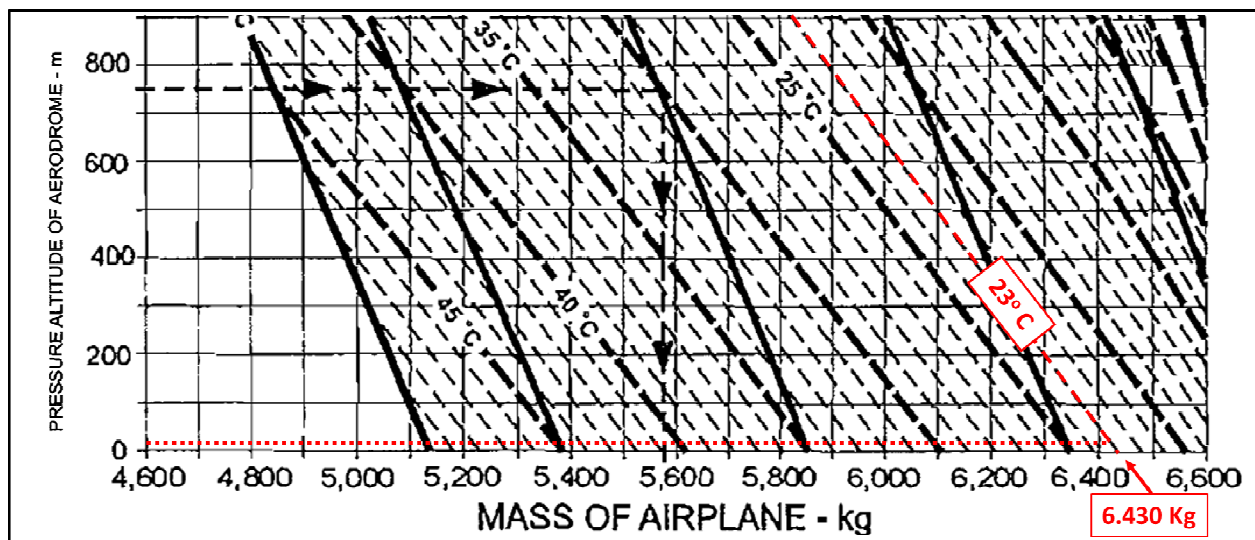


Figura 39 - Cálculo de peso máximo de decolagem pelo gráfico do AFM, pág. 12a, figura 5-6a.

O cálculo feito a partir do gráfico da figura 5-6c da página 13 da Seção 5 do AFM (Figura 40) indicou um de peso máximo de decolagem para o terceiro segmento no valor de 6.600kg.

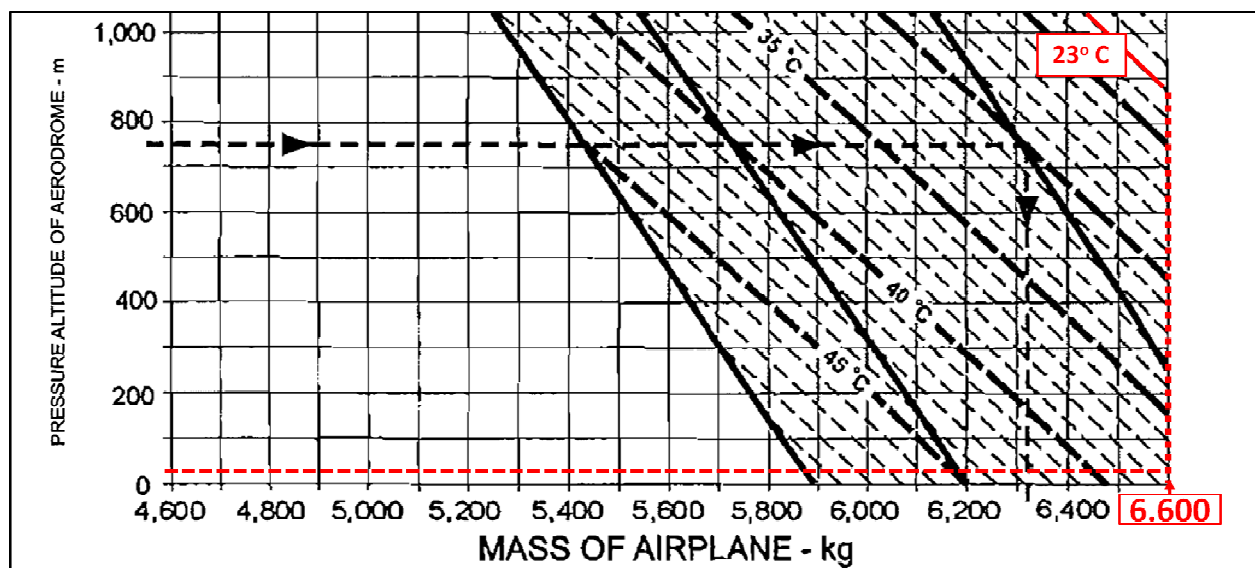


Figura 40 - Cálculo de peso máximo de decolagem pelo gráfico do AFM, pág. 13, figura 5-6c.

O cálculo feito a partir do gráfico da figura 5-6d da página 15 da Seção 5 do AFM (Figura 41) indicou um peso máximo de decolagem para a máxima absorção de energia pelos freios das rodas no valor de 6.600kg.

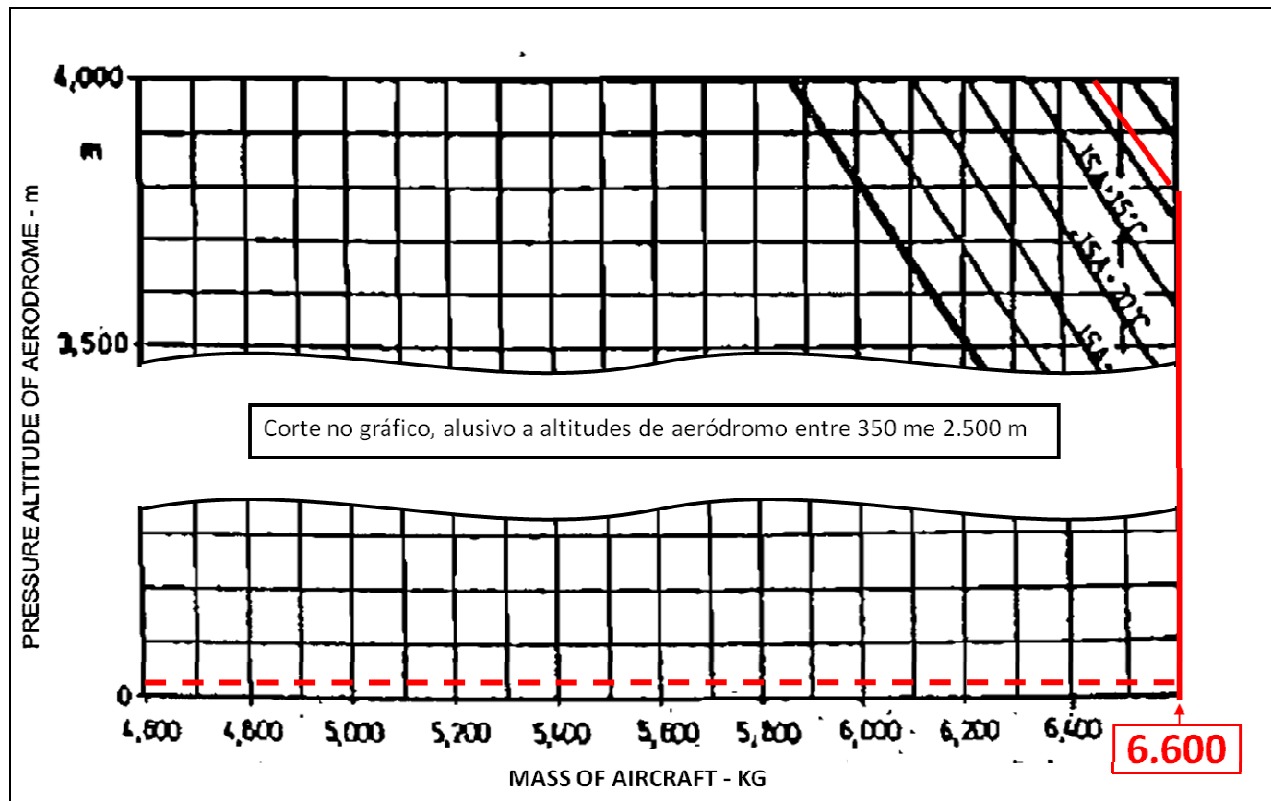


Figura 41 - Cálculo de peso máximo de decolagem pelo gráfico do AFM, pág. 15, figura 5-6d.

O cálculo de peso máximo de decolagem, considerando as limitantes de comprimento de pista, foi feito com o uso dos gráficos das páginas 25/26 e 27/28 da Seção 5 do AFM, tendo sido adotados os seguintes parâmetros: não utilização do sistema de injeção de água no motor; aeródromo ao nível do mar; temperatura de 23°C; TORA de 3.007m; ASDA de 3.114m; e TODA de 3.007m.

Como resultado, foi obtido o peso máximo de decolagem de 6.600Kg, considerando as limitantes de comprimento de pista.

Assim, obtidos os valores de peso máximo de decolagem relativos às limitações de peso, altitude, temperatura e comprimento de pista e tendo em vista que SBRF é um aeródromo sem obstáculos, deve-se escolher o menor valor de peso máximo de decolagem obtido.

Portanto, nas condições ambientais registradas no momento da decolagem, o peso máximo de decolagem para o voo 4896 era de 6.430 Kg.

De acordo com o manifesto de carga de despacho da aeronave (Figura 42), o peso máximo permissível para o voo foi apresentado como 6.600kg, portanto 170kg acima do calculado por meio das tabelas do AFM. O peso de decolagem constante no manifesto era de 6.559kg.

Noar Linhas Aéreas Ltda				Manifesto de Carga RBHA 135.63 (5)(c)																																	
Data	No Voo	Matricula																																			
13/JUL/2011	4896	PR-NOA																																			
Origem	Destino	Combustivel																																			
SBRF	SBNT	980 Kg																																			
Comandante	Co-Piloto	Passageiros																																			
RIV (703017)	RGO (459982)	ADT: 14																																			
Bag. Diant.	Bag. Tras.	Peso DEP																																			
68 Kg	38 Kg	6559 Kg																																			
Peso Máximo de DEP permissível para o voo:																																					
6600 Kg																																					
<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="4">TRIM Adjust</th> </tr> <tr> <th>CG%</th> <th>Weight(Kg)</th> <th>Units</th> <th></th> </tr> <tr> <th></th> <th></th> <th>Flaps 18°</th> <th>Flaps 0°</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>19</td> <td>4500</td> <td>8</td> <td>11</td> </tr> <tr> <td>20,5</td> <td>5000</td> <td>8</td> <td>11</td> </tr> <tr> <td>25</td> <td>6600</td> <td>7</td> <td>10</td> </tr> <tr> <td>28</td> <td>6600</td> <td>4</td> <td>7</td> </tr> <tr> <td>30</td> <td>6600</td> <td>2,5</td> <td>6</td> </tr> </tbody> </table>						TRIM Adjust				CG%	Weight(Kg)	Units				Flaps 18°	Flaps 0°	19	4500	8	11	20,5	5000	8	11	25	6600	7	10	28	6600	4	7	30	6600	2,5	6
TRIM Adjust																																					
CG%	Weight(Kg)	Units																																			
		Flaps 18°	Flaps 0°																																		
19	4500	8	11																																		
20,5	5000	8	11																																		
25	6600	7	10																																		
28	6600	4	7																																		
30	6600	2,5	6																																		
Declaro que estou ciente das condições acima. OBS.: Para fins de abastecimento, considerar mais de 20Kg para o taxi.																																					
Visão do comandante																																					

Figura 42 - Manifesto de Carga do Voo 4896 da NOAR, 13JUL2011.

Apesar de constar PR-NOA no campo do manifesto referente à matrícula, este foi, de fato, o documento utilizado para o despacho do PR-NOB, pois houve uma troca de aeronave em relação à programação inicial.

Em todos os manifestos de carga observados, referentes ao período de maio a julho de 2011, constatou-se que havia incorreção no cálculo do peso máximo permissível para o voo de 6.600kg. Para uma decolagem de Recife, Maceió ou Natal, com temperaturas entre 26°C e 23°C, o peso máximo permissível, de acordo com o AFM, varia de 6.300kg a 6.430kg.

De acordo com o Manual Geral de Operações (MGO) da NOAR, Seção VIII, página 3 (revisão 01, de 20ABR2011), aprovado pela ANAC, para o cálculo do peso de decolagem deveriam ser considerados os seguintes pesos:

- 2 tripulantes + material de navegação e documentos: 185kg;
- passageiro adulto: 75kg;
- peso padrão de comissaria: 10kg; e
- peso de combustível para o táxi: 20kg.

Dessa forma, ao serem somados os pesos de dois tripulantes, material de navegação e documentos (185kg), com quatorze passageiros adultos (1.050kg), com o peso padrão de comissaria (10kg), com a bagagem (106kg, conforme manifesto de carga) e com o combustível decrescido do consumido durante o táxi (980kg), obtém-se um valor total de 2.331kg. Ao se acrescentar a este peso o peso vazio da aeronave (4.230kg), obtém-se o peso de decolagem de 6.561kg, ou seja, haveria um excedente de 131kg em relação ao peso máximo de decolagem (6.430kg).

De acordo com o operador, como os serviços de comissaria não eram prestados, poderia ser deduzido aquele peso (10kg), assim como o peso relativo ao sistema *anti-ice* (não instalado), o que corresponderia a um decréscimo de 48,1kg. Ainda assim, teríamos

um peso de 6.502,9kg, correspondendo a um excedente de 72,9kg. Estas deduções, contudo, não estão contempladas no MGO.

1.18.5 Performance de voo com um motor inoperante

1.18.5.1 Fatores a serem considerados no voo com potência assimétrica

De acordo com AFM (Seção 2, Limitações), o L410 UVP-E20 foi certificado segundo requisitos do 14 CFR Part 23. Portanto, foi demonstrado para a autoridade de certificação primária o desempenho em decolagem com um motor inoperante, no peso máximo de decolagem.

A falha do motor esquerdo é considerada mais crítica, em termos de controle e de *performance*, conforme item 5.1.1 da Seção 5 do AFM. Nesse manual, os cálculos de *performance* para a decolagem com um motor inoperante levam em consideração a falha do motor esquerdo.

Com o motor direito operacional e o esquerdo inoperante, a força de rolamento e de guinada é maior do que quando o motor esquerdo está operacional e o motor direito inoperante. Em outras palavras, o controle direcional é mais difícil quando o motor esquerdo, ou “crítico”, falha (Figura 43).

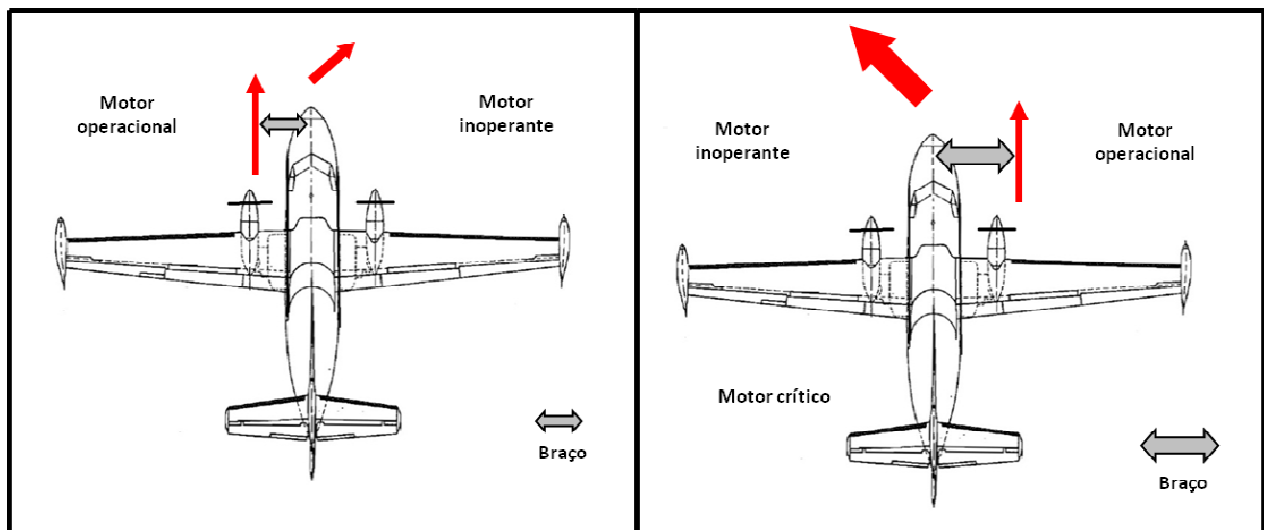


Figura 43 - Momento gerado no voo com assimetria de potência em aeronaves bimotoras.

Conforme apresentado na Figura 44, no caso de aeronaves propulsadas por hélice, a rotação das pás introduz uma componente rotacional no escoamento, de modo a criar uma componente lateral no escoamento que atinge a empenagem vertical.

O sentido desta componente lateral de vento está relacionado com o sentido de rotação das hélices. Dependendo de qual motor sofrerá a pane, esta força lateral pode auxiliar ou prejudicar o controle direcional da aeronave.

No caso de aeronaves em que as hélices giram no sentido horário (quando vistas da parte de trás da aeronave), o controle da aeronave será mais prejudicado pela falha do motor esquerdo (motor crítico), em função do efeito do torque.

O efeito do torque é a reação que tende a deslocar a aeronave no sentido oposto ao de rotação da hélice, causando rolamento da aeronave, que, por sua vez, pode induzir

um momento de guinada à esquerda. Esse efeito incrementa a tendência de guinada quando há uma falha no motor esquerdo.

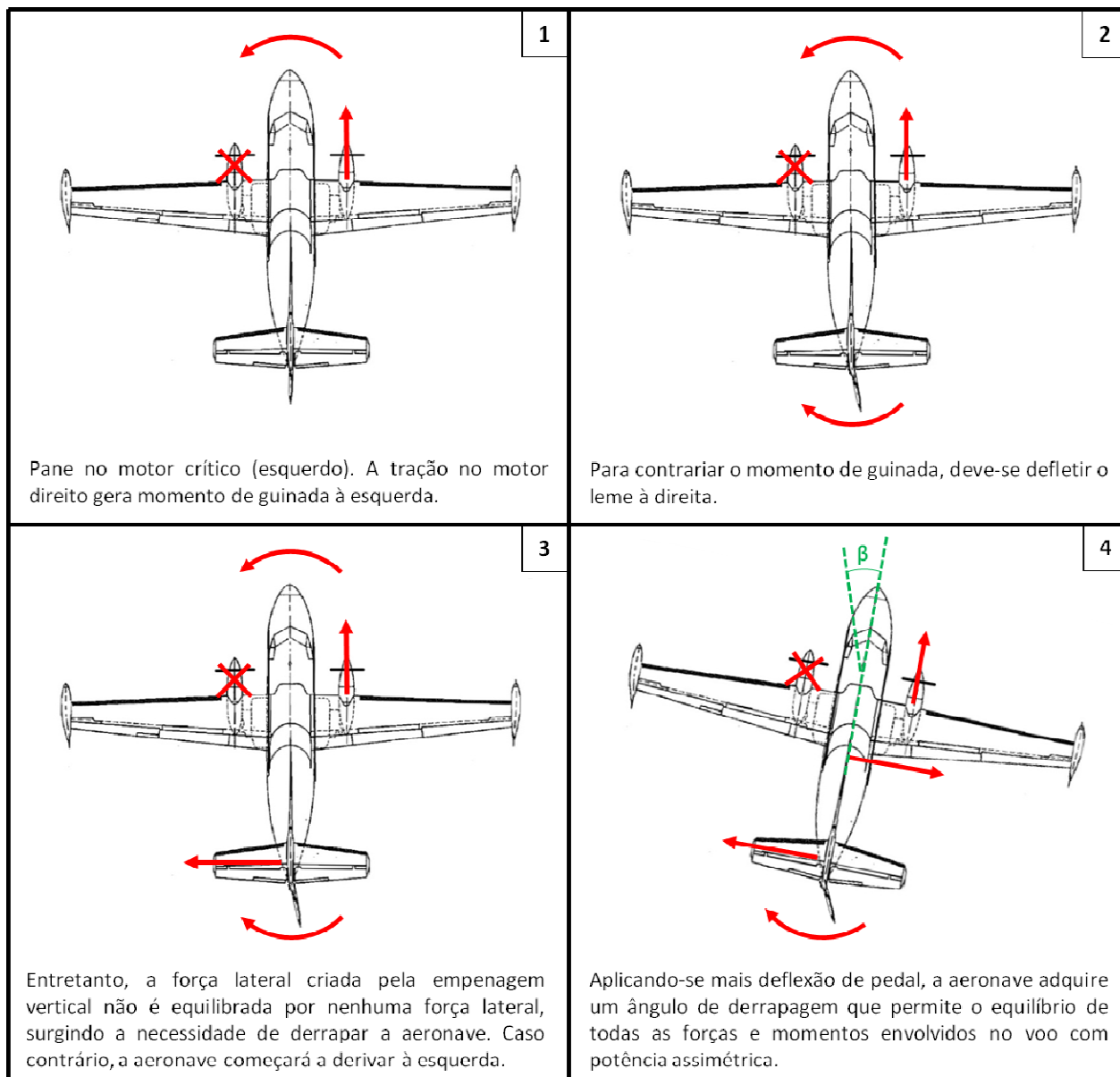


Figura 44 - Voo com assimetria de potência em aeronaves bimotoras.

Ao ocorrer uma falha de motor direito, este efeito se opõe. Portanto, esse fato também contribui para que o motor esquerdo seja considerado mais crítico em uma falha de motor neste tipo de aeronave.

1.18.5.1.1 Velocidade mínima de controle no ar (V_{MCA})

Uma aeronave bimotora, com motores instalados nas asas, experimentará tração assimétrica se um motor perder potência total ou parcialmente.

Consequentemente, a aeronave guinará para o lado do motor que falhou. Neste caso, o piloto deve neutralizar o momento de pressão assimétrica, aplicando o leme (pedal do lado do motor operacional).

Na Seção 3, item 3.11, do AFM, na descrição detalhada da emergência de falha do motor na decolagem, há uma orientação para que o piloto elimine, imediatamente, o efeito de derrapagem, aplicando o leme e, se necessário, 5° de inclinação de asa para o lado do motor operacional, de forma que a força no pedal não exceda 667N (68kg) à velocidade de 81kt.

A eficácia do leme dependerá da velocidade do fluxo de ar em toda a sua superfície. Se a aeronave é desacelerada, a velocidade aerodinâmica poderá chegar a um valor abaixo do qual o momento de guinada gerado pelo leme já não conseguirá equilibrar o momento gerado pela tração assimétrica. A partir daí, o controle direcional será perdido.

A velocidade mínima em que é possível manter o controle direcional da aeronave com o motor crítico inoperante é denominada V_{MCA} . Para o L410 UVP-E20, de acordo com o AFM, a V_{MCA} , com flapes em 18°, é de 84kt.

Ao voar na V_{MCA} com um ângulo de inclinação de 5° para o lado do motor operacional, o piloto deve ser capaz de manter o controle direcional da aeronave.

No processo de certificação do L410, a aeronave demonstrou o voo na V_{MCA} sob condições especificadas, com a exigência de que a controlabilidade fosse mantida com o motor crítico inoperante e o embandeiramento automático (*autofeather*) armado, voando com 5° de inclinação para o lado do motor operacional, potência de decolagem no motor operacional, trem de pouso recolhido, flapes na posição de decolagem, a aeronave no peso máximo de decolagem e carregada com CG em sua posição mais recuada.

1.18.5.1.2 Relação entre o ângulo de inclinação e a V_{MCA}

Ao inclinar a aeronave para o lado motor operacional, as asas desenvolvem uma força lateral que resulta em uma derrapagem da aeronave para o lado do motor operacional. Essa derrapagem cria um ângulo de ataque positivo do fluxo de ar sobre o leme.

Em outras palavras, ao inclinar a aeronave para o lado do motor operante, a força peso passará a ter uma componente na direção da envergadura da aeronave. Dessa forma, uma parte do peso passa a atuar como força lateral.

Nesta situação, não há mais necessidade de gerar tamanha derrapagem à esquerda (vento vindo da esquerda), de modo que a deflexão de pedal pode ser diminuída. Depois, pode-se reduzir ainda mais a velocidade de voo, até que o batente de leme seja atingido.

A publicação *US Federal Aviation Administration* (FAA) FAA-H-8083-3A, intitulada *Airplane Flying Handbook* incluiu uma análise das técnicas de manipulação de multimotor.

Essa publicação afirmou que a inclinação para o lado do motor operacional reduziria a V_{MCA} em cerca de 3 KIAS para cada grau de inclinação. Ao inclinar para o lado do motor inoperante, aumentaria a V_{MCA} em uma razão similar.

Para as condições de peso (aproximadamente 6.561kg), com flapes 18° e cerca de 15° de inclinação, a velocidade de estol é de aproximadamente 76 KIAS (Figura 45). Se considerarmos o peso de 6.502,9kg (deduzindo o *anti-ice* e a comissaria), a velocidade de estol ficaria ao redor de 75 KIAS.

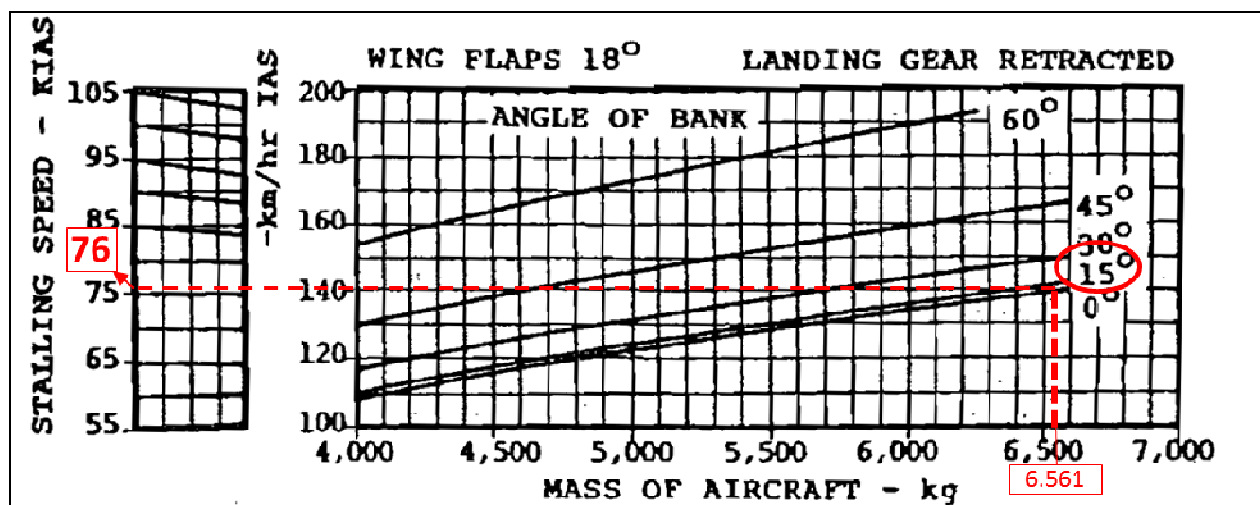


Figura 45 - Cálculo da velocidade de estol (AFM, Seção 5, pág. 7).

1.19 Informações adicionais

1.19.1 Fatos decorrentes da saída de pista no táxi após o pouso (27OUT2010)

Na noite do dia 27 de outubro de 2010, o PIC efetuou o voo 4878, de SBRF para o Aeroporto Zumbi dos Palmares, em Maceió (SBMO). Às 21h25min, no táxi após o pouso, a aeronave saiu da pista, parando na área não pavimentada (Figura 46). O mesmo alegou dificuldade de visualização da sinalização da pista de táxi.

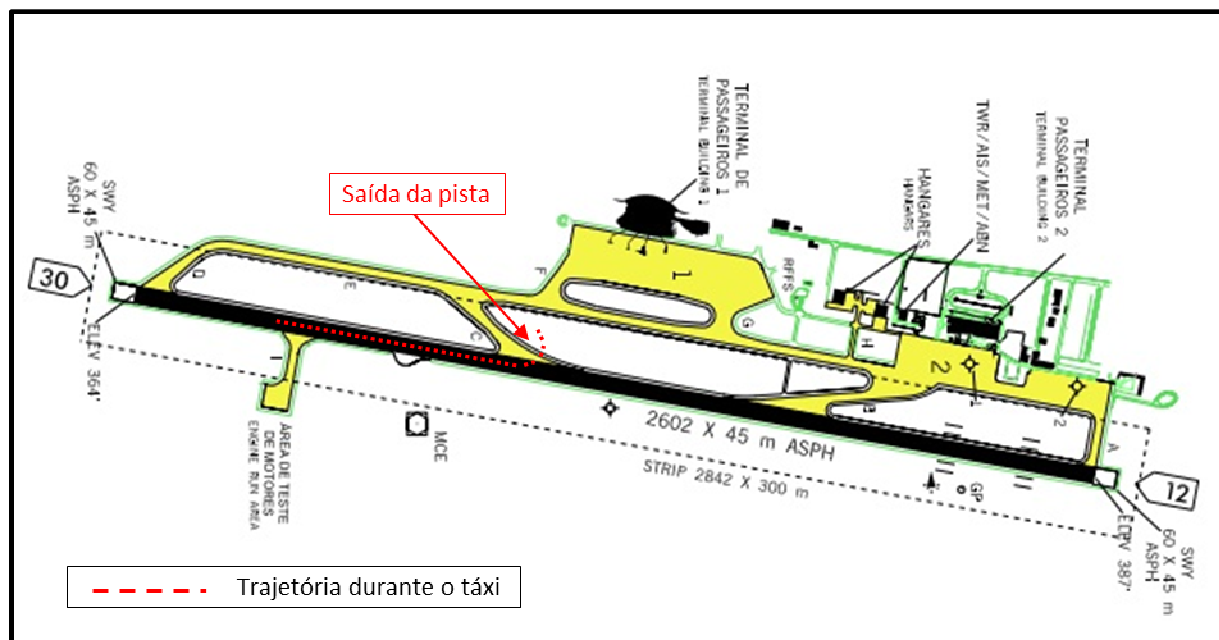


Figura 46 - Saída de pista em SBMO.

Segundo alguns pilotos que voavam com o PIC, este apresentava um histórico de restrição de acuidade visual noturna.

Em decorrência da saída de pista e do histórico citado no parágrafo anterior, um grupo de pilotos decidiu levar o problema aos diretores da empresa. Neste ínterim, a situação foi comunicada ao Diretor-Presidente pelo copiloto que voava com o PIC no dia do acidente.

A empresa decidiu, inicialmente, retirar o PIC do voo noturno e submetê-lo a uma reavaliação com três instrutores. Além disso, ficou decidido que ele seria substituído do cargo de Diretor de Operações.

Em seguida, foi submetido a uma avaliação de proficiência técnica feita da ANAC, nos dias 21DEZ2010 e 30JAN2011, tendo sido considerado apto.

Segundo membros da empresa, essa situação levou a um afastamento entre o PIC e o grupo de pilotos que comunicou o evento de Maceió ao Diretor-Presidente, entre os quais encontrava-se o copiloto do acidente.

Devido às contingências que afetaram os voos da véspera, foi necessária a alteração na escala de voo para o dia 13 de julho, tendo o copiloto se disponibilizado a compor, juntamente com o PIC, a tripulação do voo 4896.

1.19.2 Sistemas ABC e de Embandeiramento Automático

1.19.2.1 Sistema ABC

Esse tem a finalidade de amenizar a tendência de rolamento da aeronave no caso de uma falha de motor em voo, durante uma aproximação ou decolagem. Consiste de duas superfícies independentes localizadas em frente a cada *aileron* (Figura 47).



Figura 47 - Superfície fechada do *auto bank control* da asa direita.

De acordo com o AMM (*Aircraft Maintenance Manual*), Seção 27.62.00, página 10, se o sistema ABC está operacional e a velocidade igual ou inferior a 110kt, o painel do ABC deve abrir quando o torque do motor do lado oposto cair para aproximadamente 24%, desde que os sistemas de embandeiramento automático (*circuit breaker propeller feathering*) e de ABC estejam energizados (o que é feito pelo interruptor destes sistemas, situado no painel superior, conforme ilustra a Figura 48), e que o ABC esteja armado (o que é feito pelo respectivo interruptor no painel central, conforme Figura 49).

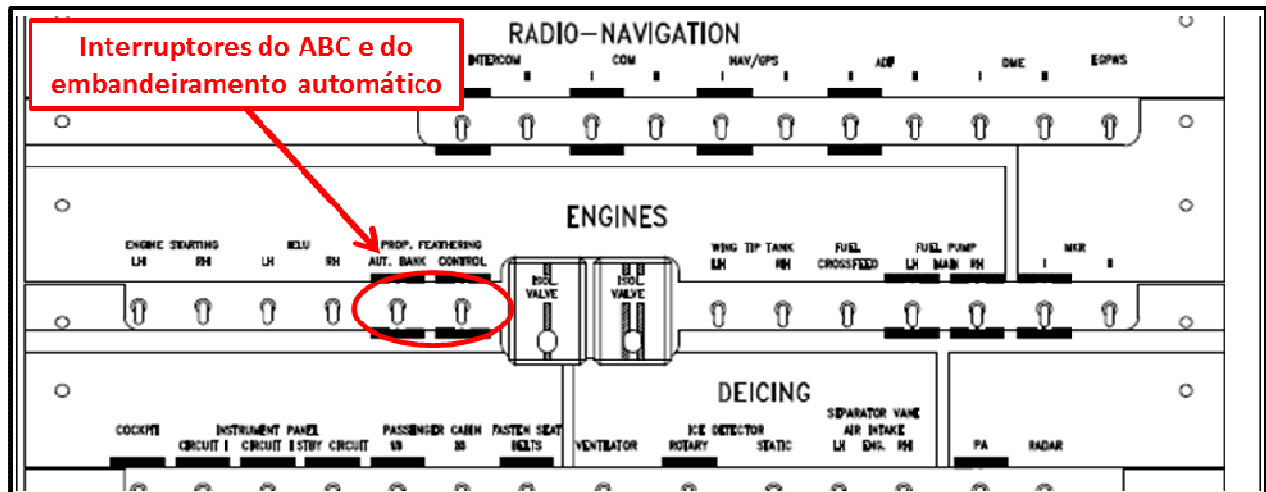


Figura 48 - Interruptores do embandeiramento automático e do ABC no painel superior.

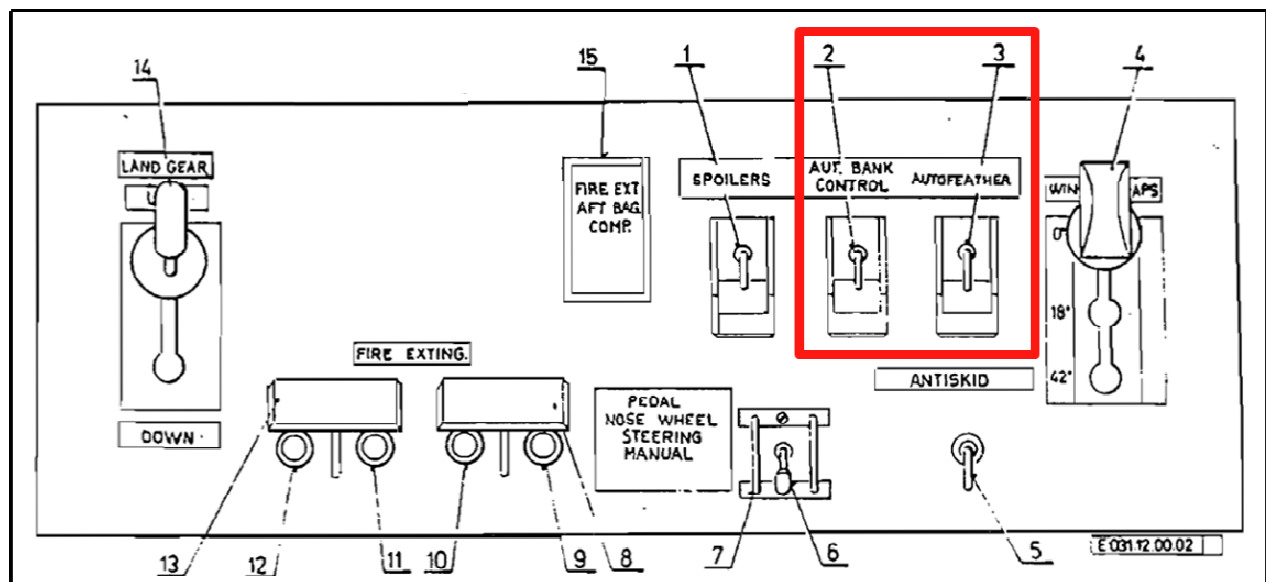


Figura 49 - Interruptores do embandeiramento automático e do ABC no painel central.

1.19.2.2 Sistema de Embandeiramento Automático

De acordo com a AFM (Seção 3A), com o sistema de embandeiramento automático armado, conforme especificam as Figuras 48 e 49, e com o manete de potência em posição que implique velocidade do Ng (gerador de gás) de, pelo menos, 88% +/- 1% (ou 92% +/- 1%, dependendo do ajuste) o corte do motor causará o embandeiramento automático de suas hélices.

1.19.2.3 Funcionamento dos Sistemas de Embandeiramento Automático e ABC

Para o funcionamento do sistema de embandeiramento automático e abertura do painel do ABC, as seguintes condições são necessárias:

a) interruptores do embandeiramento automático e do ABC ligados no painel superior;

b) interruptores do embandeiramento automático e do ABC ligados no painel do pedestal;

c) ambos os manetes de potência posicionados de forma a se obter, pelo menos, a Ng de 88% +/- 1% (ou 92% +/- 1%, dependendo do ajuste);

d) velocidade igual ou inferior a 110kt, em se tratando especificamente da abertura do painel do ABC;

e) quando as condições anteriores estão presentes e o torque de um dos motores cai abaixo de 24%, um sinal é enviado ao relé de controle para abertura do painel do ABC da asa do motor operacional e, subsequentemente, quando o torque cai abaixo de 18% o embandeiramento das hélices do motor que falhou é iniciado.

Com as informações obtidas do FDR, foi montado o gráfico da Figura 50. Através desses parâmetros, verifica-se com 65 seg (6:51:04) após o início da aceleração dos motores para a decolagem que o torque do motor esquerdo caiu e permaneceu abaixo de 24%, enquanto a velocidade estava abaixo de 95kt. Somente 81 seg (6:52:25) após este evento é que houve a abertura do painel de ABC.

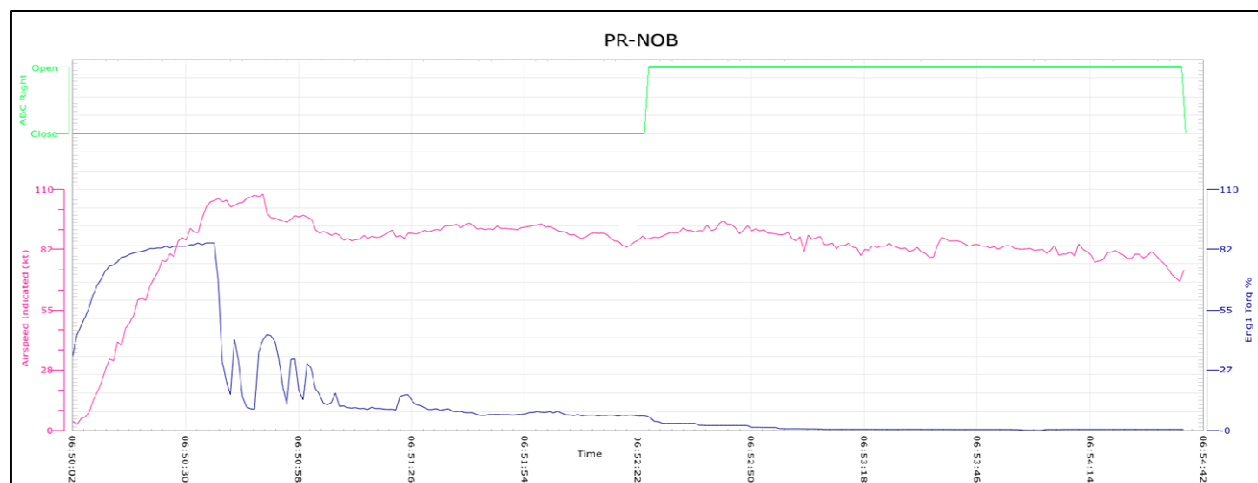


Figura 50 – Gráfico com velocidade, torque e a abertura do *auto bank control* da asa direita.

1.19.4 Lista de Equipamentos Mínimos (MEL)

De acordo com a Especificação Operativa, parte D – Manutenção, A NOAR Linhas Aéreas não possuía Lista de Equipamentos Mínimos (MEL) aprovada para nenhuma de suas aeronaves, devendo cumprir na íntegra o prescrito na seção 135.179 do RBAC 135 (24AGO2010), sendo proibida a decolagem com quaisquer equipamentos ou instrumentos inoperantes.

“RBAC 135.179 Instrumentos e equipamentos inoperantes

(a) O operador deverá incluir em seu sistema de manuais uma Lista de Equipamentos Mínimos (MEL) aprovada pela ANAC, para cada tipo de aeronave que possua uma MMEL publicada, para que o piloto em comando possa determinar se é seguro iniciar o voo ou continuá-lo a partir de qualquer

parada intermediária, no caso de algum instrumento, equipamento ou sistema deixar de funcionar.

(b) Ninguém pode decolar com uma aeronave com instrumentos e equipamentos inoperantes instalados, a menos que as seguintes condições sejam atendidas:

(1) deve existir uma Lista de Equipamentos Mínimos (MEL) aprovada para a aeronave;

(2) deve haver uma carta da ANAC autorizando operações de acordo com a MEL aprovada. A tripulação de voo deve ter acesso direto antes de cada voo a todas as informações contidas na MEL aprovada através de documentação impressa ou outros meios aprovados nas especificações operativas do detentor de certificado e colocados à sua disposição. Uma MEL aprovada como autorizada pelas especificações operativas constitui uma modificação aprovada ao projeto de tipo de aeronave sem requerer nova certificação;

(3) a Lista de Equipamentos Mínimos aprovada deve:

(i) ser preparada de acordo com as limitações especificadas no parágrafo (b) desta seção; e

(ii) prover procedimentos para a operação da aeronave com certos instrumentos e equipamentos em condição inoperante;

(4) registros identificando os equipamentos e instrumentos inoperantes e as informações requeridas pelo parágrafo (a)(3)(ii) desta seção devem estar disponíveis para conhecimento do piloto;

(5) a aeronave deve ser operada de acordo com todas as condições e limitações contidas na MEL e nas especificações operativas autorizando o seu uso.”

A NOAR apresentou à ANAC a proposta de MEL, em 31AGO2010, por meio da Ficha SEGV00 107 nº 002/M/10, contudo até a data do acidente a mesma não havia sido aprovada.

1.19.5 Dados de *performance* fornecidos pelo fabricante da aeronave

A Comissão de Investigação encaminhou ao fabricante da aeronave uma série de questionamentos referentes à *performance* desta, tendo sido fornecidas as informações listadas a seguir.

Para uma falha de motor na altitude de SBRF, com temperatura de 23° C e a aeronave no peso máximo de decolagem (6.430kg), mantendo-se a V2 de 92kt, o esperado era que a mesma desenvolvesse uma razão de subida de 203 ft/min com o ABC fechado, ou de 183,3 ft/min com o ABC aberto.

A abertura do ABC da asa direita, às 6:52:25, e sua permanência nesta condição até o impacto, representaria uma redução na razão de subida de 19,7 ft/min.

No período entre a falha do motor e o embandeiramento, o fabricante estimou, pela média de valores registrados pelo FDR, a velocidade de rotação da hélice esquerda em 70% (1.456 RPM) e o torque do motor esquerdo em 17% (437 N.m).

Baseado nesses valores, o motor esquerdo estava desenvolvendo uma média de potência de 67 kw e tração de 1.060 N, o que representou, nesse período, um incremento na razão de subida de 157 ft/min.

A permanência do trem de pouso na posição embaixo (até as 6:51:30) representou uma redução na razão de subida de 98,4 ft/min.

Para a condição de voo monomotor, no peso máximo de decolagem, mantendo-se a V2 de 92kt, o *pitch* deveria ser de 8° e a aplicação de leme deveria ser de 13°.

Para avaliar a influencia da derrapagem no voo, o fabricante informou que com 8° de derrapagem e 5° de leme, a perda de razão de subida é calculada em 80,7 ft/min, enquanto com 13° de derrapagem e 0° de leme, a perda seria da ordem de 254 ft/min.

Esses dados foram analisados em conjunto com uma equipe de profissionais do IPEV (Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo).

1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Não houve.

2 ANÁLISE

A ideia de criar a NOAR Linhas Aéreas surgiu a partir da identificação de uma demanda por ligações entre importantes cidades do Nordeste.

Contando com a assessoria de um profissional ligado à TEAM Linhas Aéreas, operador que já possuía experiência com o L410, os passos iniciais para a constituição da empresa foram dados tomando como referência o modelo daquele operador.

Entretanto, estes passos foram dados sem que se avaliassem as potenciais diferenças de operação entre a NOAR e a TEAM, de equipamentos, ou mesmo, as diferenças culturais e regionais. É como se a cultura organizacional da TEAM fosse reproduzida para a NOAR, não havendo distinção entre uma organização e a outra.

A impressão, levantada nas entrevistas, era a de que os funcionários receberam um “pacote” pronto para execução, sem conhecê-lo bem. Houve reportes de que começaram a operação da empresa com pouco conhecimento, inclusive da aeronave, tanto por parte dos pilotos quanto dos mecânicos.

A aeronave envolvida no acidente, modelo L410UVP-E20, era equipada com motores fabricados pela GE Aviation Czech, modelo M601E, cuja manutenção ficava exclusivamente a cargo do fabricante, uma vez que não havia oficina autorizada para a manutenção daqueles motores no Brasil.

Em vista de um problema de desgaste na câmara de combustão, foi programada a substituição de itens do motor esquerdo durante a inspeção P2 da aeronave, concluída três dias antes do acidente.

A falha do motor esquerdo durante a decolagem do voo 4896 teve origem, justamente, num dos itens substituídos: uma palheta do disco da GGT.

O desenvolvimento do processo de fadiga que levou àquela falha poderia ter a sua origem num problema na composição metálica da palheta, fragilizando-a, ou na exposição da palheta a vibrações anormais.

Conforme apresentado anteriormente, os exames feitos não constatarem discrepâncias na composição metálica das palhetas, eliminando esta possibilidade, o que favoreceu a hipótese de que o processo de fadiga tenha surgido pela presença de vibrações anormais na palheta.

Por outro lado, de acordo com o relatório da GE Aviation referente às análises dimensionais realizadas nas palhetas e no disco GGT, não havia nenhuma anormalidade no conjunto da GGT que pudesse causar tais vibrações. Além disso, o baixo número de horas em que as palhetas operaram na aeronave acidentada não parece compatível com o processo de fadiga de alto ciclo observado na palheta.

Em outras palavras, as evidências indicam que não houve problemas na composição da liga metálica, mas que também não havia vibrações anormais na palheta T52A175 enquanto esta integrava o conjunto rotor da GGT instalado na aeronave acidentada.

Diante deste aparente impasse, aventou-se a hipótese de que a fadiga tenha tido origem anterior, quando a palheta integrava o conjunto rotor da GGT instalado na aeronave do operador russo. Neste caso, seria preciso admitir que o processo de avaliação por FPI ao qual foram submetidas todas as palhetas daquele disco, em 5 de fevereiro de 2011, para fins de reaproveitamento, não teria sido capaz de detectar o início do processo.

A não detecção da trinca na inspeção poderia ter ocorrido no caso de a trinca ainda estar interna ao material, ou ser ainda muito pequena, de modo que o fenômeno de fechamento da trinca (*crack closure*), devido a tensões residuais de compressão, poderia ter prejudicado sua detecção. Há casos documentados deste tipo de problema, inclusive em investigações realizadas pelo CENIPA.

Entretanto, é preciso salientar que, de acordo com a GE Aviation, *“os métodos de inspeção empregados pela GE Aviation Czech são robustos e estão no estado-da-arte”*. Ainda assim, a própria GE admite que *“não é factível, para nenhuma inspeção, garantir que toda e qualquer pequena trinca seja detectada, especialmente as subsuperficiais”*.

Os elementos disponíveis nesta investigação não permitiram confirmar ou descartar esta hipótese, tampouco estabelecer a probabilidade a ela associada.

Com relação à escrituração dos serviços realizados pela GE Aviation Czech, a terminologia adotada permitiu um entendimento equivocado acerca da substituição de itens. Esta confusão só pode ser desfeita porque o item substituído permaneceu no Brasil. Do contrário, só seriam encontradas referências que permitiriam a identificação dos itens substituídos recorrendo-se à documentação que se encontra com o fabricante (na República Tcheca). Isto, associado ao fato de ser a manutenção do motor feita diretamente pelo seu fabricante, acabou por deixar o próprio operador numa condição de espectador, dificultando-lhe a supervisão.

A empresa TEAM foi contratada para prestar os serviços de manutenção de nível P2 a P4, bem como para prover o treinamento dos mecânicos da NOAR para a realização das inspeções P1.

A TEAM também ficou a cargo da formação teórica e prática dos primeiros pilotos contratados pela NOAR, entre os quais se encontrava o PIC. Como resultado do exame das FAP preenchidas durante o curso, não foram encontradas evidências de que tenha sido realizado o treinamento de falha do motor na decolagem, após V1, com todos os pilotos.

Com relação ao PIC, o único registro de treinamento da falha do motor na decolagem, após a V1, foi feito quando do treinamento de diferenças entre a aeronave da TEAM (na qual foi feita a formação da primeira turma) e a aeronave PR-NOA, da NOAR. Ainda assim, de acordo com o apurado, o treinamento não seguiu o preconizado no PrTop, tendo sido realizado em decolagem real e concluído ao final do 2º segmento, a 400ft de altura, de onde prosseguiu-se para a perna com o vento.

A formação da 2ª turma de pilotos da empresa, contratados posteriormente, ficou a cargo dos comandantes que integraram aquela primeira turma.

Os relatos obtidos de vários dos pilotos entrevistados indicaram que o treinamento prático, realizado já no âmbito da NOAR, seguiu o mesmo padrão daquele recebido pela primeira turma, não tendo sido encontrado registros do treinamento de falha do motor na decolagem, após a V1.

A inadequação da FAP, que não dispõe de um campo específico para a avaliação deste procedimento, até poderia explicar a falta de registros, caso o instrutor, não encontrando um campo específico para o relato da manobra, simplesmente deixasse de pormenorizar cada um dos procedimentos treinados.

Entretanto, as entrevistas conduzidas ao longo da investigação apontam para o fato de que esta pane não foi treinada por parte dos pilotos da empresa. Revelou, ainda, que os treinamentos que foram feitos não observaram os procedimentos descritos no PrTop, tendo sido simulada a pane durante uma decolagem real (e não a partir de uma altura de segurança), seguindo o procedimento até 400ft, o que reforçaria um condicionamento equivocado, sem a observância do 3º segmento.

Neste ponto, cabe questionar a capacidade de vigilância do órgão de fiscalização quanto à aderência do operador ao programa de treinamento aprovado, em vista da falta de registro dos treinamentos de determinados procedimentos nas FAP preenchidas ao longo dos cursos ministrados.

A empresa iniciou as operações com passageiros em junho de 2010, adotando uma malha viária muito densa, com pouca margem para imprevistos, o que acabou por provocar uma sobrecarga de trabalho para evitar ou minimizar atrasos.

Estas operações começaram um pouco antes do início da formação teórica da 2ª turma de pilotos, limitando a disponibilidade dos comandantes para a instrução, que acabou tendo sua qualidade prejudicada, com os alunos tendo que realizar o treinamento de solo sem acompanhamento de instrutor.

A formação do copiloto envolvido no acidente se deu nesse contexto. Não há nenhum registro, nas FAP por ele recebidas, da realização do treinamento de falha do motor na decolagem, após a V1.

A documentação de suporte, traduzida pelo fabricante da aeronave para a língua inglesa, também não favorecia a operação, com textos confusos, diferenças num mesmo conteúdo abordado por documentos distintos e erros de tradução, dificultando o entendimento e podendo representar um risco à operação.

Neste sentido, as divergências encontradas entre os procedimentos para a falha do motor na decolagem, apresentados pelo *checklist* e pelo AFM, podem até ter contribuído para a consumação do acidente.

A começar pelo fato de que o *checklist* somente seria lido a partir de 400ft, favorecendo a não execução do desligamento do ABC, previsto para 200ft, mas não caracterizado como um item de memória (não marcado com o asterisco) neste documento, ao contrário da descrição dos procedimentos para esta falha no AFM, onde este mesmo item aparece como sendo de memória.

Cabe considerar que o AFM é um documento de extrema importância na formação inicial e na manutenção da capacidade técnica do piloto, pois é nele que se vai encontrar o detalhamento explicativo da operação da aeronave. Em outras palavras, é com base no AFM que o piloto constrói a base de conhecimentos que vai lhe proporcionar a sustentação teórica para a posterior execução sistemática dos procedimentos listados no *checklist*.

O *checklist*, por sua vez, é simplesmente uma lista de procedimentos, uma ferramenta de uso rotineiro na operação real, trazendo as ações a serem executadas, sem qualquer explicação para elas, havendo o pressuposto de que o piloto já tenha o conhecimento adquirido com o AFM e tenha passado por um processo de treinamento. O *checklist* deveria ser, em essência, um extrato do AFM, do qual seriam expurgados os textos explicativos e as figuras de referência.

De modo simplificado, podemos dizer que o piloto busca, na fase teórica da formação inicial, conhecer e compreender a operação da aeronave a partir do estudo do AFM, para, posteriormente, na fase prática (voo), operar a aeronave, executando os procedimentos previstos com o auxílio do *checklist*. A repetição dos treinamentos práticos, nos quais se aplica o *checklist*, dará ao piloto o condicionamento necessário para reconhecer as situações normais e anormais de operação e para reagir em face destas (também com o suporte do *checklist*).

Além disso, o *checklist* funciona como um balizamento que permite minimizar a quantidade de itens de memória, diminuindo a possibilidade de erros de procedimento.

É, portanto, inconcebível que haja diferenças entre os dois documentos quanto a um mesmo procedimento, tais como a do desligamento do ABC, que se encontra prescrito como item de memória no AFM, mas não no *checklist*.

Estas diferenças deveriam ter sido identificadas nas ações de vigilância de segurança operacional, durante o processo de certificação da empresa, antes do início da operação.

Conforme foi detalhado anteriormente, o voo 4896 da NOAR partiu de Recife, tendo como destino Natal.

De acordo com as informações do SSFDR, associadas aos dados de *performance* recebidos do fabricante, foi feita uma avaliação da *performance* do voo com o apoio do IPEV, cujos resultados serão abordados nesta análise.

Às 6:49:54, ocorreu o início da aceleração dos motores para a decolagem.

Às 6:50:25, houve a saída da aeronave do solo. Nesse momento, o motor 1 (esquerdo) atingiu 83% de torque com o ângulo do manete de potência em 78°, enquanto o motor 2 (direito) atingiu 83% de torque com o ângulo do manete de potência em 88°.

Logo após a aeronave sair do solo, com razão positiva de subida o PIC solicitou o recolhimento do trem de pouso, que não foi imediatamente atendido pelo copiloto.

Às 6:50:37, com a aeronave a cerca de 20ft de altura, houve a falha do motor 1, manifestada pelo início da queda do respectivo torque, que chegou a um valor mínimo de 16% e, em seguida, ficou oscilando em torno de 25% por cerca de 20 segundos e foi reduzindo gradativamente até zero.

A falha do motor na decolagem ocorreu logo após a primeira solicitação do PIC para o recolhimento do trem de pouso, feita depois da rotação da aeronave.

Assim, é possível que a atenção do copiloto tenha sido atraída para a possibilidade de retorno à pista (em função da pane), uma vez que tal procedimento era contemplado pelo SOP e foi enunciado pelo PIC no *briefing* de decolagem. Dessa forma, uma falha do motor na decolagem, após a V1, poderia ensejar o retorno à pista, o que contraria o próprio conceito de V1 disposto na regulamentação vigente.

Isto explicaria o motivo de o trem de pouso não ter sido recolhido quando da primeira solicitação do PIC.

De fato, tão logo foi reconhecida pelos pilotos a falha do motor, foi sugerido pelo copiloto que se “abortasse” a decolagem, embora a aeronave já estivesse voando, ao que o PIC argumentou que não havia espaço para um retorno à pista.

Como foi visto, a presença do lacre de avanço do manete de potência do motor direito indica que a tripulação não fez uso da potência extra disponível naquele motor. Entretanto, ao avaliar a *performance* da aeronave logo após a falha, percebe-se que a mesma voava com razão de subida positiva e com a velocidade de 93kt, o que representa uma condição satisfatória para o voo monomotor.

Além disso, é preciso considerar que o uso daquela potência aumentaria a condição de assimetria, implicando em maior esforço para a manutenção do voo controlado.

Assim, prosseguiu-se no voo, com a aeronave ganhando altura e desviando, ligeiramente, para a esquerda.

Durante todo o voo, o compensador do leme não foi utilizado e os flapes permaneceram na posição de 18°.

Conforme informado pelo fabricante, para uma falha de motor na altitude de SBRF, com temperatura de 23° C e a aeronave no peso máximo de decolagem (6.430kg), mantendo-se a V2 de 92kt, o esperado era que a mesma desenvolvesse uma razão de subida de 203 ft/min com o ABC fechado, ou de 183,3 ft/min com o ABC aberto.

O despacho da aeronave, durante as operações, era facilitado por um *software* que, entre outras funcionalidades, calculava o peso máximo de decolagem. Contudo, ao longo da investigação, descobriu-se que o peso calculado, em determinadas condições, estava errado.

No voo do acidente, o peso máximo de decolagem fornecido pelo *software* tinha 170kg a mais do que o peso obtido a partir da documentação de *performance* emitida pelo fabricante.

Ao ser efetuado o cômputo do peso para o voo 4986, aplicando-se os critérios estabelecidos no MGO, foi obtido um valor 131kg acima do máximo previsto, o que implicaria em uma redução de cerca de 39 ft/min na razão de subida de 203 ft/min, calculada para a condição de voo monomotor. Mesmo que se deduzisse o peso do sistema

anti-ice e da comissaria, teríamos um excesso de 72,9kg, o que ainda implicaria em decréscimo na razão de subida.

No período entre a falha do motor e o embandeiramento, o fabricante estimou, pela média de valores registrados pelo FDR, a velocidade de rotação da hélice esquerda em 70% (1.456 RPM) e o torque do motor esquerdo em 17% (437 N.m).

Baseado nesses valores, o motor esquerdo estava desenvolvendo uma média de potência de 67 kw e tração de 1.060 N, o que representou, nesse período, um incremento na razão de subida de 157 ft/min.

Este torque residual produzido pelo motor em pane contribuiu para a subida.

Como estes valores são médios, é possível que, a partir de um determinado momento, o torque residual produzido tenha sido equivalente à potência de transparência (condição que se assemelha a de hélice embandeirada), entretanto, este aspecto não será considerado neste momento.

No momento da falha do motor, o trem de pouso estava na posição embaixo e assim permaneceu até as 6:51:30, o que representou uma redução na razão de subida de 98,4 ft/min.

Até 6:52:01, a aeronave foi capaz de atingir a altura de início do terceiro segmento de decolagem, com velocidade de 93kt (V2 + 1kt), caracterizando um ganho de energia (vide Tabela 2). Isto apesar das penalizações produzidas pelo arrasto gerado pelo trem de pouso (que demorou a ser recolhido), pela não atuação do embandeiramento automático e pelo excesso no peso máximo de decolagem, as quais foram contrabalançadas pela tração residual do motor esquerdo até o momento do embandeiramento e pela não abertura imediata do ABC.

Ao atingir 400ft, a tripulação iniciou uma curva à direita, visando ao retorno para a pista, sem cumprir o 3º segmento previsto no procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1, descrito no AFM (aceleração para 104kt, recolhimento de flapes, aceleração para 107kt e subida para 1.500ft).

Neste momento, as diferenças entre o AFM e o *checklist* para o procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1, associadas aos desvios da fase de treinamento, podem ter intensificado o nível de ansiedade, já elevado, influenciando na decisão dos pilotos.

Cabe lembrar que o treinamento é a ferramenta que habilita o profissional a executar seu trabalho com perícia, cujo objetivo é explorar o potencial de aprendizagem e a capacidade produtiva das pessoas; portanto, quando ele não é realizado adequadamente, compromete a eficaz execução da tarefa, principalmente numa situação de emergência, na qual o indivíduo acessa os conteúdos mais massificados em sua memória.

Como já foi comentado acima, enquanto o AFM tem seu uso mais fortemente associado ao aprendizado teórico, o *checklist* tem uma aplicação eminentemente prática, podendo funcionar como um potente condicionador da reação do piloto.

Convém lembrar, ainda, que o PIC foi um dos poucos pilotos da empresa cujos registros da adaptação à aeronave (FAP) confirmam a realização do treinamento de falha do motor na decolagem, após a V1.

Mais ainda, constatou-se que, quando do treinamento de diferenças, a sequência de procedimentos foi somente até o início do 3º segmento, sem a preocupação de prosseguir até 1.500ft. Cabe lembrar, ainda, que no treinamento realizado pelo PIC o peso de decolagem estava cerca de 1000kg abaixo do peso máximo de decolagem, favorecendo a *performance*.

Pode-se imaginar, então, que o fato de o treinamento do procedimento para a falha do motor na decolagem após a V1 ter sido realizado de modo parcial quando comparado com o programa de treinamento do operador (o qual, por sua vez, se espelhava no do fabricante da aeronave), pode ter condicionado os pilotos a entender que as ações em resposta àquela falha se encerrariam a 400ft, ao final do segundo segmento.

Isto explicaria a decisão dos pilotos de não realizar o 3º segmento do procedimento, levando-os a optar pela curva para a direita, visando ao regresso para o aeródromo a partir de 400ft, sem considerar a possibilidade de continuar subindo, até alcançar uma altura mais confortável (1.500ft) para prosseguir em condição monomotor para o pouso.

Entre 6:51:35 e 6:52:01, observa-se uma atitude longitudinal (*pitch*) praticamente constante, ganho de altitude, velocidade quase constante e aumento da inclinação de 5° até 15°. Até aqui, apesar deste incremento da inclinação, que penaliza a *performance*, ainda se observa um saldo positivo no ganho de energia. Percebe-se, também, que o raio de curva não foi suficientemente pequeno para permitir o enquadramento da final para a cabeceira 36.

A partir deste ponto, porém, a aeronave começa a perder velocidade, aumentando a oscilação de *pitch*, que chega a 14° em 6:52:19, com 84kt, indicando que o saldo no gerenciamento da energia não mais era positivo.

Apesar de não haver informação no AFM, o fabricante informou que, no peso máximo de decolagem, mantendo-se a V2 de 92kt, o *pitch* deveria ser de 8°.

Dessa forma, a atitude de 14° aumentaria o arrasto, comprometendo a *performance*. Em paralelo, houve um incremento na inclinação, chegando a 20°, quando o recomendado para essa fase do voo era de, no máximo, 5° para o lado do motor operacional. Isto também representou um aumento de arrasto, penalizando ainda mais a *performance*.

Assim, a aeronave começou a perder altura sem aumentar a velocidade, que ao contrário começou a reduzir (vide Tabela 2).

O ABC da asa direita abriu às 6:52:25, tendo permanecido aberto até o impacto, o que representaria, segundo dados do fabricante, um aumento de arrasto e uma redução na razão de subida de 19,7 ft/min.

Alguns segundos depois da abertura do ABC, percebendo que o sistema de embandeiramento automático ainda não havia se manifestado, o PIC decidiu pelo embandeiramento manual, realizado pela “*control lever 1*” às 6:52:37.

A partir do embandeiramento, uma potencial contribuição positiva do torque residual do motor esquerdo para com a razão de subida deixou de existir.

Os dados do CVR indicam que houve mudança no estado emocional do PIC frente à condição adversa apresentada pela aeronave, na qual necessitou realizar procedimento operacional diferente ao de uma situação normal de voo.

Por sua vez, o copiloto, em suas comunicações, sugere também estar com tensão elevada diante da situação de emergência.

Isto ficou claro com a demora no recolhimento do trem de pouso pelo copiloto, tanto quanto na iniciativa do PIC em embandeirar as hélices que já haviam sido, por ordem sua, embandeiradas pelo copiloto.

A evidente ansiedade identificada na cabine se refletia nas barreiras e nos filtros que influenciavam o processo de comunicação entre os pilotos, afetando sensivelmente a consciência situacional do PIC.

Além disso, é sabido que situações que fogem da rotina normal provocam elevação do nível de ansiedade, porém esta alteração do estado emocional pode ser intensificada quando não se tem conhecimento suficiente para gerenciar a circunstância, interferindo assim na análise do cenário e adoção de ações acertadas.

Às 6:52:37, com o embandeiramento do motor 1, perdeu-se aquela tração residual extra, estimada em 1.060 N e que corresponderia a um valor médio de 157 ft/min de razão de subida. Contudo, cabe lembrar que esta tração adicional não estava contabilizada na previsão de razão de 203 ft/min (aeronave em voo monomotor no peso máximo de decolagem de 6.430kg, mantendo a V2 de 92kt), cujo cálculo considera as hélices embandeiradas.

Dessa forma, considerando os dados fornecidos pelo fabricante, às 6:52:37, poderiam ser contabilizados os seguintes fatores na velocidade vertical da aeronave:

<i>Razão prevista para aeronave (6.430kg, na V2)</i>	+203 ft/min
<i>Excesso de peso de 131kg</i>	-39,4 ft/min
<i>ABC aberto</i>	<u>-19,7 ft/min</u>
<i>Razão final</i>	= +143,9 ft/min

Ao serem considerados apenas os fatores acima, a aeronave deveria ser capaz de manter uma razão de subida positiva de 143 ft/min após 6:52:37, fato que não aconteceu.

O motor 2 apresentou funcionamento normal e, às 6:53:33, foi comandado o aumento de potência, que atingiu os 100% de torque 8 segundos depois, permanecendo com essa potência até o momento do impacto.

Para identificar o motivo pelo qual a aeronave não foi capaz de manter a razão de subida positiva de 143 ft/min, deve-se observar os valores referentes à aplicação de leme.

Segundo o fabricante, a aplicação de leme para essa condição de voo com motor inoperante deveria ser de 13°.

Ao analisar os dados da Tabela 2 verifica-se que a atuação sobre os pedais se manteve praticamente constante, porém em valores inferiores ao indicado pelo fabricante para aquela condição de voo. De fato, a variação foi de 0° a 5° entre 6:52:19 e 6:54:00.

Além disso, a investigação do aspecto médico do PIC não apontou nenhuma condição que pudesse restringir a sua capacidade de pilotagem.

Os registros do FDR indicam que, já durante a curva à direita, a aeronave começou, gradativamente, a perder *performance*.

Conforme comentado em 1.18.5, o voo com potência assimétrica exige inclinação de asa e deflexão de leme para o lado do motor operacional, de modo a anular a tendência de guinada gerada pela assimetria.

A atitude a ser mantida pela aeronave durante o voo monomotor difere muito daquela usual, aplicada ao voo com potência simétrica, tornando mais difícil o trabalho do piloto na busca de uma pilotagem mais eficiente no que diz respeito à *performance* da aeronave, o que reforça a importância do treinamento.

Assim, percebe-se que, no início da primeira curva, à direita, a aeronave não derrapa, mantendo cerca de 5° de rolamento à direita. Porém, na medida em que a inclinação lateral à direita aumenta, chegando a atingir, momentaneamente, um valor máximo de 20°, passa a haver derrapagem negativa (vento relativo vindo da esquerda), o que também degrada o desempenho. Neste momento, *pitch* atinge os 14°.

Ainda durante esta curva, o sistema do ABC defletiu a superfície correspondente na asa direita, implicando num decréscimo na velocidade vertical. O impacto negativo do ABC na velocidade vertical é estimada pelo fabricante em cerca de 20 ft/min, para uma condição de voo reto e nivelado.

Cabe ressaltar, ainda, que não existe a previsão para o treinamento de falha do motor com o ABC defletido. Esta ausência no treinamento poderia prejudicar, num caso real, a identificação da atitude ideal a ser imposta à aeronave pelo piloto.

Às 6:52:49, o PIC iniciou uma curva à esquerda, possivelmente por vislumbrar que não conseguiria mais enquadrar a final para a pista com a curva para a direita. Outra razão poderia ter sido as edificações existentes na direção na qual a aeronave se deslocava, uma vez que havia perdido altura na curva.

Uma curva para o lado do motor inoperante, por si só, já não é recomendável, sob o ponto de vista da eficiência no voo assimétrico, uma vez que é o lado para o qual o motor operante gera momento de guinada naturalmente.

Por essa razão, existe uma cultura entre os pilotos que enfatiza a necessidade de se fazer, somente, curvas para o lado do motor “bom” (operacional). Como consequência, nos treinamentos de voo monomotor, muitas vezes, não é treinada a curva para o lado do motor “ruim” (inoperante).

Com 8° de derrapagem e 5° de leme, a perda de razão de subida é calculada em 80,7 ft/min, enquanto com 13° de derrapagem e 0° de leme, a perda seria da ordem de 254 ft/min

Os valores de derrapagem e de leme para o perfil de voo da aeronave, durante a curva à esquerda, variam em torno desses parâmetros, onde foram pontuadas as defasagens entre o rumo indicado pela trajetória da aeronave e a proa magnética, a fim de se obter o ângulo de derrapagem.

Ao se considerar a média desses valores, obtém-se um decréscimo na razão de subida da ordem 167,35 ft/min. Dessa forma, a velocidade vertical, sem contabilizar as perdas por excesso de inclinação, seria de 143 ft/min menos 167,35 ft/min, resultando em razão negativa de 24,35 ft/min.

Como agravante, por conta das forças presentes nesta condição, a curva para o lado do motor inoperante requer menos esforço por parte do piloto, na medida em que a própria assimetria gera a tendência de curva. Com isso, nesse momento, houve alívio da

deflexão de pedal. Entretanto, permitiu-se que a aeronave desenvolvesse derrapagem excessiva, oscilando em torno de 10° a 15° (vento relativo da direita).

Houve perda significativa de energia, em função da derrapagem, verificando-se que, além de perder altura, a aeronave reduziu sua velocidade, mesmo com a redução da atitude longitudinal que chegou a 1° cabrado (*pitch up*) às 6:53:37.

Apesar de terem sido registrados os ângulos de inclinação lateral, o impacto destes não foi contabilizado. Pode-se verificar que a inclinação para o lado do motor inoperante chegou a 20°, fato que favoreceu a redução da velocidade vertical até valores inferiores aos 24,35 ft/min negativos, apresentados anteriormente.

A grande dificuldade reside em identificar o grau ideal de atuação nos comandos para garantir a atitude menos prejudicial da aeronave. Aqui, uma vez mais, o treinamento se mostra importante.

No caso do acidente, ao fazer a curva para a esquerda, permitiu-se que a aeronave voasse numa condição de derrapagem para a direita, quando o ideal seria que houvesse uma derrapagem para a esquerda, de modo a equilibrar as forças assimétricas na medida exata da razão de curva desejada, minimizando o efeito adverso decorrente da curva para este lado.

Observa-se claramente, nos registros dos gravadores de voo, a perda de energia ao longo de toda a curva, que foi feita em pouco mais de um minuto ao som dos alertas de "*Don't sink! Don't sink!*".

A partir de 6:53:50, a 150ft RA, a aeronave não mais consegue manter a velocidade acima da V_{MCA} (84kt), passando a *performance* a ser penalizada também pelo incremento gradual da atitude longitudinal que chegou a 18°.

A aeronave voou com velocidades abaixo da V_{MCA} , utilizando inclinação superior a 5° para o lado do motor operacional (Tabela 2).

Ao final da curva, que durou pouco mais de um minuto, a aeronave atingiu a altura de cerca de 120ft (perda aproximada de 200ft) e a velocidade 80kt (perda aproximada de 10kt). Isto mostra a condição crítica do voo neste momento.

Deste ponto em diante, a discordância na cabine se acentuou. As características pessoais da tripulação, reportadas pelos colegas, pareciam dificultar o relacionamento entre eles.

A tripulação que compôs o voo não era a previamente escalada, devido à necessidade de alterações na escala. O copiloto disponibilizou-se a realizar o voo com o PIC, a despeito de potenciais restrições que ambos tinham, um em relação ao outro, e que, aparentemente, já estavam sendo superadas.

Os anos de experiência do PIC na aviação podem ter contribuído para que ele adquirisse um excesso de confiança em si, o que pode ter conduzido à diminuição da capacidade de análise crítica da situação em que se encontrava e, em consequência, à persistência em realizar o pouso na pista.

Por outro lado, o copiloto evidenciou estar consciente da situação emergencial do voo, ou seja, tinha a percepção da perda de altitude e de velocidade da aeronave, bem como da impossibilidade de retornar à pista, tendo insistentemente tentado convencer o PIC a efetuar um pouso de emergência na praia.

Entretanto, a sua dificuldade em tomar decisões pode ter interferido na assertividade, ao expor a sugestão quanto ao que pensava ser o melhor a fazer em voo.

De fato, naquelas condições, ainda que se encontrasse a atitude de melhor *performance* e se fizesse a correção na derrapagem, seria difícil vislumbrar a recuperação, em tempo, da altura e da velocidade necessárias para que se alcançasse o aeródromo.

Para as condições de peso de aproximadamente 6.561kg, com flapes 18° e cerca de 15° de inclinação, a velocidade de estol é de aproximadamente 76 KIAS (Figura 45). Se considerarmos o peso de 6.502,9kg, deduzindo o *anti-ice* e a comissaria, a velocidade de estol ficaria ao redor de 75 KIAS.

Por outro lado, o pouso na praia também oferecia riscos, na medida em que a faixa de areia disponível era estreita e possuía pedras. O pouso na água talvez fosse uma melhor alternativa naquele momento.

De qualquer modo, ficou evidente que a integração da tripulação ficou comprometida.

A presença de ideias antagônicas quanto às ações a serem executadas e a postura incisiva do comandante podem ter interferido na possível troca de conhecimentos e de experiências, necessária para a escolha da melhor alternativa para realização do pouso com segurança.

O gerenciamento da cabine também ficou afetado. O CRM não foi colocado em prática, pois não houve a busca de melhor coordenação dos tripulantes para a operação da aeronave, visando à realização de procedimentos mais seguros.

Tal circunstância em voo pode ter sido um resquício de situações anteriormente vivenciadas, as quais provocaram um clima de divergências.

Apesar de o alarme de estol haver soado de forma continua durante 19 segundos, não há evidências de que a aeronave tenha alterado sua trajetória ou perfil de voo nos segundos finais, exceto quando já sob a ação do estol, o que se deu a partir de 6:54:35, com indicação de rotação de asas aumentando a inclinação para esquerda de forma rápida, até colidir contra o solo.

Os dados do FDR indicaram que a velocidade caiu abaixo de 75 KIAS. Entretanto, como o escoamento na asa direita estava sendo energizado pelo sopro da hélice, houve um estol assimétrico.

Inicialmente, apenas a asa esquerda estolou, de modo que um incontável momento de rolamento à esquerda originou-se devido à sustentação da asa direita, levando à perda de controle e posterior colisão contra o solo.

3 CONCLUSÃO

3.1 Fatos

- a) os pilotos estavam com os CCF válidos;
- b) os pilotos estavam com os CHT válidos;
- c) os pilotos eram qualificados para realizar o voo;
- d) a aeronave estava com o CA válido;

- e) a aeronave estava fora dos limites de peso na decolagem;
- f) o *software* usado pelo operador para o despacho da aeronave calculava o peso máximo de decolagem com erro;
- g) o próprio fabricante dos motores era o prestador dos serviços de manutenção destes;
- h) a terminologia empregada na escrituração dos serviços de manutenção do motor esquerdo, realizados em 10JUL2011, gerou confusão, potencialmente dificultando a rastreabilidade;
- i) durante a decolagem, com a aeronave a cerca de 20ft de altura, houve a falha do motor 1, manifestada pelo início da queda do respectivo torque;
- j) três dos quatro motores instalados originalmente nas aeronaves do operador apresentaram desgaste de partes internas além dos limites estabelecidos no boletim de serviço M601E/40R-1, implicando na sua substituição muito antes de atingirem o TBO;
- k) o disco da GGT do motor esquerdo, instalado três dias antes, continha palhetas usadas que haviam passado por inspeção e que haviam sido consideradas aproveitáveis pela GE Aviation Czech;
- l) a palheta S/N T52A175, que ocupava a posição de nº 27 no disco da GGT do motor esquerdo, rompeu por fadiga de alto ciclo;
- m) a inspeção por líquido fluorescente penetrante não garante a detecção de trincas subsuperficiais pequenas;
- n) houve pilotos do operador que não fizeram o treinamento de falha do motor na decolagem, após a V1;
- o) os treinamentos de falha do motor na decolagem, após a V1, realizados na formação dos pilotos do operador, não seguiram o perfil previsto pelo fabricante no AFM;
- p) havia divergências entre o AFM e o *checklist* do fabricante no tocante ao procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1;
- q) no voo do acidente, a tripulação não realizou as ações previstas para o 3º segmento do procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1;
- r) a aplicação do pedal direito durante o voo monomotor, após o 2º segmento do procedimento para a falha do motor na decolagem após V1, ficou aquém do necessário para a melhor *performance* da aeronave;
- s) não existe previsão para o treinamento de voo monomotor com o ABC aberto;
- t) no voo monomotor, durante a curva para a esquerda, a aeronave perdeu cerca de 200ft e 10kt;
- u) a aeronave ficou totalmente destruída pelo impacto e posterior ação do fogo; e
- v) os dois tripulantes e os quatorze passageiros faleceram no local do acidente.

3.2 Fatores contribuintes

3.2.1. Fator Humano

3.2.1.1 Aspecto Médico

a) Ansiedade - indeterminado

A percepção do perigo, especialmente por parte do copiloto, afetou a comunicação e pode ter inibido uma postura mais assertiva, que poderia ter levado a um pouso de emergência na praia, minimizando as consequências do acidente.

3.2.1.2 Aspecto Psicológico

3.2.1.2.1 Informações Individuais

a) Atitude - indeterminado

As ações operacionais em voo frente à emergência podem ter resultado do elevado nível de confiança do PIC adquirido pelos anos de experiência na aviação e pela resistência em aceitar opiniões distintas das suas.

b) Estado emocional - indeterminado

Pelos dados do CVR, percebe-se um nível acentuado de ansiedade e de tensão diante da situação anormal. Estes componentes podem ter influenciado no julgamento das condições que afetavam a operação da aeronave.

c) Processo decisório - contribuiu

A insistência em prosseguir para o pouso na pista 36, após a emergência, mesmo depois de o copiloto perceber que já não havia mais condições de chegar ao aeródromo, reflete um julgamento inadequado das informações operacionais apresentadas.

d) Indícios de estresse - indeterminado

A inesperada situação de emergência na decolagem e a falta de preparo para lidar com ela podem ter desencadeado o nível de estresse na tripulação, afetando a resposta operacional.

3.2.1.2.2 Informações Psicossociais

a) Relações interpessoais – indeterminado

O histórico de divergências reconhecido entre os pilotos possivelmente dificultou a troca de informações, criando uma barreira para lidar com a situação adversa.

b) Dinâmica da equipe – contribuiu

A presença de ideias divergentes quanto às ações a serem executadas e o modo como foram tratadas demonstram problemas de integração e de gerenciamento de cabine, que prejudicaram a escolha da melhor alternativa para realização do pouso com segurança quando já não havia condições para alcançar o aeródromo.

c) Cultura do grupo de trabalho – indeterminado

A empresa estava dividida informalmente em dois grupos, cuja interação ficava prejudicada. É possível que esta dificuldade de interação tenha se refletido no gerenciamento de cabine durante a emergência, uma vez que, neste voo, havia um tripulante de cada grupo.

3.2.1.2.3 Informações organizacionais

a) Formação, Capacitação e Treinamento – contribuiu

As falhas ocorridas no processo de treinamento da empresa afetaram o desempenho da tripulação, uma vez que não se tinha conteúdo massificado para adoção de ações seguras frente à emergência.

b) Cultura organizacional – contribuiu

As ações adotadas pela empresa apontam informalidades que resultaram em treinamentos operacionais incompletos e em atos que colocavam em risco a segurança.

3.2.1.3 Aspecto Operacional

3.2.1.3.1 Concernentes à operação da aeronave

a) Aplicação dos comandos – contribuiu

De acordo com os dados do gravador de voo, o pedal não foi aplicado de forma a permitir uma deflexão de leme suficiente para manter a coordenação da aeronave a partir de um determinado momento do voo com potência assimétrica.

Os valores de derrapagem atingidos, em virtude da aplicação inadequada de pedal, penalizaram a *performance* da aeronave, impossibilitando a manutenção de um gradiente de subida e até mesmo do voo nivelado.

Na fase final do voo, mesmo com o decréscimo da velocidade para valores abaixo da V_{MCA} , em meio ao toque contínuo do alarme de estol e aos pedidos do copiloto para não “segurar o nariz para não estolar”, o PIC continuou atuando no comando de arfagem até atingir uma atitude longitudinal de 18° (*pitch*), no momento em que houve o estol da aeronave.

b) Coordenação de cabine – contribuiu

A demora no recolhimento do trem de pouso, após a primeira solicitação do PIC, o comando do PIC para embandeiramento das pás de hélice, quando as mesmas já haviam sido embandeiradas, e o pedido do copiloto para o PIC fazer a curva de retorno, quando a aeronave já estava em curva, serviram como indicativos de que o fluxo de tarefas na cabine estava descoordenado.

Não foram executados os procedimentos de emergência previstos no *checklist* e não houve consenso, nos momentos finais do voo, quanto à definição exata da opção menos crítica, entre o retorno à pista ou o pouso na praia.

c) Esquecimento – indeterminado

É possível que, diante da emergência e influenciado pela ansiedade, os pilotos tenham esquecido de realizar o 3º segmento do procedimento previsto para a falha do motor na decolagem, após a V_1 , tentando retornar para o aeródromo logo após a conclusão do 2º segmento, ainda a 400ft.

d) Instrução – contribuiu

A falta de treinamento de falha do motor na decolagem após a V_1 , nos moldes como está preconizado no Programa de Treinamento, favoreceu o desempenho inadequado perante a emergência enfrentada.

Os pilotos não seguiram o perfil de voo recomendado para a condição de emergência, nem executaram os itens da lista de verificações previstos após os 400ft.

e) Julgamento de pilotagem – contribuiu

Os pilotos julgaram que a prioridade seria o retorno para pouso na pista oposta à de decolagem, com início de curva a 400ft, fato que aumentou o nível de dificuldade na pilotagem.

Até os 400ft, a aeronave mantinha um perfil de voo retilíneo e desenvolvia um gradiente de subida positivo. Esta condição de voo favorecia a conclusão dos itens da lista de verificações de emergência, em conformidade com o preconizado no Programa de Treinamento, com pouca variação na aplicação dos comandos de voo.

Ao iniciar a curva, seria necessário encontrar uma nova amplitude de deflexão de pedal para a nova condição de inclinação, paralelamente à execução dos procedimentos da lista de verificações; ou seja, a curva significou aumento de carga de trabalho. Ressalta-se que o motor remanescente desenvolvia potência adequada para a manutenção do voo.

f) Supervisão gerencial – contribuiu

A supervisão gerencial não identificou que a instrução ministrada deixou de abordar conteúdos previstos no Programa de Treinamento, relacionados à falha do motor na decolagem, acima da V1, tanto no segmento de currículo de solo, quanto no de voo.

Não se identificou que o *software* adotado pela empresa para o despacho da aeronave realizava o cálculo do peso máximo de decolagem considerando o peso máximo de decolagem de Recife como o peso máximo estrutural (6.600kg).

No dia do acidente havia limitação de peso em função da temperatura. Devido à falha do *software*, a aeronave decolou com peso superior ao máximo permitido para a decolagem, o que representou uma redução na razão de subida.

3.2.2. Fator Material

3.2.2.1 Concernentes à aeronave

a) Fabricação – indeterminado

Considerando-se a hipótese de o processo de fadiga da palheta T52A175 ter se iniciado quando esta ainda estava instalada no motor do operador russo, o método utilizado pelo fabricante do motor para a avaliação e o posterior aproveitamento de palhetas usadas não teria sido capaz de garantir a qualidade daquela palheta, que acabou ocupando a posição nº 27 no disco da GGT do motor esquerdo que equipava a aeronave acidentada.

b) Projeto – indeterminado

A documentação da aeronave traduzida pelo fabricante da aeronave para a língua inglesa, não favorecia a operação, possuindo textos confusos, diferenças num mesmo conteúdo abordado por documentos distintos e erros de tradução, dificultando o entendimento e podendo ter contribuído para a não execução do procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1, adequadamente.

Especialmente no tocante ao item “desligamento do ABC”, a ser realizado aos 200ft de altura, a divergência entre os tratamentos dados pelo *checklist* e pelo AFM pode ter contribuído para a não execução por parte dos pilotos, agravando a *performance* da aeronave.

4 RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA DE VOO (RSV)

É o estabelecimento de uma ação que a Autoridade Aeronáutica ou Elo-SIPAER emite para o seu âmbito de atuação, visando eliminar ou mitigar o risco de uma condição latente ou a consequência de uma falha ativa.

Sob a ótica do SIPAER, é essencial para a Segurança de Voo, referindo-se a um perigo específico e devendo ser cumprida num determinado prazo.

Recomendações de Segurança de Voo emitidas pelo CENIPA:

À LET Aircraft Industries, recomenda-se:

RSV (A) 305 / 2011 – CENIPA

Emitida em 29/09/2011

1) Eliminar as diferenças entre a Lista de Verificações de Emergências (*Checklist of Emergency L410 UVP-E20 Brazilian Airplane Flight Manual*) e o Manual de Voo (*L 410 UVP-E20 Flight Manual, Section 3, Emergency Procedures*), alusivas aos itens marcados com asterisco na emergência Falha do Motor Durante a Decolagem – Depois da V1”, informando as atualizações aos operadores.

RSV (A) 306 / 2011 – CENIPA

Emitida em 29/09/2011

2) Estabelecer na Seção 3, Procedimentos de Emergência, do Manual de Voo (*L 410 UVP-E20 Flight Manual*), página 15, item 6, se os 1500ft são AGL ou acima da altitude do campo, informando as atualizações aos operadores.

RSV (A) 307 / 2011 – CENIPA

Emitida em 29/09/2011

3) Incluir na Lista de Verificações de Emergências (*Checklist of Emergency L410 UVP-E20 Brazilian Airplane Flight Manual*), página E-4, no item 08 (*Airspeed 107 KIAS*), a informação para se manter os 107 KIAS até 1500ft, conforme descrevem a Seção 3, Procedimentos de Emergência, página 15, item 06, e a Seção 5, Desempenho, item 5.6, páginas 33, 34 e 35, do Manual de Voo (*L 410 UVP-E20 Flight Manual*), informando as atualizações aos operadores.

RSV (A) 308 / 2011 – CENIPA

Emitida em 29/09/2011

4) Definir no Programa de Treinamento (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), *Chart 6*, página 29, a altura mínima para iniciar curvas, nas situações em que não haja a interferência de obstáculos, levando em consideração o segmento 3b do perfil de decolagem com um motor inoperante (*L 410 UVP-E20 Flight Manual, Section 5, Performance, item 5.6*), informando as atualizações aos operadores.

RSV (A) 309 / 2011 – CENIPA

Emitida em 29/09/2011

5) Reavaliar, na Lista de Verificações de Emergências (*Checklist of Emergency L410 UVP-E20 Brazilian Airplane Flight Manual*), página E-4, na emergência “Falha do Motor Durante a Decolagem – Depois da V1”, o fato de o item 5 (AUTO BANK CONTROL switch OFF) requerer a execução a 200ft acima da pista e não ser marcado com asterisco.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 001

Emitida em 18/07/2013

Estudar a viabilidade de estabelecer um treinamento em voo monomotor com a superfície do *Auto Bank Control* defletida, de modo a permitir ao piloto conhecer a reação da aeronave diante do funcionamento deste dispositivo.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 002**Emitida em 18/07/2013**

Estudar a viabilidade de fornecer aos operadores o ajuste de potência que corresponde ao arrasto equivalente ao encontrado na condição de hélices embandeiradas, para que seja empregado no treinamento de voo monomotor. Enfatizar que o recuo do manete de potência para a posição *idle* resultará em significativo aumento do arrasto gerado pela hélice.

À GE Aviation Czech, recomenda-se:**A – 019/CENIPA/2013 - RSV 003****Emitida em 18/07/2013**

Reavaliar o método de exame de palhetas com vistas ao seu reaproveitamento, de maneira a assegurar, integralmente, a ausência de processos de fadiga em todas as palhetas selecionadas para reaproveitamento.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 004**Emitida em 18/07/2013**

Estabelecer mecanismos que assegurem que o registro de serviços de manutenção realizados em sítio tragam a completa identificação das peças e componentes empregados, de modo a facilitar a sua rastreabilidade.

À NHT Linhas Aéreas, recomenda-se:**RSV (A) 310 / 2011 – CENIPA****Emitida em 29/09/2011**

1) Realizar o treinamento de emergências durante o treinamento inicial, parte prática de solo, conforme o Programa de Treinamento do fabricante (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), item B, página 10.

RSV (A) 311 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

2) Realizar o treinamento inicial e recorrente de “Falha do Motor Durante a Decolagem – Depois da V1”, de acordo com o *L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*, item 5, páginas 13 e 14.

À NOAR Linhas Aéreas, recomenda-se:**RSV (A) 312 / 2011 – CENIPA****Emitida em 29/09/2011**

1) Realizar o treinamento de emergências durante o treinamento inicial, parte prática de solo, conforme o Programa de Treinamento do fabricante (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), item B, página 10.

RSV (A) 313 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

2) Realizar o treinamento inicial e recorrente de “Falha do Motor Durante a Decolagem – Depois da V1”, de acordo com o *L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*, item 5, páginas 13 e 14.

À SOL Linhas Aéreas, recomenda-se:**RSV (A) 314 / 2011 – CENIPA****Emitida em 29/09/2011**

1) Realizar o treinamento de emergências durante o treinamento inicial, parte prática de solo, conforme o Programa de Treinamento do fabricante (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), item B, página 10.

RSV (A) 315 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

2) Realizar o treinamento inicial e recorrente de “Falha do Motor Durante a Decolagem – Depois da V1”, de acordo com o *L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*, item 5, páginas 13 e 14.

À TEAM Linhas Aéreas, recomenda-se:

RSV (A) 316 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

1) Realizar o treinamento de emergências durante o treinamento inicial, parte prática de solo, conforme o Programa de Treinamento do fabricante (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), item B, página 10.

RSV (A) 317 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

2) Realizar o treinamento inicial e recorrente de “Falha do Motor Durante a Decolagem – Depois da V1”, de acordo com o *L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*, item 5, páginas 13 e 14.

À ANAC, recomenda-se:

RSV (A) 318 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

1) Acompanhar a execução dos programas de treinamento dos operadores de L 410, de maneira a assegurar que a parte prática de solo do treinamento inicial de emergências, atenda, no mínimo, o estabelecido no Programa de Treinamento do fabricante (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), item B, página 10.

RSV (A) 319 / 2011 – CENIPA**Emitida em 29/09/2011**

2) Acompanhar a execução dos programas de treinamento dos operadores de L 410, de maneira a assegurar que o treinamento inicial e recorrente da emergência *Engine Failure During Take-off – Above V1*, atenda, no mínimo, o estabelecido no Programa de Treinamento do fabricante (*L 410 Aircraft Pilot Type Training Program*), item 5, páginas 13 e 14.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 005**Emitida em 18/07/2013**

Estudar a viabilidade de alterar os formulários das Fichas de Avaliação de Piloto (FAP), inserindo campos específicos para o registro das manobras e procedimentos de emergência, de modo a permitir um maior detalhamento de tais registros e um melhor acompanhamento e supervisão das manobras treinadas.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 006**Emitida em 18/07/2013**

Estabelecer mecanismos de vigilância, por parte da Agência, que assegurem a aderência dos operadores aos programas de treinamento aprovados.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 007**Emitida em 18/07/2013**

Estabelecer mecanismos que assegurem que qualquer *software* adotado por operador aéreo que atue segundo o RBAC 135 ou o RBAC 121 para o despacho da aeronave, realize os cálculos de *performance*, inclusive os de peso máximo de decolagem, em conformidade com os parâmetros estabelecidos pelo fabricante da aeronave.

A – 019/CENIPA/2013 - RSV 008**Emitida em 18/07/2013**

Aperfeiçoar os mecanismos de verificação de conformidades aplicados durante o processo de certificação de empresa aérea, bem como os de vigilância após a certificação, de modo

a identificar falhas conceituais como a previsão de regressar para a pista na falha do motor na decolagem, após a V1, encontrada no SOP da NOAR.

5 AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

Foram emitidas, em 29/09/2011, as RSV de número 305 a 319.

6 DIVULGAÇÃO

- ANAC;
- EASA (via Autoridade de Investigação da República Tcheca);
- LET Aircraft Industries (via Autoridade de Investigação da República Tcheca);
- Brava Linhas Aéreas;
- NOAR Linhas Aéreas;
- OACI (Organização de Aviação Civil Internacional);
- SOL Linhas Aéreas; e
- TEAM Linhas Aéreas.

7 ANEXOS

7.1 Comentários fornecidos pela República Tcheca

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pela República Checa - oriundos do fabricante da aeronave, a Aircraft Industries, e do fabricante dos motores, a GE Aviation Czech - que não foram incorporados ao texto do Relatório Final, juntamente com uma explicação sobre a não aceitação.

7.1.1 Comentários da Aircraft Industries

a) COMENTÁRIO 1

Argumentação da Aircraft Industries:

A “Seção 2 – Análise” do Relatório traz o seguinte texto:

“A documentação de suporte, traduzida pelo fabricante da aeronave para a língua inglesa, também não favorecia a operação, com textos confusos, diferenças num mesmo conteúdo abordado por documentos distintos e erros de tradução, dificultando o entendimento e podendo representar um risco à operação.”

O AFM é um documento que foi aprovado pela autoridade de aviação civil pertinente durante o processo de certificação. A Aircraft Industries não recebeu nenhum comentário ou sugestão das autoridades de aviação civil que certificaram o L410 UVP-E20, inclusive da ANAC. Inclui-se nesses casos o modelo L-420 que possui um AFM similar ao do L410 UVP-E20 e que foi aprovado pela FAA.

Comentário do CENIPA:

A argumentação não foi aceita, uma vez que os erros existentes nas publicações estão sendo claramente apontados ao longo do Relatório Final e exigem correção imediata, independentemente do fato de não ter, a autoridade de certificação, percebido ou

questionado o fabricante quanto a estes erros. Foram encontrados problemas como os mencionados a seguir:

- o AFM apresenta confusão quanto à definição de itens de memória no procedimento de emergência de falha do motor na decolagem;
- o *checklist* de emergência, no procedimento de falha do motor na decolagem, apresenta item que não é de memória a 200 ft (ABC – que tem importância nesse evento);
- o Programa de Treinamento do fabricante é bastante confuso quanto às definições de número de exercícios e tempo alocado para o desenvolvimento.

b) COMENTÁRIO 2

Argumentação da Aircraft Industries:

A “Seção 2 – Análise” do Relatório traz o seguinte texto:

“Ainda durante esta curva, o sistema do ABC defletiu a superfície correspondente na asa direita, implicando num decréscimo na velocidade vertical. O impacto negativo do ABC na velocidade vertical é estimada pelo fabricante em cerca de 20 ft/min, para uma condição de voo reto e nivelado.

Cabe ressaltar, ainda, que não existe a previsão para o treinamento de falha do motor com o ABC defletido. Esta ausência no treinamento poderia prejudicar, num caso real, a identificação da atitude ideal a ser imposta à aeronave pelo piloto.”

O impacto da superfície do ABC aberta pode ser contabilizado de forma constante e não é influenciado pelo perfil de voo da aeronave ou outro efeito. Ao levar em consideração a pouca influência da superfície do ABC aberta na *performance* da aeronave, parece ser redundante acrescentar no Programa de Treinamento um exercício de voo com um motor inoperante e a superfície do ABC aberta.

Além disso, o Relatório Final dedicou bastante atenção para a questão do ABC aberto que era um problema de ordem secundária. Por outro lado, o papel da tripulação na aplicação do pedal para correção de leme é um fator preponderante para o voo com um motor inoperante.

Em relação à abertura tardia da superfície do ABC, com base no FDR, a Aircraft Industries tem a opinião que isso ocorreu como resultado de uma ação da tripulação.

Comentário do CENIPA:

O comentário não foi aceito pelo fato de o ABC reduzir a razão de subida, apesar de isso ocorrer na razão aproximada de 20 ft/min, segundo os dados do fabricante. A questão da não aplicação do pedal com a finalidade de o leme coordenar o voo com potência assimétrica foi apresentada, inclusive com cálculos que apontam quantitativamente essa influência. Em relação à abertura tardia da superfície do ABC, o CVR não evidenciou nenhuma ação da tripulação no sentido de provocar esse efeito na aeronave.

Como recomendação, o CENIPA propôs ao fabricante “estudar a viabilidade de estabelecer um treinamento em voo monomotor com a superfície do *Auto Bank Control* defletida, de modo a permitir ao piloto conhecer a reação da aeronave diante do funcionamento deste dispositivo.”

A argumentação aqui apresentada e os outros pontos considerados como relevantes pelo fabricante, devem ser apresentados juntamente com o resultado do estudo de viabilidade recomendado pelo CENIPA.

7.1.2 Comentários da GE Aviation Czech

a) COMENTÁRIO 1

Argumentação da GE Aviation Czech:

O Relatório Final, no primeiro parágrafo da “Sinopse”, classificou este acidente como uma falha de motor em voo. A GE Aviation recomenda que a classificação do acidente seja alterada para do Mau Funcionamento do Sistema de Propulsão e Resposta Inadequada da Tripulação.

Raciocínio: Este acidente envolveu uma falha de motor, mas, na sequência, houve uma resposta inadequada da tripulação. O relatório não deve classificar o acidente meramente como uma falha de motor. O acidente também atende aos critérios de um evento de CAAM nível 4, de consequências graves, com mortes e perda de aeronaves. CAAM significa "Metodologias de Avaliação de Aeronavegabilidade Continuada", e é definido no FAA AC 39-8 e usado pela GE Aviation na avaliação das provas de campo. A avaria do sistema de propulsão foi a separação da palheta do disco de turbina geradora de gás na decolagem, o que resultou em perda de potência do motor #1.

A aeronave LET410 é certificada para operação monomotor após a V1. As tripulações de voo devem ser treinadas para a operação monomotor após V1 como um procedimento de emergência. A causa do acidente da NOAR foi resultado de ações inapropriadas da tripulação de voo após a perda do motor #1.

Recomendação: Alterar a classificação do acidente para “Mau Funcionamento do Sistema de Propulsão” e “Resposta Inadequada da Tripulação”.

Comentário do CENIPA:

A classificação de uma ocorrência é feita de acordo com a taxonomia e os procedimentos do Estado da Ocorrência (encarregado da investigação), ressaltando que não há um padrão ou prática recomendável emitida pela Organização de Aviação Civil Internacional (OACI) sobre este assunto. Além disso, não existe nenhuma classificação de taxonomia internacionalmente aprovada e vigente.

No Brasil, classifica-se a ocorrência de acordo com o primeiro evento da cadeia.

Por fim, o raciocínio apresentado para alterar a classificação não é válido, desde que ele se reporta às regras da Administração Federal de Aviação (FAA) e esta é uma investigação da OACI (FAA não é uma autoridade de investigação perante à OACI).

b) COMENTÁRIO 2

Argumentação da GE Aviation Czech:

Tabela de informações da ocorrência (pág. 8) – “Tipo”. Por favor, fazer referência ao item anterior, a fim de alterar a classificação do acidente para “Mau Funcionamento do Sistema de Propulsão” e “Resposta Inadequada da Tripulação”.

Comentário do CENIPA:

A classificação de uma ocorrência é feita de acordo com a taxonomia e os procedimentos do Estado da Ocorrência (encarregado da investigação), ressaltando que não há um padrão ou prática recomendável emitida pela Organização de Aviação Civil

Internacional (OACI) sobre este assunto. Além disso, não existe nenhuma classificação de taxonomia internacionalmente aprovada e vigente.

No Brasil, classifica-se a ocorrência de acordo com o primeiro evento da cadeia.

Por fim, o raciocínio apresentado para alterar a classificação não é válido, desde que ele se reporta às regras da Administração Federal de Aviação (FAA) e esta é uma investigação da OACI (FAA não é uma autoridade de investigação perante a OACI).

c) COMENTÁRIO 3

Argumentação da GE Aviation Czech:

A "Seção 2 – Análise" do Relatório traz o seguinte texto:

"Os exames feitos no disco e suas palhetas eliminaram a possibilidade de que a falha tenha surgido de um problema na composição metálica, favorecendo a possibilidade de que a fadiga tenha sido causa por vibração. Neste caso, as poucas horas voadas pelo disco no motor do PR-NOB apontam para a hipótese de que esta vibração (assim como a fadiga) teve início enquanto o disco esteve instalado em outro motor, no qual operou anteriormente."

Raciocínio: O relatório assinala apenas uma "possibilidade", considerando que a fadiga na palheta "poderia ter sido" causada por vibração, e esta vibração "poderia ter começado" quando a palheta estava sendo operada no motor anterior, antes da instalação no motor que apresentou a falha. Não há evidências, entre as palhetas do mesmo lote inspecionadas, de que as mesmas tenham sido submetidas a níveis de vibração, resultando em fadiga do metal, antes de serem avaliadas pela GE Aviation no disco de turbina tcheco.

Os métodos de inspeção empregados pela GE Aviation Czech são robustos, estão no estado-da-arte, foram corretamente aplicados e resultaram em não encontrar qualquer anomalia. Além disso, o relatório não sugere a existência de outras técnicas de inspeção mais confiáveis. 51 de 55 palhetas estavam instaladas no GGT do motor de outra aeronave, ESN 873-026. Estas 51 palhetas foram submetidas à FPI, em 5 de fevereiro de 2011, e todas foram aprovadas. Elas foram instaladas no disco rotor GGT do motor que falhou. Após o evento, 50 das 51 palhetas foram submetidas a outro FPI, no período de outubro a novembro de 2011, sendo que todas foram aprovadas. Não houve indicações de discrepâncias no FPI após a operação no ESN 873-026, nem no FPI feito após o acidente.

Recomendação: Substituir o parágrafo com: 51 de 55 palhetas estavam instaladas no GGT do motor de outra aeronave, ESN 873-026. Estas 51 palhetas foram submetidas à FPI, em 5 de fevereiro de 2011, e todas foram aprovadas. Elas foram instaladas no disco rotor GGT do motor que falhou. Após o evento, 50 das 51 palhetas foram submetidas a outro FPI, no período de outubro a novembro de 2011, sendo que todas foram aprovadas. Não houve indicações de discrepâncias no FPI após a operação no ESN 873-026, nem no FPI feito após o acidente.

Comentário do CENIPA:

Com base no total de horas voadas pelo *disco rotor GGT* na aeronave PR-NOB e no teste de vibração feito pela GE Aviation, quatro dias antes do acidente, a análise do Relatório Final apresentou como uma "hipótese" o início de fadiga do metal da palheta por vibração, antes da instalação desse disco de turbina no motor que falhou. Além disso, a inspeção por FPI (líquido fluorescente penetrante) não garante a detecção de trincas subsuperficiais pequenas.

d) COMENTÁRIO 4Argumentação da GE Aviation Czech:

A “Seção 2 – Análise” do Relatório traz o seguinte texto:

“Seguindo este raciocínio, fica evidenciado que a avaliação das palhetas usadas, feita pela GE Aviation Czech para fins de reaproveitamento, não foi capaz de garantir que as mesmas atendiam aos requisitos de qualidade que permitissem a sua instalação em outro disco.”

Raciocínio: O relatório afirma que há "evidências" de que o processo de inspeção da GE Aviation Czech "não foi capaz de garantir" que as palhetas atendessem aos requisitos de qualidade que permitissem a instalação em outro disco. Presumivelmente, o relatório diz que, pelo fato de a palheta ter falhado, então a inspeção da GE era necessariamente falha. Isto é altamente especulativo e usa a lógica conclusória que é falha. Não há provas de que qualquer uma das palhetas do lote de inspeção tenha sido submetida a níveis de vibração, resultando em HCF, antes de elas serem inspecionadas pela GE Aviation Czech. Ao contrário, métodos de inspeção *robustos e do estado-da-arte* foram corretamente aplicados e resultaram em não identificação de qualquer anomalia.

Recomendação: deletar esse parágrafo.

Comentário do CENIPA:

O parágrafo foi mantido, com base nas informações apresentadas pela GE Aviation, a inspeção de FPI não garante a detecção de trincas subsuperficiais pequenas.

e) COMENTÁRIO 5Argumentação da GE Aviation Czech:

A “Seção 2 – Análise” do Relatório traz o seguinte texto:

“Além disso, foram encontrados problemas na escrituração dos serviços realizados, os quais, associados ao fato de ser a manutenção feita diretamente pelo fabricante do motor, acabaram por deixar à margem o próprio operador.”

Raciocínio: Se os "problemas" que foram encontrados nos registros dos serviços prestados referem-se ao "SN b45", o técnico da GE Aviation efetuou os registros apropriados, com o correto SN ou *Set Number*.

O Set Number é o mesmo porque descreve o mesmo número de montagem / número de desenho. Este item não tem nada a ver com o acidente e não leva o pessoal da NOAR a ser excluído do acidente.

Segundo item, a informação "problemas foram encontrados nos registros dos serviços prestados", que "acabaram levando o operador a não participar do processo", não é exata. O relatório não apresentou nenhum fato para apoiar esta afirmação, que está na seção factual.

Mais importante, o relatório não menciona quais são os "problemas" nos registros. Lembre-se que quando os técnicos da GE Aviation concluíram toda a manutenção necessária e testes associados, com a substituição do disco de rotor GGT, eles fizeram a descrição de serviços sobre o registro técnico da GE Aviação Czech, datada de 10 de julho de 2011, assinaram e carimbaram o trabalho como concluído.

O registro foi contra-assinado pelo engenheiro chefe da NOAR que estava presente para manutenção e testes. Durante o teste do motor no solo, após a manutenção, o

engenheiro chefe da NOAR estava no assento esquerdo do *cockpit*, um técnico da GE Aviation estava no assento direito, e o outro técnico estava em um assento da cabine de passageiros. O técnico da GE Aviation assinou o Form 1 da EASA, "Certificado autorizado", em 10 de julho, atestando que o ESN 101-001 foi reparado e estava pronto para lançamento de serviço. O registro de técnico e o Form 1 da EASA ficaram com o ESN 101-001, no log book do motor em Recife.

Recomendação: Esta declaração deve ser suprimida do relatório.

Comentário do CENIPA:

Os problemas relacionados com a terminologia empregada na escrituração dos serviços de substituição do conjunto SN b45 foram melhor explicados nas informações factuais.

As informações alusivas à não participação do operador no processo de manutenção de troca de disco de turbina são baseadas no fato de que não há nenhuma oficina no Brasil qualificada para este nível de manutenção em motores M601E.

O Relatório Final não apontou os problemas na escrituração dos serviços de substituição do conjunto SN b45 como contribuintes para o acidente.

Apesar de o engenheiro chefe da NOAR ter assinado os registros de execução dos serviços realizados no motor, a qualidade dos serviços só podia ser concedida pelo pessoal da GE Aviation.

f) COMENTÁRIO 6

Argumentação da GE Aviation Czech:

Adicionar à "Seção 2 – Análise" do Relatório o fato de que as tripulações de voo da NOAR não estavam armando o sistema de embandeiramento automático antes das decolagens.

Comentário do CENIPA:

Não há evidências que permitam afirmar que isso estava ocorrendo.

g) COMENTÁRIO 7

Argumentação da GE Aviation Czech:

Adicionar à "Seção 2 – Análise" do Relatório o fato de que, durante a corrida de decolagem do voo do evento, o torque dos dois motores foi aumentado, atingido aproximadamente 80% de torque máximo e foi, ainda, mais lentamente aumentado até 85% no momento da rotação (sinal WOW – aeronave no ar ou fora do solo).

No entanto, o Manual de Operação GE M601, PN 0982404, no capítulo 2 - práticas padrão, seção 5 – classificação de decolagem, p. 2-5, afirma que "o manete de potência deve ser levado até a posição onde se atinja algum dos limites do motor, torque, Ng ou ITT, de acordo com a tabela de limites de operação. A tabela 1-1, Limites de Operação do Motor M601E/E21, define a decolagem com potência máxima de 100% de Ng, 100% de torque e 560kW (751 SHP). Este processo não foi usado em ambos os motores.

Recomendação: Alteração da Seção 2 para refletir o fato de que a tripulação da NOAR, no caso de decolagem, não usou o processo de configuração de potência de decolagem do Manual de Operação GE M601.

Comentário do CENIPA:

O conhecimento a respeito de Manual de Operação GE M601 não é exigido dos pilotos, desde que, a partir de sua perspectiva, a operação da aeronave acontece de acordo com o AFM.

No caso do L410, é bem conhecido o fato de que, em alguns casos, o limite da ITT impede que o torque atinja 100% no início da corrida de decolagem, quando o esforço aerodinâmico das hélices do motor é reduzido, afetando de alguma forma os valores de torque. Este esforço aerodinâmico cresce com a velocidade, ao mesmo tempo que a ITT diminui (devido ao aumento da admissão de ar para o motor), permitindo que o torque passe a atingir seu limite.

Não há parâmetros de ITT registrados pelo SSFDR.

h) COMENTÁRIO 8

Argumentação da GE Aviation Czech:

A “Seção 2 – Análise” do Relatório traz o seguinte texto:

“De fato, tão logo foi reconhecida pelos pilotos a falha do motor, foi sugerido pelo copiloto que se “abortasse” a decolagem, embora a aeronave já estivesse voando, ao que o PIC argumentou que não havia espaço para um retorno à pista.”

Raciocínio: 6 segundos após a perda parcial de tração do motor esquerdo, houve uma redução do motor direito para 70% de torque. Esse decréscimo foi mantido durante 14 segundos. Na sequência, houve um aumento para aproximadamente 87,5%. 40 segundos após a perda de tração do motor esquerdo, o torque do motor direito foi colocado em 97,5%. O torque de 97,5% foi mantido durante 30 segundos. Em seguida, houve outra diminuição de torque para uma média de 90%, com uma duração de 108 segundos. O último segmento de 60 segundos foi operado em 100% torque no motor direito.

O Manual de Operação GE M601, PN 0982404, a tabela 1-1, Limites de Operação do Motor M601E/E21, define a decolagem com potência máxima de 100% de Ng, 100% de torque e 560kW (751 SHP).

Esses parâmetros não foram usados continuamente durante o voo OEI. Nesse caso, a tabela 1-1, Limites de Operação do Motor M601E/E21, define a decolagem com potência máxima de 102% de Ng, 106,5% de torque e 595kW (798 SHP).

Os dados do FDR e a posição do manete do motor no *cockpit* não indicam uso desses parâmetros.

O Manual de Operação GE M601, PN 0982404, afirma no capítulo 3 – procedimentos de emergência, seção 9 – In-Flight Shaft Power Drop, p. 3-21, item d) “no caso perda de potência, acompanhada de diminuição da pressão de óleo abaixo do valor permitido e aumento de ITT, corte o motor.

No caso da hélice não ter embandeirado automaticamente, embandeire a hélice, pressionando o botão no *cockpit*. Deslocar o manete de hélice para a posição “FEATHER”.

O sistema de embandeiramento automático não estava armado. O embandeiramento da hélice esquerda foi realizado 120 segundos após a perda de pressão no motor esquerdo.

Recomendação: Alteração da Seção 2 para refletir o fato de que a tripulação da NOAR no evento decolagem:

1) reduziu potência do motor #2 após a perda parcial de potência do motor #1 e manteve a posição do motor #2 com essa definição cerca de 14 segundos.

2) não usou o processo de configuração de potência de decolagem do Manual de Operação GE M601.

3) não armou o sistema de embandeiramento automático.

4) não usou a potência máxima de decolagem, colocando 102% de torque.

Comentário do CENIPA:

Ficou claro para a equipe de investigação que a não utilização de 100% do torque disponível no motor remanescente, na fase de subida inicial até 400ft, não foi relevante, uma vez que a aeronave estava subindo com 93Kt até o final do 2º segmento do procedimento de emergência, ainda com potência residual no motor que apresentou falha. Assim, a redução momentânea do motor #2 favoreceu a controlabilidade da aeronave durante o voo com potência assimétrica, sem impacto negativo no desempenho da aeronave.

Como mencionado anteriormente, os pilotos devem utilizar o AFM para operar a aeronave.

Não há nenhuma evidência que permita afirmar que a tripulação não armou o sistema de embandeiramento automático.

i) COMENTÁRIO 9

Argumentação da GE Aviation Czech:

A “Seção 3 – Conclusões, 3.1 Fatos, i” do Relatório traz o seguinte texto:

“i) a inspeção por líquido fluorescente penetrante não garante a detecção trincas pequenas;”

Raciocínio: Não é viável para qualquer método de inspeção "garantir" que cada única "pequena trinca" seja detectada, especialmente trincas subsuperficiais pequenas. Os métodos de inspeção atualmente empregados pela GE Aviation Czech são robustos e considerados o estado-da-arte. Além disso, não há nenhuma evidência de que a palheta estivesse rachada no momento da inspeção do FPI. A existência de uma trinca subsuperficial pequena durante FPI é especulativa e este tipo de suposição não deve ser incluído nas conclusões de um relatório de acidente factuais.

Recomendação: Esta sentença deve ser excluída.

Comentário do CENIPA:

A sentença não foi excluída, mas foi reescrita com base no comentário feito pela própria GE Aviation.

Sentença corrigida: "l) inspeção de FPI não garante a detecção de trincas subsuperficiais pequenas;"

j) COMENTÁRIO 10

Argumentação da GE Aviation Czech:

A "Seção 3 – Conclusões, 3.1 Fatos, o" do Relatório traz o seguinte texto:

"o) havia divergências entre o AFM e o checklist no tocante ao procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1;"

Recomendação: A afirmação a seguir deve ser adicionada à descrição acima: O sistema de embandeiramento automático não estava armado antes da decolagem no voo do evento. A decolagem com potência máxima de 100% de Ng, 100% de torque e 560kW (751 SHP) não foi usada em ambos os motores durante o procedimento de decolagem.

Comentário do CENIPA:

Não há nenhuma evidência factual, provando que a tripulação não armou o sistema de embandeiramento automático antes da decolagem.

A potência utilizada durante a decolagem estava em conformidade com os procedimentos descritos no AFM.

k) COMENTÁRIO 11

Argumentação da GE Aviation Czech:

A "Seção 3 – Conclusões, 3.1 Fatos, o" do Relatório traz o seguinte texto:

"q) no voo do acidente, a tripulação tentou retornar para o aeródromo sem realizar o 3º segmento do procedimento de falha do motor na decolagem, após a V1;"

Recomendação: A afirmação a seguir deve ser adicionada à descrição acima: A configuração de decolagem de torque do motor direito com valores de torque na faixa de 97,5% para 100% foi realizada por 90 segundos, do total de 238 segundos de voo OEI. A decolagem com a máxima potência de 102% de Ng, 106.5% de torque e 595 kW (798 SHP) não foi empregada. O embandeiramento da hélice esquerda ocorreu 120 segundos após a perda de potência no motor esquerdo.

Comentário do CENIPA:

No caso de uma falha de motor após a V1, a tripulação deve realizar o *checklist* de emergência. Esta publicação não determina o uso de 102% de Ng e 106.5% de torque na decolagem.

Na análise do Relatório Final, foi apresentado o exato momento da falha do motor e o tempo em que se realizou o embandeiramento manual da hélice da esquerda. Além disso, foi relatado que o motor esquerdo, após a falha e antes do embandeiramento manual, produzia uma potência residual que ajudou na subida inicial até 400 ft, de acordo com o fabricante da aeronave.

l) COMENTÁRIO 12

Argumentação da GE Aviation Czech:

Acrescentar à “Seção 3 – Conclusões” o seguinte item:

3.2.1.3.1 b) Aplicação de controles de motor – Contribuinte

A decolagem com potência máxima de 100% de Ng, torque de 100% e 560kW (751 shp) não foi usada em ambos os motores. O torque do motor direito diminuiu 6 segundos após a perda parcial de potência no motor esquerdo. O torque do motor direito diminuiu para 70%. Essa redução ocorreu durante 14 segundos. A potência do motor direito foi mantida por 90 segundos, em uma faixa de 97,5% a 100% de torque, do total de 238 segundos de voo OEI. A decolagem com a máxima potência de 102% de Ng, 106.5% de torque e 595kW (798 SHP) não foi empregada. O embandeiramento da hélice esquerda ocorreu 120 segundos após a perda de potência no motor esquerdo.

Comentário do CENIPA:

Comentário em desacordo com as publicações emitidas pelo fabricante da aeronave (AFM e lista de verificação de emergência). No caso de uma falha de motor após a V1, a tripulação deve realizar o *checklist* de emergência. Esta publicação não menciona o uso de 102% de Ng e 106.5% de torque na decolagem.

Além disso, os fatores contribuintes empregados pelo CENIPA obedecem a uma taxonomia prevista na legislação brasileira, não existindo o fator acima sugerido pela GE Aviation Czech.

m) COMENTÁRIO 13

Argumentação da GE Aviation Czech:

A “Seção 4 – Recomendações de Segurança de Voo” apresenta a seguinte recomendação:

“Reavaliar o método de exame de palhetas com vistas ao seu reaproveitamento, de maneira a assegurar, integralmente, a ausência de processos de fadiga em todas as palhetas selecionadas para reaproveitamento.”

Raciocínio: Esta recomendação de segurança se relaciona diretamente à conclusão de que a fabricação foi um fator contribuinte no acidente. Como afirmado anteriormente, não é viável para qualquer método de inspeção garantir "totalmente" que uma palheta nunca falhará no HCF. Os atuais métodos de inspeção empregados na GE Aviation são robustos e são considerados o estado-da-arte. O CENIPA não recomenda qualquer método alternativo de inspeção a ser empregado.

Recomendação: A presente recomendação de segurança deve ser excluída.

Comentário do CENIPA:

A conclusão do Relatório Final não aponta a fabricação como um fator contribuinte. No entanto, como não há nenhum método de inspeção para garantir totalmente que a palheta nunca falhará no HCF, a fabricação foi colocada como "fator indeterminado".

n) COMENTÁRIO 14

Argumentação da GE Aviation Czech:

A “Seção 4 – Recomendações de Segurança de Voo” apresenta a seguinte recomendação:

“Estabelecer mecanismos que assegurem que o registro de serviços de manutenção realizados em sítio tragam a completa identificação das peças e componentes empregados, de modo a facilitar a sua rastreabilidade.”

Raciocínio: Esta recomendação de segurança está solicitando que os registros de manutenção tenham a efetiva identificação das peças e componentes utilizados (instalado e removido) para assegurar a rastreabilidade. Em relação aos registros de manutenção envolvidos no caso, nós fomos capazes de identificar para o CENIPA os números de série dos discos GGT envolvidos na investigação. Lembre-se de que o conjunto GGT removido pela GE Aviation foi instalado nas dependências da NOAR. Não entendemos como registros, ao facilitarem a rastreabilidade, teriam evitado este evento.

Recomendação: A presente recomendação deve ser excluída.

Comentário do CENIPA:

Os registros de manutenção realizados pelos técnicos da GE Aviation não foram considerados como um fator contribuinte para o acidente. Entretanto, a terminologia usada na escrituração deve ser capaz de levar à identificação do item removido e do instalado.

Cabe lembrar, ainda, que o propósito das recomendações é o de melhorar o nível de segurança da aviação, prevenindo futuros acidentes.

Em, 18 / 07 / 2013.