

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A-149/CENIPA/2015

OCORRÊNCIA:	ACIDENTE
AERONAVE:	PT-WQH
MODELO:	650
DATA:	10NOV2015



ADVERTÊNCIA

Em consonância com 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, lastreada na Convenção sobre Aviação Civil Internacional, 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 que podem ter contribuído para desencadear esta ocorrência.

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

O objetivo único deste trabalho é recomendar o estudo e o estabelecimento de providências de caráter preventivo, cuja decisão quanto à pertinência e ao seu acatamento será de responsabilidade exclusiva do Presidente, Diretor, Chefe ou correspondente ao nível mais alto na hierarquia da organização para a qual são dirigidos.

Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio 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, tendo em vista que toda colaboração decorre da voluntariedade e é baseada no princípio da confiança. Por essa razão, a utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, além de macular o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal, pode desencadear o esvaziamento das contribuições voluntárias, fonte de informação imprescindível para o SIPAER.

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PT-WQH, modelo 650, *Citation VII*, ocorrido em 10NOV2015, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente”.

Durante a fase de subida, ocorreu um movimento inadvertido do estabilizador horizontal. A aeronave teve uma queda acentuada de altitude e colidiu contra o solo.

Os dois tripulantes e os dois passageiros faleceram no local.

A aeronave ficou destruída.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - USA, Estado de projeto da aeronave e dos motores.



ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....	7
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave.	7
1.4. Outros danos.....	7
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	25
1.8. Auxílios à navegação.....	26
1.9. Comunicações.....	26
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	26
1.11. Gravadores de voo.....	26
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	31
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	31
1.13.1. Aspectos médicos.....	31
1.13.2. Informações ergonômicas.....	32
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	32
1.14. Informações acerca de fogo.....	33
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	33
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	33
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	35
1.18. Informações operacionais.....	36
1.19. Informações adicionais.....	51
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	61
2. ANÁLISE.....	61
3. CONCLUSÕES.....	78
3.1. Fatos.....	78
3.2. Fatores contribuintes.....	79
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA	81
5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....	82
ANEXO A	84

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

AC	<i>Advisory Circular</i>
ACC-BS	Centro de Controle de Área de Brasília
ACU	<i>Actuator Control Unit</i>
AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
AFM	<i>Aircraft Flight Manual</i> - Manual de Voo de Aeronave
AMM	<i>Aircraft Maintenance Manual</i> - Manual de Manutenção de Aeronave
AMOC	<i>Alternate Means of Compliance</i>
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
APU	<i>Auxiliary Power Unit</i> - Unidade Auxiliar de Energia
ASL	<i>Alert Service Letter</i>
ATIS	<i>Automatic Terminal Information Service</i> - Serviço Automático de Informação de Terminal
ATS	<i>Air Traffic Services</i> - Serviços de Tráfego Aéreo
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CBA	Código Brasileiro de Aeronáutica
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CSMU	<i>Crash Survivable Memory Unit</i> - Unidade de Memória Resistente a Impacto
CTAC	Centro de Treinamento de Aviação Civil
CVR	<i>Cockpit Voice Recorder</i> - Gravador de Voz da Cabine
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FL	<i>Flight Level</i> - Nível de Voo
GPWS	<i>Ground Proximity Warning System</i> - Sistema de Alarme de Proximidade com o Solo
HASP	Hospital de Aeronáutica de São Paulo
HBV	Horário Brasileiro de Verão
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
IFR	<i>Instrument Flight Rules</i> - Regras de Voo por Instrumentos
INSPSAU	Inspeção de Saúde
IPC	<i>Illustrated Parts Catalog</i>
IS	Instrução Suplementar
MDF	<i>Mach</i> de Mergulho
MEL	<i>Minimum Equipment List</i> - Lista de Equipamentos Mínimos
MMEL	<i>Master Minimum Equipment List</i> - Lista Máster de Equipamentos Mínimos

MMO	<i>Maximum Operating Mach</i>
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OS	Ordem de Serviço
PA	Piloto Automático
PCM	Licença de Piloto Comercial - Avião
PLA	Licença de Piloto de Linha Aérea - Avião
PN	<i>Part Number</i>
PPR	Licença de Piloto Privado - Avião
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
SB	<i>Service Bulletin</i>
SBBR	Designativo de localidade - Aeródromo Presidente Juscelino Kubitschek, Brasília, DF
SBSP	Designativo de localidade - Aeródromo de Congonhas, SP
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
SOP	<i>Standard Operational Procedures</i> - Procedimentos Operacionais Padrão
TC	<i>Temporary Change</i>
TCDS	<i>Type Certification Data Sheet</i>
TPP	Categoria de registro de aeronave de Serviço Aéreo Privado
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VDF	Velocidade de Mergulho
VMO	<i>Maximum Operating Limit Speed</i> - Limite Máximo Operacional de Velocidade

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	Modelo: 650 Matrícula: PT-WQH Fabricante: Cessna Aircraft	Operador: Banco BRADESCO S.A.
Ocorrência	Data/hora: 10NOV2015 - 21:04 (UTC) Local: Fazenda Chapadão Lat. 17°56'05"S Long. 047°18'34"W Município - UF: Guarda-Mor - MG	Tipo(s): [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente Subtipo(s): NIL

1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Presidente Juscelino Kubitschek (SBBR), Brasília, DF, com destino ao Aeródromo de Congonhas (SBSP), São Paulo, SP, às 20h39min (UTC), a fim de realizar um voo de transporte de pessoal, com dois tripulantes e dois passageiros a bordo.

Durante os procedimentos de preparação da cabine, os tripulantes comentaram sobre o funcionamento do sistema de compensação longitudinal da aeronave.

O primeiro voo do dia, que ocorreu no início da manhã, havia sido realizado de São Paulo para Brasília e aconteceu sem anormalidades.

Cerca de trinta minutos após a decolagem de Brasília, ainda durante a subida, próximo ao FL370, o gravador de voz de cabine registrou um som característico de movimentação do estabilizador horizontal da aeronave.

Em seguida, a aeronave efetuou trajetória descendente com alta velocidade e grande razão de descida até o impacto contra o solo.

A aeronave ficou destruída.

Todos os ocupantes faleceram.

1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	2	2	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

1.4. Outros danos.

Não houve.

1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas		
Discriminação	Piloto	Copiloto
Totais	13.143:48	2.527:00
Totais, nos últimos 30 dias	52:00	03:10
Totais, nas últimas 24 horas	01:30	01:30
Neste tipo de aeronave	Desconhecido	1.633:30
Neste tipo, nos últimos 30 dias	52:00	03:10
Neste tipo, nas últimas 24 horas	01:30	01:30

Obs.: os dados relativos às horas voadas foram fornecidos pelo operador da aeronave.

1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Bauru, em 1976.

O copiloto realizou o curso de Piloto Privado - Avião (PPR) no Aeroclube de Araras, em 2010.

1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.

O piloto possuía a licença de Piloto de Linha Aérea - Avião (PLA) e estava com as habilitações de aeronave tipo C650 e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

O copiloto possuía a licença de Piloto Comercial - Avião (PCM) e estava com as habilitações de aeronave tipo C650 e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas.

1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

Os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo.

1.5.5. Validade da inspeção de saúde.

Os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos.

1.6. Informações acerca da aeronave.

A aeronave, de número de série 650-7083, foi fabricada pela *Cessna Aircraft Company*, em 1998, e estava registrada na categoria de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula e motores estavam com as escriturações atualizadas.

A aeronave possuía capacidade para transportar até oito passageiros e era certificada para operação com dois tripulantes.

O peso máximo de decolagem (PMD) da aeronave era de 10.433kg e, no momento da decolagem, ela estava dentro dos limites de peso e balanceamento.

A aeronave era equipada com dois motores do tipo turbofan, fabricados pela *Honeywell*, modelo TFE731-4R-2S.

O motor esquerdo, *Part Number* (PN) 3073640-2 e *Serial Number* (SN) P-102269, estava com, aproximadamente, 5.175 horas de voo e 4.630 ciclos na data do acidente.

O motor direito, *Part Number* (PN) 3073640-2 e *Serial Number* (SN) P-102278, estava com, aproximadamente, 5.400 horas de voo e 4.810 ciclos na data do acidente.

Sistema de Compensação Longitudinal: Descrição

O sistema de compensação longitudinal tinha a função de equilibrar a aeronave no plano de arfagem, em diversas fases e condições de voo, configurações de peso e centro de gravidade (CG). A compensação longitudinal deste modelo era feita por meio da atuação da superfície aerodinâmica denominada estabilizador horizontal.

O estabilizador horizontal tinha uma extensão de atuação de -13° a $+2^{\circ}$, de acordo com o *Type Certification Data Sheet* (TCDS) nº EA-8502. O valor -13° representava deflexão máxima no sentido de levantar o nariz da aeronave e o valor $+2^{\circ}$ representava deflexão máxima no sentido de baixar o nariz da aeronave.

O sistema de compensação longitudinal era composto por dois modos de operação independentes, denominados sistema primário de compensação longitudinal e sistema secundário de compensação longitudinal.

A superfície do estabilizador horizontal podia ser comandada de forma manual, por meio da atuação dos pilotos, ou, de forma automática, por meio da atuação do piloto automático (PA).

A Figura 1, retirada do Manual de Manutenção da Aeronave, ou *Aircraft Maintenance Manual* (AMM), fornece uma visão geral da localização dos principais componentes na aeronave.

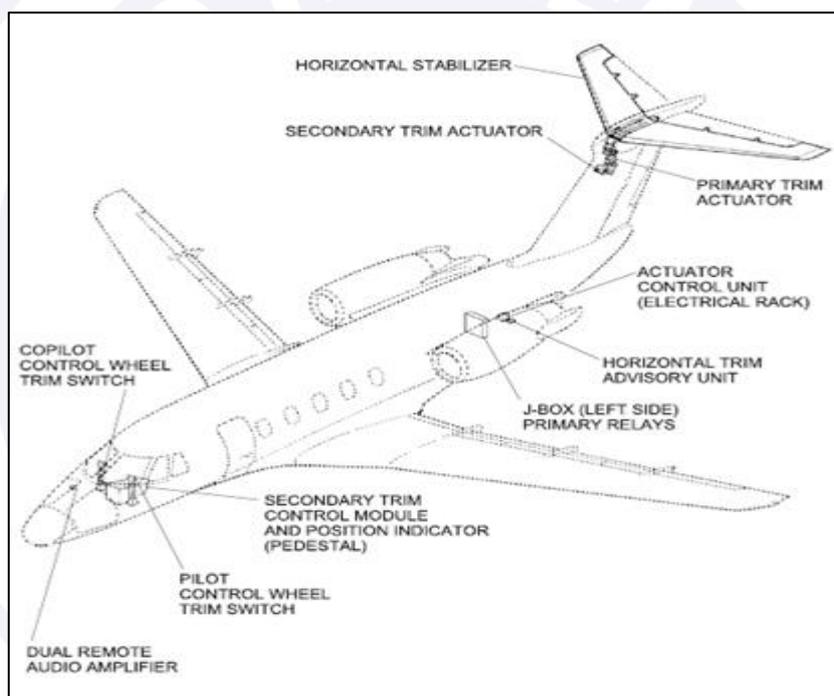


Figura 1 - Componentes do sistema do estabilizador horizontal da aeronave Cessna 650. Retirada do AMM do modelo.

Sistema de Compensação Longitudinal: Operação

A movimentação do estabilizador horizontal era realizada eletromecanicamente por meio do sistema primário de compensação ou do sistema secundário. Os instrumentos de cabine para o sistema de compensação longitudinal são mostrados na Figura 2.

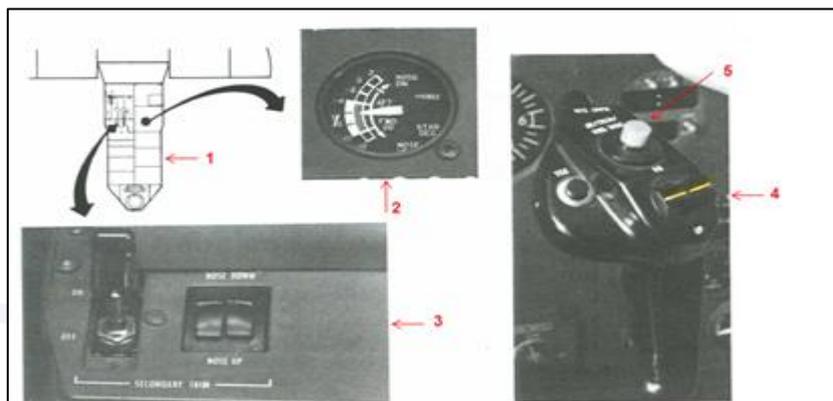


Figura 2 - Comandos Primário e Secundário de compensação das aeronaves modelo 650. (1) Pedestal Central; (2) Indicador de posição do estabilizador horizontal; (3) *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* e interruptores de acionamento do modo secundário; (4) *Split Trim Switches*; (5) Botão *AP/TRIM/NWS DISCONNECT SWITCH*. Retirada do Manual de Treinamento da *Flight Safety*®, Revisão 01 de setembro de 1994.

A operação do sistema de compensação longitudinal da aeronave podia ser realizada das seguintes formas:

(1) Modo Automático: a posição do estabilizador horizontal era controlada pelo piloto automático, que enviava sinais para movimentar a superfície. Para se engajar o piloto automático, o sistema primário de compensação longitudinal deve estar ativo e operacional.

(2) Manual Primário: modo de operação manual principal do sistema de compensação da aeronave. O movimento da superfície era comandado manualmente, pressionando os dois interruptores chamados *Split Trim Switches*, localizados tanto no manche do piloto quanto no manche do copiloto, Figura 2 (4). Integravam o sistema primário a *Actuator Control Unit (ACU)*, a caixa de relés, o motor primário, o atuador e os seus componentes.

O sistema primário possuía um aviso sonoro de movimentação (*Clacker*), audível após 1,2 segundo de movimentação contínua, de acordo com o AMM Revisão 35, de 01AGO2014.

De acordo com a tarefa de manutenção *Horizontal Stabilizer Control System Functional Check* do AMM Revisão 35, o tempo total de movimentação da superfície entre os limites de curso era de 44 ± 4 segundos.

Existiam dois *Circuit Breakers* relacionados ao sistema primário de compensação longitudinal: *Pitch Power (Pitch PWR)* e *Pitch Control (Pitch CTRL)*.

O sistema primário podia ser desacoplado de três formas:

- 1) pressionando o botão *AP/TRIM/NWS DISCONNECT SWITCH*, localizado em ambos os manches Figura 2 (5);
- 2) removendo-se a fonte de energia do sistema; e
- 3) ativando o modo secundário.

(3) Manual Secundário: modo de operação de emergência do sistema de compensação da aeronave. A alternância entre os modos primário e secundário era realizada pela *Switch SECONDARY TRIM ON-OFF* (coberta por guarda de segurança), Figura 2 (3), localizada no console central de acordo com Figura 2 (1).

A seleção do modo de operação do sistema ocorria da seguinte forma:

Posição OFF	Modo Primário ativo (Com a Guarda baixa a Switch obrigatoriamente estará na posição <i>OFF</i>).
Posição ON	Modo Secundário ativo (A Switch na posição <i>ON</i> deve-se ter necessariamente a Guarda levantada). Os <i>Split Trim Switches</i> , Figura 2 (4), tornam-se inativos nessa condição e a movimentação do estabilizador horizontal é realizada pelos interruptores localizados no console central Figura 2 (3).

O sistema secundário possuía o mesmo aviso sonoro de movimentação do sistema primário (*Clacker*), audível após uma movimentação contínua de 1,0 a 1,2 segundo de acordo com o AMM.

O tempo total de movimentação do estabilizador no modo secundário entre os limites de curso era de aproximadamente 84 ± 8 segundos, de acordo com a tarefa *Horizontal Stabilizer Control System Functional Check* do AMM Revisão 35.

A luz SEC TRIM FAULT acendia quando o modo de operação era modificado e permanecia acesa até a movimentação da superfície no modo secundário ou em caso de falha do sistema secundário.

O *Circuit Breaker SEC PITCH TRIM* estava relacionado com o sistema de compensação secundária.

Adicionalmente, localizado no console central, existia um indicador de posição do estabilizador horizontal Figura 2 (2).

O botão vermelho *AP/TRIM/NWS DISCONNECT SWITCH*, localizado em ambos os manches, Figura 2 (5), tinha a função de desacoplar o piloto automático, desenergizar o sistema primário de compensação e desabilitar o *steering* do trem de pouso de nariz.

No painel de alarmes e avisos da aeronave, existia uma luz de indicação de falha total do sistema primário de compensação longitudinal, denominada *PRI TRIM FAIL*, e uma luz de indicação de falha parcial do modo secundário de compensação longitudinal, denominada *SEC TRIM FAULT*. A Figura 3 mostra a posição dessas luzes de alerta.



Figura 3 - Luzes *PRI TRIM FAIL* e *SEC TRIM FAULT* no painel de avisos e alarmes.

Sistema de Compensação Longitudinal: Componentes

Os *Part Numbers* dos principais componentes do sistema de compensação longitudinal instalados na aeronave eram: *Actuator Control Unit (ACU)* - PN 9914197-8,

Primary Trim Actuator - PN 9914056-4, *Secondary Trim Motor* - PN 9914257-2 e *Horizontal Trim Advisory Unit* - PN 9914287-1.

A seguir, encontra-se uma breve descrição da função dos componentes listados do sistema de compensação longitudinal. As imagens dos componentes foram retiradas do *Illustrated Parts Catalog* (IPC) da aeronave.

Actuator Control Unit

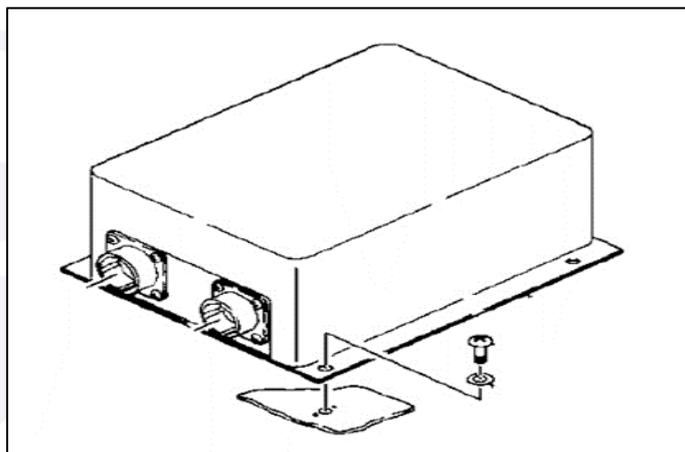


Figura 4 - *Actuator Control Unit* (ACU). Imagem retirada do IPC da aeronave.

A *Actuator Control Unit* (ACU) tinha a função de fornecer tensão de acionamento para o motor primário movimentar a superfície do estabilizador horizontal.

Esse componente estava relacionado com o modo primário de atuação e com o piloto automático, ou seja, no modo de operação secundário a ACU não tinha função ativa.

Sinais dos sensores de posição do atuador e do piloto automático modificavam a frequência da tensão de acionamento fornecida pela ACU, de modo a alterar a velocidade de movimentação do atuador.

Para verificar o status do circuito de monitoramento devia-se realizar o procedimento contido na *Rotary Test Switch*, posição *TRIM/FLAP*.

Primary Trim Actuator

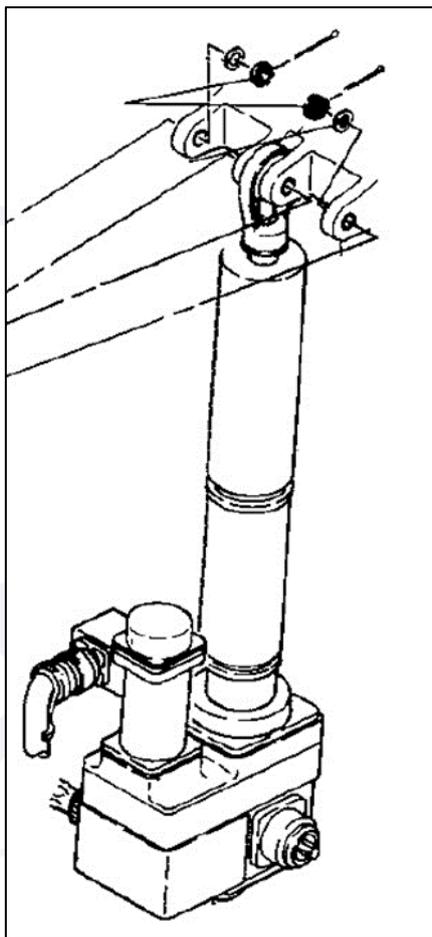


Figura 5 - *Primary Trim Actuator*. Imagem retirada do IPC.

O *Primary Trim Actuator* recebia a tensão de acionamento da ACU e transmitia movimento mecânico para o estabilizador horizontal.

Ele era composto por eixo mecânico, motor, *brake*, embreagem, engrenagens redutoras, *switches* de limite de curso e transmissores de posição e taxa de variação.

O eixo mecânico para movimentação do estabilizador horizontal era o mesmo, tanto no modo primário quanto no secundário. Porém, existiam dois motores independentes para cada modo de operação. O motor primário era alimentado por corrente alternada, enquanto que o motor secundário por corrente contínua.

Segundo o programa de manutenção da aeronave, aprovado em 05JAN1983, de acordo com o Capítulo 04 - *Replacement Time Limits* do AMM, Revisão 32, de 23JUN2014 (Figura 6), o *Horizontal Trim Actuator* deveria ser substituído a cada 1.200 horas de voo, se o *Part Number* instalado fosse 9914056-7 ou 9914056-8.

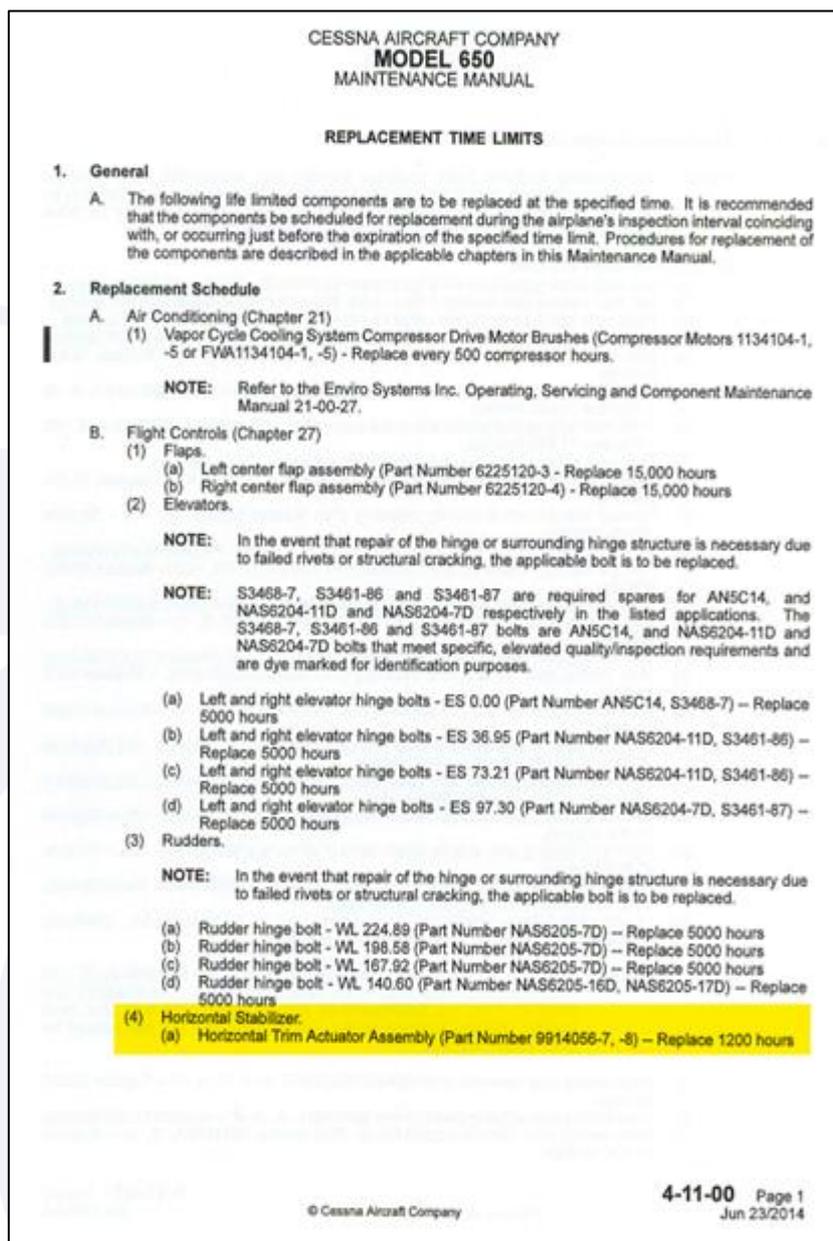


Figura 6 - Página do Capítulo 04 do AMM, Revisão 32, de 23JUN2014. Encontra-se destacado o intervalo de substituição do *Horizontal Trim Actuator Assembly*.

Secondary Trim Motor

O *Secondary Trim Motor* consistia em um motor de corrente contínua reversível, cuja função era movimentar o eixo mecânico do *Primary Trim Actuator* por meio de uma corrente mecânica. O sistema secundário era utilizado em caso de mau funcionamento do sistema de compensação primário.

Horizontal Trim Advisory Unit

O *Horizontal Trim Advisory Unit* tinha a função de fornecer indicação da posição do estabilizador para o *Horizontal Stab Indicator* no *cockpit* Figura 2 (2) e de emitir um aviso sonoro (*Clacker*), quando a superfície do estabilizador horizontal se movimentasse por mais de um segundo.

Sistema de Compensação Longitudinal: Teste

O modelo 650, *Citation VII*, possuía um painel de teste incorporado no canto superior direito do painel de *Switches* no *cockpit* da aeronave, composto por um botão

seletor contendo nove posições para testar vários sistemas da aeronave. Este botão seletor era denominado de *Rotary Test Switch* (Figura 7).

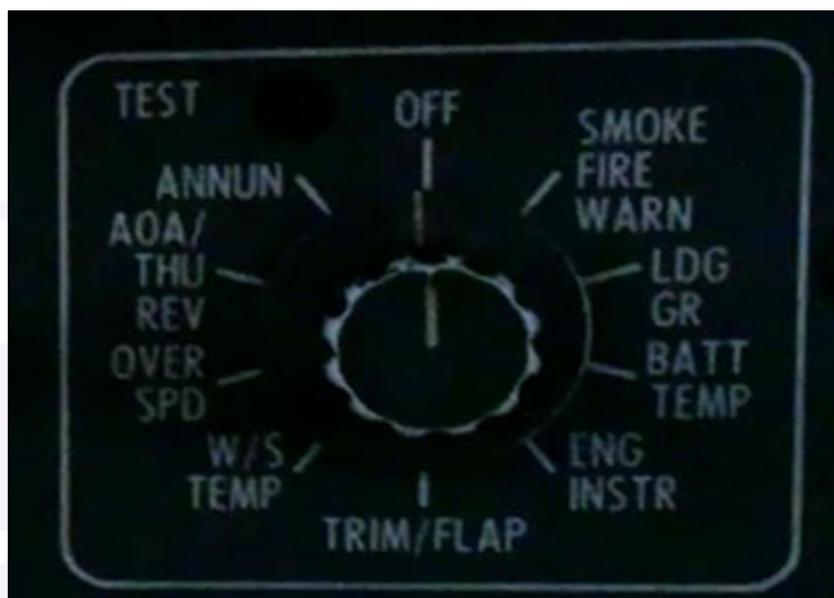


Figura 7 - *Rotary Test Switch*.

A função da *Rotary Test Switch* era realizar testes funcionais de diversos sistemas da aeronave. A seguir, encontram-se descritas as funções de cada posição da *Rotary Test Switch* (tradução livre):

- (1) *SMOKE FIRE WARN* - Teste do sistema de detecção e aviso sonoro de fogo nos motores e fumaça na cabine.
- (2) *LDG GR* - Teste do sistema de indicação e alarme sonoro de trem de pouso.
- (3) *BATT TEMP* - Teste de indicação e alerta de sobretemperatura nas baterias.
- (4) *ENG INSTR* - Teste de indicação e alerta de parâmetros de temperatura dos motores e rotação das turbinas.
- (5) *TRIM/FLAP* - Teste do sistema de compensação longitudinal e *flaps* da aeronave.
- (6) *W/S TEMP* - Teste do sistema de aquecimento dos para-brisas.
- (7) *OVER SPD* - Teste do sistema de alerta de sobrevelocidade da aeronave.
- (8) *AOA/THU REV* - Teste dos sistemas de alerta de estol e reversores de empuxo.
- (9) *ANNUN* - Teste do sistema do painel de alarmes da aeronave e aviso de *Alt Sel* (*Altitude Selector*).

Os testes dos sistemas, por meio da *Rotary Test Switch*, eram previstos tanto em procedimentos operacionais quanto em ações de manutenção.

Posição *TRIM/FLAP* da *Rotary Test Switch*

De acordo com o AMM, Revisão 31, de 01JAN2009, o teste *TRIM/FLAP* era composto pelos seguintes procedimentos (tradução livre):

- a) momentaneamente, inicie a compensação do estabilizador horizontal no modo primário;
- b) verifique se luz *PRI TRIM FAIL* acendeu;

- c) caso a luz *PRI TRIM FAIL* não tenha acendido, faça um *check* operacional do atuador primário do estabilizador. Utilize as orientações de pesquisa de pane (*troubleshooting*) do sistema de compensação horizontal;
- d) tenha certeza de que a luz *MASTER WARNING RESET* acende;
- e) tenha certeza de que a luz *FLAP O'SPD* acende;
- f) tenha certeza de que a luz *FLAP INOP* acende;
- g) se instalada, tenha certeza de que a luz *O'HEAT* acende e apaga após, aproximadamente, 3 segundos; e
- h) tenha certeza de que a buzina *NO TAKEOFF* seja ouvida nas caixas de som do *cockpit*.

Histórico de Manutenção

A última inspeção da aeronave, do tipo "Inspeção Anual de Manutenção (IAM)", foi realizada em 05DEZ2014 pela oficina TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S.A., em Jundiaí, SP, estando com 250 horas e 40 minutos voados após a inspeção.

No dia 08SET2015, 63 dias antes do acidente, a aeronave realizou uma série de inspeções programadas, denominadas: *Inspection Document 20*, *Inspection Document 50*, *Inspection Document MA* e *Inspection Document 28*. As inspeções realizadas não tinham relação direta com o funcionamento do sistema de compensação longitudinal da aeronave.

Adicionalmente, por solicitação do operador, foi realizado um serviço não-programado no sistema de compensação longitudinal, relacionado com o *Horizontal Trim Advisory Unit*. A Ordem de Serviço (OS) nº 81.995 detalha o trabalho realizado (Figura 8).

FICHA DE SERVIÇO(WORK SHEET)					
ITEM(ITEM)	OS(W.O.)	PREFIXO(ACT. REQ)	SN	INÍCIO(DATE IN)	TÉRMINO (DATE OUT)
II	81995	PT-WQH	650-7083	08/09/2015	08/09/2015
SERVIÇO(SERVICE REQUESTED)					
VERIFICAR TRIM ADVISORY					
SERVIÇO EXECUTADO(SERVICE ACCOMPLISHED)					
EFETUADO TESTES NO SISTEMA DE MANEJO DO ESTABILIZADOR TRIM CONTROL E SOLO E NENHUMA ANORMALIDADE FOI CONSTATADA TAMBÉM OK. SERÁ EXECUTADO CONFORME MANUAL DE MANUTENÇÃO CENIPA 650 CAPITULO 27-40-01 REV.35.					

Figura 8 - Ordem de Serviço nº 81.995 do dia 08SET2015.

Na Ordem de Serviço nº 81.995, no campo de descrição do serviço executado, constava a realização de testes funcionais em solo no sistema de compensação longitudinal da aeronave, de acordo com Manual de Manutenção e nenhuma anormalidade foi encontrada.

No dia 21SET2015, 13 dias após o cumprimento da OS nº 81.995 e 50 dias antes do acidente, a aeronave retornou para a mesma oficina, a fim de realizar outro serviço de manutenção, por solicitação do operador.

Essa OS incluía a realização de três tarefas: a primeira relacionada com o aviso sonoro do sistema de compensação longitudinal da aeronave, a segunda referia-se à análise de óleo dos motores e a terceira tratava da substituição do *starter-generator* do motor esquerdo.

A descrição da primeira tarefa que constava na OS nº 82.071 era “alarme do *trim* com aviso sonoro constante - necessário substituir (referente item 08 da OS nº 81.995)”, (Figura 9).

FICHA DE SERVIÇO(WORK SHEET)					
ITEM(ITEM)	OS(W.O.)	PREFIXO(ACFT. REG)	SN	INÍCIO(DATE IN)	TÉRMINO (DATE OUT)
1	82071	PT-WQH	650-7083	21/09/2015	21/10/2015
SERVIÇO (SERVICE REQUESTED)					
ALARME DO TRIM COM AVISO SONORO CONSTANTE - NECESSÁRIO SUBSTITUIR (REFERENTE ITEM 08 DA OS 81995)					
SERVIÇO EXECUTADO (SERVICE ACCOMPLISHED)					
EFETUADA SUBSTITUIÇÃO DO CONTROL TRIM HORIZONTAL STABILIZER PELOS EM SOLO OK. TRIM EXECUTADO CONFORME MANUAL DE MANUTENÇÃO CRISVA 650 CAPITULO 27-40-01 REV-35					
MATERIAIS (MATERIALS)					
DESCRIÇÃO (DESCRIPTION)	PN REMOVIDO (REMOVED)	QTD	SN REMOVIDO (REMOVED)		
CONTROL TRIM HORIZONTAL STABILIZER	9914287-1	01	469		
DESCRIÇÃO (DESCRIPTION)	PN INST. (INSTALLED)	QTD	SN INSTALADO (INSTALLED)		
CONTROL - TRIM ADVISORY HORIZONTAL STABILIZER	9914287-1EX	1.00	9924069		

Figura 9 - Ordem de Serviço nº 82.071 do dia 21SET2015.

Na Ordem de Serviço nº 82.071, no campo de descrição do serviço executado, constava, equivocadamente, a substituição do “Control Trim Horizontal Stabilizer” (sic), PN 9914287-1. Na realidade, o serviço realizado referia-se ao item *Horizontal Trim Advisory Unit* (Figura 9).

Não havia no diário de bordo da aeronave qualquer registro de mau funcionamento relacionado ao sistema de compensação longitudinal da aeronave.

A *Horizontal Trim Advisory Unit*, PN 9914287-1, Serial Number (SN) 469, foi enviada para reparo na empresa *Symetrics Industries LLC*, onde foi confirmado o mau funcionamento do componente e foi instalada uma unidade reparada 9914287-1EX Serial Number 9924069.

No dia 26OUT2015, a aeronave realizou a inspeção relacionada ao sistema de proteção contrafogo dos motores, denominada *Inspection Document ME*. Concomitantemente a essa inspeção, foi executada nova troca do *starter-generator* do motor esquerdo.

No dia 04NOV2015, foi realizada a troca do *starter-generator* da *Auxiliary Power Unit* (APU) e do óleo hidráulico do trem de pouso esquerdo.

Documentação de Aeronavegabilidade Continuada Relacionada com o Sistema de Compensação Longitudinal da Aeronave

Service Bulletin SB650-27-53

Em 11MAR2004, o fabricante da aeronave emitiu o Boletim de Serviço, ou *Service Bulletin* (SB), SB650-27-53. A *Federal Aviation Administration* (FAA) emitiu, em 14JUN2005 com data de efetividade de 09JUL2005, a Diretriz de Aeronavegabilidade, ou *Airworthiness Directive* (AD) número 2005-13-21, tornando obrigatório o cumprimento do SB650-27-53.

Resumidamente, o SB650-27-53 orientava a troca da ACU PN 9914197-3 ou 9914197-4 pela ACU PN 9914197-7 (Figuras 10 a 13).

Citation	SERVICE BULLETIN	 Cessna A Textron Company
		SB650-27-53
TITLE		
FLIGHT CONTROLS - HORIZONTAL STABILIZER TRIM ACTUATOR CONTROLLER IMPROVEMENT		
EFFECTIVITY		
MODEL	SERIAL NUMBERS	
650	-0001 thru -0241, -7001 thru -7119	
REASON		
To upgrade the pitch trim system by installing an improved controller which has an uncommanded motion monitor.		
DESCRIPTION		
This service bulletin provides parts and instructions to remove and replace the horizontal stabilizer trim actuator controller.		
COMPLIANCE		
MANDATORY: This service bulletin must be accomplished at the next phase 2 inspection or within 18 months of the release date of this service bulletin, whichever occurs first.		
A service bulletin published by Cessna Aircraft Company may be recorded as "completed" in an aircraft log only when the following requirements are satisfied:		
<ol style="list-style-type: none"> 1) The mechanic must complete all of the instructions in the service bulletin, including the intent therein. 2) The mechanic must correctly use and install all applicable parts supplied with the service bulletin kit. Only with written authorization from Cessna Aircraft Company can substitute parts or rebuilt parts be used to replace new parts. 3) The mechanic or airplane owner must use the technical data in the service bulletin only as approved and published. 4) The mechanic or airplane owner must apply the information in the service bulletin only to aircraft serial numbers identified in the "Effectivity" section of the bulletin. 5) The mechanic or airplane owner must use maintenance practices that are identified as acceptable standard practices in the aviation industry and governmental regulations. 		
No individual or corporate organization other than Cessna Aircraft Company is authorized to make or apply any changes to a Cessna-issued service bulletin, service letter, or flight manual supplement without prior written consent from Cessna Aircraft Company.		
Cessna Aircraft Company is not responsible for the quality of maintenance performed to comply with this document, unless the maintenance is accomplished at a Cessna-owned Citation Service Center.		
FLIGHT CREW OPERATIONS		
No Change.		
Mar 11/2004		650-27-53 Page 1 of 4
Cessna Aircraft Company, Citation Marketing Division, P.O. Box 7706, Wichita, KS 67277, U.S.A. 1-316-517-6000, Fax 1-316-517-8500		
COPYRIGHT © 2004		

Figura 10 - Página 1 de 4 do SB650-27-53.

Citation	SERVICE BULLETIN		 Cessna A Textron Company
			SB650-27-53
APPROVAL			
FAA approval has been obtained on technical data in this publication that affects airplane type design.			
This information shall be considered an amendment to the Cessna Manufacturer's Maintenance Manual or Instructions for Continued Airworthiness, and must be accomplished for ongoing airworthiness compliance as required per 14 CFR Part 43.13.			
MANPOWER			
WORK PHASE	MAN-HOURS		
Modification	*		
MATERIAL - Cost and Availability			
PART NUMBER	AVAILABILITY	COST	
SB650-27-53	*	*	
* Refer to the attached Service Bulletin Supplemental Data sheet for man-hours, material cost and availability, and warranty information.			
TOOLING			
None			
CHANGE IN WEIGHT AND BALANCE			
Negligible			
REFERENCES			
Cessna Model 650 Citation III, VI, and VII Maintenance Manual			
PUBLICATIONS AFFECTED			
Cessna Model 650 Citation III, VI, and VII Maintenance Manual			
Cessna Model 650 Citation III, VI, and VII Illustrated Parts Catalog			
ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS			
1. Prepare the airplane for maintenance.			
A. Make sure that all switches are in the OFF/NORM position.			
B. Disconnect electrical power from the airplane.			
(1) Disconnect the airplane battery.			
(2) Disconnect external electrical power.			
C. Attach maintenance warning tags to the battery and external power receptacle that have "DO NOT CONNECT ELECTRICAL POWER - MAINTENANCE IN PROGRESS" written on them.			
2. Make sure that the existing actuator control unit is not a 9914197-7 Actuator Control Unit.			
A. If the 9914197-7 Actuator Control Unit is installed on the airplane, remove the maintenance warning tags, connect the airplane battery, and continue to Step 16.			
B. If the 9914197-7 Actuator Control Unit is not already installed on the airplane, continue to Step 3.			
3. Disengage the PITCH CONTROL and PITCH PWR circuit breakers located on the left circuit breaker panel.			
Mar 11/2004		650-27-53 Page 2	

Figura 11 - Página 2 de 4 do SB650-27-53.

Citation	SERVICE BULLETIN	 Cessna A Textron Company
		SB650-27-53

4. Remove the existing actuator control unit from the airplane. Keep the attaching hardware. (Refer to the Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)

5. Return the existing actuator control unit to Cessna Aircraft Company, Citation Parts Distribution, 7121 Southwest Boulevard, Wichita, KS 67215, for exchange.

NOTE: The existing actuator control unit is to be returned to Cessna Aircraft Company, Citation Parts Distribution, 7121 Southwest Boulevard, Wichita, KS 67215, USA, and exchanged for a 9914197-7 Actuator Control Unit. This option will require advance scheduling with Citation Parts Distribution, telephone number 1-800-835-4000 (Domestic) or 1-316-517-7542 (International) or telefax 1-316-517-7711.

6. Install the 9914197-7 Actuator Control Unit to the airplane with the attaching hardware that you kept. (Refer to the Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)

7. Engage the PITCH CONTROL and PITCH PWR circuit breakers located on the left circuit breaker panel.

8. Remove maintenance warning tags and connect external electrical power to the airplane.

9. Put the battery switch in the on position.

10. Push the RESET button on the actuator control unit.

NOTE: This will clear any faults that may have been set during acceptance testing at the manufacturer or during initial power up.

11. Do a functional test of the system. (Refer to the Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Adjustment/Test.)

A. (For airplanes with the 9914056-3 Trim Actuator only.) Do the Trim System Operational Test.

B. (For airplanes with the 9914056-4 Trim Actuator only.) Do the Primary/Secondary Split Trim Switches Operational Test.

C. (For airplanes with the 9914056-4 Trim Actuator only.) Do the Pitch Trim System Electrical Test.

12. Remove external electrical power and connect the airplane battery.

13. Do an operational check flight.

A. One take-off and landing within the airport pattern will be sufficient. The altitude and airspeed during the flight are not critical.

B. Actuate the primary trim system in both the nose up and nose down directions during the flight.

14. After landing, but before power is removed from the airplane, put the rotary test switch in the TRIM/FLAP position.

A. If the master warning and the primary trim fail lights come on, continue to Step 16.

B. If the master warning and the primary trim fail lights do not come on, continue to Step 15.

NOTE: This is an indication of a potential backdrive condition.

15. Remove and replace the horizontal stabilizer trim actuator prior to the next flight. (Refer to the Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)

16. Record that this service bulletin has been completed.

A. Complete a Maintenance Transaction Report.

B. Put a copy of the completed Maintenance Transaction Report in the airplane logbook.

C. Send a copy of the completed Maintenance Transaction Report to: CESCO, P.O. Box 7706, Wichita, KS 67277.

Mar 11/2004 650-27-53
Page 3

Figura 12 - Página 3 de 4 do SB650-27-53.

Citation	SERVICE BULLETIN	 Cessna A Textron Company
		SB650-27-53

MATERIAL INFORMATION

NOTE: The parts included in this service bulletin cover installation for one airplane.

NEW P/N	QUAN- TITY	KEY WORD	OLD P/N	INSTRUCTIONS/ DISPOSITION
SB650-27-53	1	Kit, consisting of the following parts:		
SB650-27-53	1	Instructions		

In addition to the parts in the SB650-27-53 Kit, the following will be required for accomplishment of this service bulletin.

NEW P/N	QUANTITY	KEY WORD	OLD P/N	INSTRUCTIONS/ DISPOSITION
9914197-7 (EX)	1	Actuator Control Unit	9914197-3 or 9914197-4	Return to Cessna for exchange

NOTE: The existing actuator control unit is to be returned to Cessna Aircraft Company, Citation Parts Distribution, 7121 Southwest Boulevard, Wichita, KS 67215, USA, and exchanged for a 9914197-7 Actuator Control Unit. This option will require advance scheduling with Citation Parts Distribution, telephone number 1-800-835-4000 (Domestic) or 1-316-517-7542 (International) or telefax 1-316-517-7711.

Figura 13 - Página 4 de 4 do SB650-27-53.

A AD nº 2005-13-21 orientava, de maneira geral, a realizar uma verificação do *Part Number* da ACU. Caso o PN fosse 9914197-7, nenhuma ação seria requerida. Caso o PN fosse 9914197-3 ou 9914197-4, deveria ser realizada a troca de acordo com o PN da ACU, conforme orientado no SB650-27-53 de 11MAR2004.

Além disso, a AD nº 2005-13-21 orientava a incorporação de *Temporary Changes* (TC) no *Airplane Flight Manual* (AFM). No caso da aeronave PT-WQH, *Serial Number* 650-7083, deveria ser incorporada a *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-07, de 11AGO2004 (Figuras 14 a 16).

<p>AIRWORTHINESS DIRECTIVE</p> <p>Aircraft Certification Service Washington, DC</p> <p><i>We post ADs on the internet at "www.faa.gov"</i></p> <p><small>The following Airworthiness Directive issued by the Federal Aviation Administration in accordance with the provisions of Title 14 of the Code of Federal Regulations (14 CFR) part 39, applies to an aircraft model of which our records indicate you may be the registered owner. Airworthiness Directives affect aviation safety and are regulations which require immediate attention. You are cautioned that no person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of the Airworthiness Directive (reference 14 CFR part 39, subpart 39.3).</small></p> <p>2005-13-21 Cessna Aircraft Company: Amendment 39-14158. Docket 2002-NM-332-AD.</p> <p>Applicability</p> <p>All Model 650 airplanes, certificated in any category.</p> <p>Compliance</p> <p>Required as indicated, unless accomplished previously. To prevent uncommanded movement of the horizontal stabilizer, which could result in reduced controllability of the airplane, accomplish the following:</p> <p>Inspection and Replacement if Necessary</p> <p>(a) Within 12 months after the effective date of this AD, inspect to determine the part number (P/N) of the actuator control unit (ACU), in accordance with the Accomplishment Instructions of Cessna Service Bulletin SB 650-27-53, dated March 11, 2004. If an ACU having P/N 9914197-7 is installed on the airplane, then no further action is required by this paragraph. If an ACU having P/N 9914197-3 or P/N 9914197-4 is installed on the airplane, replace the existing ACU with a new, improved ACU having P/N 9914197-7, in accordance with the service bulletin. Although the service bulletin specifies to submit certain information to the manufacturer, this AD does not include that requirement.</p> <p>Airplane Flight Manual (AFM) Revision</p> <p>(b) Within 1 month after the effective date of this AD or concurrently with the replacement required by paragraph (a) of this AD, whichever is first: Revise the Limitations and Normal Procedures sections of the AFM by inserting into the AFM a copy of all the applicable Cessna temporary revisions (TRs) listed in Table 1 of this AD.</p> <p>Note 1: When a statement identical to that in the applicable TR(s) listed in Table 1 of this AD has been included in the general revisions of the AFM, the general revisions may be inserted into the AFM, and the copy of the applicable TR may be removed from the AFM.</p>	 <p>U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration</p>				
<p>TABLE 1.—AFM REVISION</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Applicable model 650 airplanes</th> <th>Cessna TR(s)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Citation III, S/Ns 0001 through 0199 inclusive, and 0203 through 0206 inclusive; equipped with Honeywell SPZ-8000 integrated avionics system.</td> <td>65C3FM TC-R02-01, dated May 12, 2004; and 65C3FM TC-R02-06, dated August 11, 2004.</td> </tr> </tbody> </table>		Applicable model 650 airplanes	Cessna TR(s)	Citation III, S/Ns 0001 through 0199 inclusive, and 0203 through 0206 inclusive; equipped with Honeywell SPZ-8000 integrated avionics system.	65C3FM TC-R02-01, dated May 12, 2004; and 65C3FM TC-R02-06, dated August 11, 2004.
Applicable model 650 airplanes	Cessna TR(s)				
Citation III, S/Ns 0001 through 0199 inclusive, and 0203 through 0206 inclusive; equipped with Honeywell SPZ-8000 integrated avionics system.	65C3FM TC-R02-01, dated May 12, 2004; and 65C3FM TC-R02-06, dated August 11, 2004.				

Figura 14 - Página 1 de 3 da AD nº 2005-13-21.

Citation III, S/Ns 0001 through 0199 inclusive, and 0203 through 0206 inclusive; not equipped with Honeywell SPZ-8000 integrated avionics system.	65C3FM TC-R02-01, dated May 12, 2004; and 65C3FM TC-R02-07, dated August 11, 2004.
Citation VI, S/Ns 0200 through 0202 inclusive, and 0207 and subsequent	65C6FM TC-R04-01, dated May 12, 2004; and 65C6FM TC-R04-06, dated August 11, 2004.
Citation VII, S/Ns 7001 and subsequent	65C7FM TC-R10-01, dated May 12, 2004.
Citation VII, S/Ns 7001 and subsequent, equipped with Honeywell SPZ-8000 integrated avionics system.	65C7FM TC-R10-07, dated August 11, 2004.

Parts Installation

(c) As of the effective date of this AD, no person may install an ACU having P/N 9914197-3 or -4, on any airplane.

Alternative Methods of Compliance

(d) In accordance with 14 CFR 39.19, the Manager, Wichita Aircraft Certification Office, FAA, is authorized to approve alternative methods of compliance for this AD.

Incorporation by Reference

(e) Unless otherwise specified in this AD, the actions must be done in accordance with the service information listed in Table 2 of this AD. This incorporation by reference was approved by the Director of the Federal Register in accordance with 5 U.S.C. 552(a) and 1 CFR part 51. To get copies of this service information, contact Cessna Aircraft Co., P.O. Box 7706, Wichita, Kansas 67277. To inspect copies of this service information, go to the FAA, Transport Airplane Directorate, 1601 Lind Avenue, SW., Renton, Washington; or to the FAA, Wichita Aircraft Certification Office, 1801 Airport Road, Room 100, Mid-Continent Airport, Wichita, Kansas; or to the National Archives and Records Administration (NARA). For information on the availability of this material at the NARA, call (202) 741-6030, or go to http://www.archives.gov/federal_register/code_of_federal_regulations/ibr_locations.html.

TABLE 2.—MATERIAL INCORPORATED BY REFERENCE

Cessna Service Information	Date
Service Bulletin SB 650-27-53	March 11, 2004.
Temporary Revision 65C3FM TC-R02-01	May 12, 2004.
Temporary Revision 65C3FM TC-R02-06	August 11, 2004.
Temporary Revision 65C3FM TC-R02-07	August 11, 2004.
Temporary Revision 65C6FM TC-R04-01	May 12, 2004.
Temporary Revision 65C6FM TC-R04-06	August 11, 2004.
Temporary Revision 65C7FM TC-R10-01	May 12, 2004.
Temporary Revision 65C7FM TC-R10-07	August 11, 2004.

Figura 15 - Página 2 de 3 da AD nº 2005-13-21.

Effective Date

(f) This amendment becomes effective on July 29, 2005.

Issued in Renton, Washington, on June 14, 2005.

Kevin M. Mullin,
Acting Manager, Transport Airplane Directorate, Aircraft Certification Service.
[FR Doc. 05-12306 Filed 6-23-05; 8:45 am]
BILLING CODE 4910-13-P

Figura 16 - Página 3 de 3 da AD nº 2005-13-21.

De acordo com registros de manutenção, o SB650-27-53 e a AD nº 2005-13-21 foram dados como cumpridos em 28JUL2006. O item 13 do SB650-27-53 previa um voo operacional de *check* do sistema.

Nos registros do diário de bordo, não foi identificado voo de experiência visando ao cumprimento do item 13 do SB650-27-53.

Alert Service Letter ASL650-55-04

Em 02NOV2007, o fabricante da aeronave emitiu a primeira versão da *Alert Service Letter* (ASL) - ASL650-55-04 (Figuras 17 a 19). Este documento passou por duas revisões, conforme descrito a seguir.

A primeira revisão datava de 01OUT2008 e trazia pequenas modificações no conjunto de montagem dos atuadores, caso houvesse a necessidade de substituição.

A segunda revisão datava de 23ABR2009 e alterava o prazo para cumprimento, de 18 para 36 meses.

ALERT SERVICE LETTER		 Cessna A Textron Company	
Citation		ASL650-55-04	
TITLE			
STABILIZERS - HORIZONTAL-STABILIZER ACTUATOR-CONTROLLER			
EFFECTIVITY			
MODEL	SERIAL NUMBERS		
650 (Citation III)	-0001 thru -0199, -0203 thru -0206		
650 (Citation VI)	-0200 thru -0202, -0207 thru -0241		
650 (Citation VII)	-7001 thru -7119		
REASON			
The horizontal-stabilizer actuator-controller can cause the PRI TRIM FAIL annunciator light to not illuminate during the Warning System-CHECK of the pre-flight and post-flight rotary test.			
DESCRIPTION			
This service letter provides the part number information for an improved horizontal-stabilizer actuator-controller.			
COMPLIANCE			
MANDATORY. This service letter must be accomplished within 36 months from the original date of receipt.			
MANPOWER			
WORK PHASE	MAN-HOURS		
Modification	3.0 man-hours for replacement of the 9914197-8 Actuator Controller, and associated paper work.		
MATERIAL - Cost and Availability			
NOTE: The following parts may be required to complete this service letter.			
PART NUMBER	QUANTITY	KEY WORD	COST
9914056-7	1	Actuator Assembly	*
9914056-8	1	Actuator Assembly	*
9914197-8	1	Actuator Controller	*
* Please contact Citation Parts Distribution for current cost and availability of parts listed in this service letter. Phone at 1-800-835-4000 (Domestic) or 1-316-517-7542 (International). Send Email to: citationparts@cessna.textron.com or telefax at 1-316-517-7711.			
NOTE: The 9914056-7 and 9914056-8 Actuator Assemblies have a 1200 hour replacement time limit. This replacement time limit will be incorporated into chapter 4 of the Model 650 Maintenance Manual.			
Nov 2/2007 Revision 2 - Apr 23/2009		650-55-04 Page 1 of 3	

Figura 17 - Página 1 de 3 da ASL650-55-04.

Citation	ALERT SERVICE LETTER	 <small>A Textron Company</small>
ASL650-55-04		
WARRANTY		
Eligibility:	Aircraft superseding from the 9914197-7 actuator controller to the 9914197-8 actuator controller, that are within the effectivity of this alert service letter (ASL650-55-04), will be eligible for warranty consideration. Warranty eligibility is limited to the superseding of the actuator controller and does not cover replacement of the actuator assembly(s).	
Parts:	Authorized Citation Service Facilities, individual operators, or other maintenance facilities may submit a Credit Claim Form for the parts kit(s) required for accomplishment of this service letter, provided the work is completed and the claim submitted by the expiration date shown below.	
Labor:	Authorized Citation Service Facilities may submit a Credit Claim Form for accomplishment of this service letter, on eligible airplanes, provided the work is completed and the claim submitted by the expiration date shown below.	
Expiration:	Mar 31/2011	
REFERENCES		
	Cessna Citation Model 650 Maintenance Manual	
	Cessna Citation Model 650 Illustrated Parts Catalog	
PUBLICATIONS AFFECTED		
	Cessna Citation Model 650 Illustrated Parts Catalog	
ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS		
1.	Prepare the airplane for maintenance.	
A.	Make sure that all switches are in the OFF/NORM position.	
B.	Disconnect electrical power from the airplane.	
	(1) Disconnect the airplane battery.	
	(2) Disconnect external electrical power.	
C.	Attach maintenance warning tags to the battery and external power receptacle that have " DO NOT CONNECT ELECTRICAL POWER - MAINTENANCE IN PROGRESS " on them.	
2.	Remove the 9914197-7 Actuator Controller. (Refer to the Model 650 Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)	
3.	Install the 9914197-8 Actuator Controller. (Refer to the Model 650 Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)	
4.	Do a flight at 40,000 feet or higher for one hour.	
	NOTE: The flight must be accomplished in less than 4 weeks.	
5.	Do the post-flight Warning System-CHECK.	
A.	If the PRI TRIM FAIL annunciator light does not illuminate, do Step 6.	
	NOTE: The horizontal actuator assembly must be replaced in 15 flight hours or less.	
B.	If the PRI TRIM FAIL annunciator light does illuminate, do Step 7.	
	Nov 2/2007	650-55-04
	Revision 2 - Apr 23/2009	Page 2

Figura 18 - Página 2 de 3 da ASL650-55-04.

Citation	ALERT SERVICE LETTER	 <small>A Textron Company</small>
ASL650-55-04		
6.	Replace the actuator assembly.	
A.	(Airplanes with the 9914056-3 Actuator Assembly installed.) Remove the 9914056-3 Actuator Assembly. (Refer to the Model 650 Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)	
	(1) Install the 9914056-7 Actuator Assembly. (Refer to the Model 650 Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)	
	NOTE: The 9914056-7 Actuator Assembly has a 1200 hour replacement time limit. This replacement time limit will be incorporated into chapter 4 of the Model 650 Maintenance Manual.	
	NOTE: A 9914056-3 Actuator Assembly may be used if a 9914056-7 Actuator Assembly is not available.	
B.	(Airplanes with the 9914056-4 Actuator Assembly installed.) Remove the 9914056-4 Actuator Assembly. (Refer to the Model 650 Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)	
	(1) Install the 9914056-8 Actuator Assembly. (Refer to the Model 650 Maintenance Manual, Chapter 27, Horizontal Stabilizer Trim Control - Maintenance Practices.)	
	NOTE: The 9914056-8 Actuator Assembly has a 1200 hour replacement time limit. This replacement time limit will be incorporated into chapter 4 of the Model 650 Maintenance Manual.	
	NOTE: A 9914056-4 Actuator Assembly may be used if a 9914056-8 Actuator Assembly is not available.	
7.	Complete the Horizontal Stabilizer Trim Information form (Attached).	
A.	Fax the Horizontal Stabilizer Trim Information form to Citation Customer Service at 1-316-206-6460.	
8.	Record that you completed this service letter as follows:	
A.	Complete a Maintenance Transaction Report.	
B.	Put a copy of the completed Maintenance Transaction Report in the airplane logbook.	
C.	Send a copy of the completed Maintenance Transaction Report to: CESCO, P.O. Box 7706, Wichita, KS 67277.	

Figura 19 - Página 3 de 3 da ASL650-55-04.

De maneira geral, os procedimentos previstos na ASL650-55-04 eram:

- remover a ACU PN 9914197-7 e instalar a ACU PN 9914197-8;
- realizar um voo operacional de *check* no FL400 ou acima, por pelo menos 1h; e
- realizar um *Warning System - CHECK*.

Se a luz *PRI TRIM FAIL* não acender, deve-se realizar a troca do atuador, conforme a seguir:

- caso o atuador instalado seja o PN 9914056-3, trocar pelo atuador PN 9914056-7; e
- caso o atuador instalado seja o PN 9914056-4, trocar pelo atuador PN 9914056-8.

A FAA considerou a ASL650-55-04 um método alternativo de cumprimento, ou *Alternate Means of Compliance (AMOC)*, da AD nº 2005-13-21, por meio da carta resposta emitida com o assunto "*Alternate Means of Compliance to AD 2005-13-21*" de 06NOV2007.

A OS nº 68.496, aberta em 03SET2010 e fechada em 17SET2010, na organização de manutenção TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S.A., continha informações a respeito do cumprimento da ASL650-55-04 (Figura 20).

FICHA DE SERVIÇO(WORK SHEET)					
ITEM(ITEM)	OS(W.O.)	PREFIXO(ACFT. REG)	SN	INÍCIO(DATE IN)	TÉRMINO (DATE OUT)
2	68496	PT-WQH	650-7083	03/09/2010	17/09/2010
SERVIÇO (SERVICE REQUESTED)					
ASL650-55-04					
SERVIÇO EXECUTADO (SERVICE ACCOMPLISHED)					
EFETUADO A ASL650-55-04 CONFORME AS INSTRUÇÕES EM ANEXO. FOI NECESSARIO EFETUAR A SUBSTITUIÇÃO DO CONTROLE DO ATUADOR REMOVIDO 9914197-7 S/N 2045, INSTALADO P/N 9914197-8 S/N 3292. FOI USADO O M.M CESSNA 650 CAP27-40-01 REV 32., NÃO FOI NECESSARIO EFETUAR A SUBSTITUIÇÃO DO ATUADOR CONFORME INSTRUÇÕES EM ANEXO DA ASL650-55-04 PONTO 5B .OK.					

Figura 20 - Ordem de Serviço nº 68.496, do dia 03SET2010.

A OS nº 68.496 continha a seguinte descrição do serviço executado.

“(…) NÃO FOI NECESSÁRIO EFETUAR A SUBSTITUIÇÃO DO ATUADOR CONFORME INSTRUÇÕES EM ANEXO DA ASL650-55-04 PONTO 5B. OK.” (sic)

O ponto 5B da ASL650-55-04 referia-se ao *WARNING SYSTEM - CHECK*, após o voo de experiência.

Nos registros do diário de bordo constavam alguns voos no período em que a Ordem de Serviço estava em aberto, de 03SET2010 a 19SET2010, inclusive transportando passageiros.

Nenhum dos voos realizados nesse período ocorreu com a finalidade específica de voo de experiência. Tampouco havia descrição das condições observadas em voo e o resultado do teste *WARNING SYSTEM - CHECK*.

1.7. Informações meteorológicas.

As condições meteorológicas em rota eram favoráveis à realização do voo, conforme mostrado pela imagem satélite às 21h00min (UTC), próximo ao momento do acidente (Figura 21).

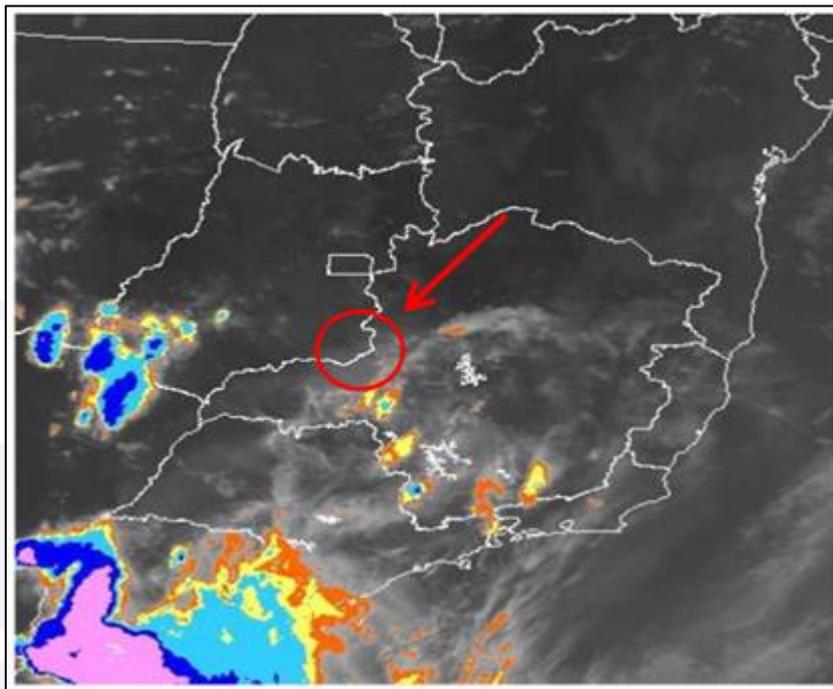


Figura 21 - Imagem satélite consultada às 21h00min (UTC), próximo ao momento do acidente. O círculo vermelho ilustra o local aproximado de impacto da aeronave contra o solo.

1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

1.9. Comunicações.

Todas as comunicações foram realizadas com os serviços de tráfego aéreo sem intercorrências.

1.10. Informações acerca do aeródromo.

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

1.11. Gravadores de voo.

A aeronave era equipada com gravador digital de voz, *Cockpit Voice Recorder* (CVR). O gravador de dados não era requerido para a categoria de operação do PT-WQH e não estava instalado. O CVR instalado tinha as seguintes especificações:

Fabricante: L-3 *Aviation Recorders*

Modelo: A200S

Part Number: S200-0012-00

Este CVR possuía a capacidade de armazenar dados em dois canais de áudio. Uma de qualidade padrão, com duração aproximada de duas horas, proveniente de duas fontes de áudio (microfone de área de cabine e *headset* dos pilotos). O outro canal de áudio de alta qualidade, com duração aproximada de trinta minutos, possuía quatro fontes (microfone de área de cabine, *headset* do piloto, *headset* do copiloto e interfone de cabine).

A gravação do áudio era iniciada com a energização da aeronave e cessava quando havia interrupção do fornecimento de energia ou, ainda, quando o CVR era submetido a altos fatores de carga "G".

Os dados desse modelo de gravador de voz eram armazenados em uma unidade denominada *Crash Survivable Memory Unit* (CSMU). A CSMU foi encontrada no sítio do acidente com danos significativos devido ao impacto e ao fogo (Figura 22).



Figura 22 - CSMU no local do acidente.

Devido à extensão dos danos na CSMU, a extração dos dados da memória foi realizada nas instalações do *National Transportation Safety Board* (NTSB), em Washington, Estados Unidos da América, acompanhada por técnicos do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (CENIPA).

O áudio de qualidade padrão foi extraído integralmente, totalizando duas horas, quatro minutos e quinze segundos de gravação. Foram registradas as gravações relativas à fase final de descida, ao pouso e ao táxi do voo anterior. Além disso, as gravações continham as conversas realizadas em solo com a aeronave energizada e durante todo o voo do acidente.

Com relação ao áudio de alta qualidade, foi extraído um total de 31 minutos e 26 segundos de gravação. Porém, foi identificado que um *chip* de memória estava danificado de forma irrecuperável.

Pela lógica de gravação do CVR, a falha desse *chip* de memória gerou pequenas lacunas pontuais na seção de áudio de alta qualidade referente à captação do microfone de área. O período de gravação de alta qualidade compreendeu o final da fase de táxi e todo o voo do acidente.

Nas gravações relativas ao voo anterior (SBSP-SBBR), após o pouso, durante o procedimento de *shutdown*, não foi identificada a realização do teste *TRIM/FLAP* da *Rotary Test Switch*.

A aeronave foi energizada novamente, cerca de 45 minutos antes da decolagem para o voo da ocorrência e, nesse momento, o CVR voltou a registrar os áudios de cabine.

Durante a preparação para o voo, foi possível identificar diversos assuntos, tais como: plano de voo, navegação e informações do *Automatic Terminal Information Service* (ATIS). Naquele período, não foram identificadas algumas ações do *Cockpit Preparation Checklist*.

Cerca de trinta minutos antes da decolagem, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- “Eu nem mexi, dessa vez deu de novo. Hoje de manhã não deu, mas nem toquei aqui também.”
- “Ah tira... tira ele um pouquinho ali.”
- “*Pitch Control. Pitch Power.*”

Instantes após a última fala desse diálogo, foi possível identificar dois sons de baixa intensidade no canal de áudio dos tripulantes, caracterizados por dois cliques de tom grave, espaçados por, aproximadamente, um segundo.

Após cerca de quinze segundos, foram identificados outros dois sons de cliques semelhantes aos anteriores, espaçados, novamente, por um segundo.

Aproximadamente um minuto e vinte segundos após a fala “*Pitch Control. Pitch Power*” foram registrados sons de outros dois cliques.

O primeiro se caracterizou como o som de um clique de intensidade baixa para média e tom levemente grave. Após 1,5 segundo, outro som foi caracterizado como um clique de intensidade média e tom moderadamente agudo.

Em seguida, foi possível ouvir o aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*) por duas vezes.

Cerca de cinco segundos após o último aviso sonoro (*Clacker*), foi registrado no canal de áudio do microfone de cabine, um único som caracterizado por um clique de intensidade média e levemente agudo.

Por volta de 30 segundos após o término do aviso sonoro *Clacker*, aproximadamente 25 minutos antes da decolagem, houve a seguinte conversa entre os tripulantes:

- “Nada né?”
- “Nem acender ele acendeu.”
- “Uhum...Experimenta...Botão Vermelho.”
- “Quer puxar um pouquinho de novo e deixar uns dois ou um minuto?”

Logo em seguida a esse diálogo, foi possível identificar novamente, no canal de áudio dos tripulantes, um som de baixa intensidade caracterizado por dois cliques de tom grave, espaçados por, aproximadamente, 0,7 segundo.

Cerca de 24 minutos antes da decolagem, um dos tripulantes fez uma ligação telefônica solicitando o embarque dos passageiros. A seguir consta um trecho da ligação:

- “Pra não dar muito *stress* aí, pede para os passageiros já entrarem.”

A seguinte conversa entre os tripulantes foi registrada 23 minutos, aproximadamente, antes da decolagem:

- “Volta?”
- “Volta.”

Em seguida, foi registrado no canal de áudio dos tripulantes dois sons de baixa intensidade e tom grave caracterizados por dois cliques espaçados de, aproximadamente, um segundo.

Na sequência, os tripulantes comentam sobre o acendimento de uma luz, no entanto, sem especificá-la. Foram feitos outros comentários sobre desligar a *Auxiliary Power Unit* (APU) e a bateria, porém sem estabelecer relação direta com nenhum sistema da aeronave.

O embarque dos passageiros ocorreu, aproximadamente, 21 minutos antes da decolagem. Os tripulantes reportaram que a aeronave estava acionada e pronta para o táxi cerca de treze minutos antes da decolagem.

Pouco mais de dois minutos após os tripulantes declararem a aeronave acionada e pronta para o táxi, foi possível identificar um único som de intensidade baixa para média e tom levemente grave. Em seguida, houve o seguinte comentário de um dos tripulantes:

- “Colocou? Ué? Não tá respondendo também?”

Durante essa fala, foi possível identificar, no canal de áudio do microfone de cabine, um único som de intensidade média e tom moderadamente agudo. Após cerca de quatro segundos, houve dois avisos sonoros de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*).

Por volta de cinco segundos após o término da movimentação, foi possível identificar no canal de áudio do microfone de cabine, um único som de intensidade média e tom levemente agudo.

Cerca de quatro minutos antes de iniciar a corrida de decolagem, os tripulantes tiveram o seguinte diálogo antes de ingressar na pista 11R:

- “Não tem nenhuma aeronave.”
- “Vamos fazer o seguinte... tira o APU.”
- “APU fora. Beleza. Quer tentar o inversor também?”
- “Hum, não, inversor não.”
- “Vai ter que ir na mão.”
- “Ahn?”
- “Vai ter que ir na mão.”

Na sequência, a aeronave recebeu autorização para decolar. A corrida de decolagem ocorreu sem intercorrências. Durante a subida inicial, menos de um minuto após a decolagem, foi possível identificar dois sons no canal de áudio do microfone de cabine.

O primeiro som era caracterizado como um clique de intensidade baixa para moderada e tom levemente grave. O segundo som era caracterizado como um clique de intensidade média e tom moderadamente agudo. Esses cliques estavam espaçados de aproximadamente 1,5 segundo.

Por volta de três segundos após esses dois sinais sonoros, foi possível ouvir o aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*) em quatro momentos distintos, totalizando 16,8 segundos de aviso sonoro em um intervalo de tempo de, aproximadamente, dois minutos.

Durante os procedimentos de decolagem e subida, os tripulantes pronunciaram algumas ações do *After Takeoff Checklist*.

Cerca de três minutos após a decolagem, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- “Aqui você tem que botar na cabeça que você é um piloto automático.”
- “Uhum.”

Decorridos quatro minutos e trinta segundos de voo, foram identificados três sons distintos no canal de áudio do microfone de cabine. O primeiro caracterizou-se como um clique de intensidade média e tom levemente agudo. Após 2,1 segundos, um segundo clique de intensidade baixa para moderada e tom levemente grave. Por fim, um terceiro

clique espaçado de 2,3 segundos do segundo clique com intensidade média e tom levemente agudo. Logo na sequência houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- “Deixa ele quietinho...né?”
- “É.”
- “Quer manter aí?”
- “Beleza.”

Após esse diálogo, um dos tripulantes forneceu orientações sobre posições mais confortáveis de pilotagem e sobre manter a aeronave na rota desejada.

Decorridos cerca de doze minutos de voo, um dos tripulantes comentou sobre a posição do estabilizador horizontal como sendo de, aproximadamente, -2° em voo reto e nivelado.

Por volta de catorze minutos de voo, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- “Vamos ver se o AP está funcionando?”
- “Vamos.”

Menos de um segundo após esse diálogo, foi possível ouvir, no canal de áudio do microfone de cabine, um som caracterizado por um clique de intensidade média e tom levemente agudo. Cerca de cinco segundos após esse som, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- “Nada né?”
- “Nada.”

Aproximadamente sete segundos após o último diálogo, foi possível identificar novamente dois sons distintos no microfone de área da cabine. O primeiro caracterizado por um clique de intensidade média para baixa e tom levemente grave. O segundo caracterizado por um clique de intensidade média e tom moderadamente agudo espaçado de, aproximadamente, um segundo do primeiro som.

Menos de dois minutos após o diálogo anterior, ou seja, decorridos, aproximadamente, 16 minutos de voo, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- “Você acredita que uma vez eu e o [nome de pessoa] levamos o [apelido] até [nome de cidade] assim?”¹
- “Vixe!”
- “Foi uma hora cada um assim.”

Após esse diálogo, os tripulantes comentaram sobre algumas formações meteorológicas e sobre realizar pequenos desvios na rota. Com aproximadamente 21 minutos de voo, a tripulação solicitou o FL410 como nível final de voo. Esta solicitação foi autorizada pelo serviço de tráfego aéreo, *Air Traffic Services* (ATS).

Decorridos aproximadamente 23 minutos e trinta segundos de voo, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- " Se quiser que eu tente alguma coisa aí você fala. Se quiser que eu vá tentando alguma coisa"
- “Não, não, agora... já... acabei de... Voltou ao normal (...). Vamos ver se liga”

Imediatamente após o término da segunda fala do diálogo anterior, houve a seguinte sequência de eventos registrada no canal de áudio do microfone de cabine:

- Evento 01 (00m00,0s): som de um clique de intensidade média e tom levemente agudo;

¹ Nome de pessoas e cidades intencionalmente omitidos.

- Evento 02 (00m02,2s): início do aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*);
- Evento 03 (00m03,6s): fala de um dos tripulantes: “Eita!”;
- Evento 04 (00m03,8s): fim do aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*);
- Evento 05 (00m03,9s): aviso sonoro de, aproximadamente, 2.700hz de frequência;
- Evento 06 (00m05,9s): som de intensidade baixa para média e tom levemente grave;
- Evento 07 (00m06,3s): som de intensidade média e tom moderadamente agudo;
- Evento 08 (00m12,5s): fala de um dos tripulantes: “Reduzir?”;
- Evento 09 (00m13,4s): fala do outro tripulante: “Aham.”;
- Evento 10 (00m18,3s): som de esforço físico de um dos tripulantes - houve em torno de 10 manifestações similares durante a queda da aeronave;
- Evento 11 (00m21,3s): alarme característico de sobrevelocidade (*Overspeed*) - este alarme permaneceu até a interrupção da gravação;
- Evento 12 (00m56,0s): alarmes do *Ground Proximity Warning System* (GPWS) - avisos *Caution Terrain* e *Pull Up* - estes alarmes foram emitidos de forma espaçada até a interrupção da gravação; e

Evento 13 (01m13,3s): interrupção da gravação do CVR da aeronave.

1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.

A aeronave colidiu contra o solo com alta energia, em uma fazenda localizada no município de Guarda-Mor, MG. A elevação do terreno era de, aproximadamente, 2.200ft.

O impacto contra o solo produziu alta fragmentação da aeronave e uma cratera de, aproximadamente, dez metros de diâmetro e sete metros de profundidade.



Figura 23 - Local de impacto da aeronave contra o solo.

1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

1.13.1. Aspectos médicos.

De acordo com os dados das Inspeções de Saúde (INSPSAU), os tripulantes eram considerados saudáveis física e mentalmente.

O piloto realizou sua última Inspeção de Saúde em 09JUN2015, na junta de saúde do Hospital de Aeronáutica de São Paulo (HASP), recebendo o parecer “apto para o fim a que se destina”. A INSPSAU tinha validade até 09JUN2016.

O copiloto realizou sua última Inspeção de Saúde em 26FEV2015, na junta de saúde do Hospital de Aeronáutica de São Paulo (HASP), recebendo o parecer “apto para o fim a que se destina”. A INSPSAU tinha validade até 26FEV2016.

1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

1.13.3. Aspectos Psicológicos.

Na época do acidente, o piloto trabalhava para a empresa operadora há mais de trinta anos.

Segundo relatos, era profissionalmente respeitado entre os colegas de trabalho e mantinha um bom relacionamento interpessoal com todos, geralmente assumindo um perfil comportamental calmo, discreto, metódico e apaziguador.

Apesar de sua postura mais introspectiva e reservada, mostrava-se aberto à comunicação e ao diálogo entre os pilotos com quem trabalhava, fato que facilitava a dinâmica da equipe e o gerenciamento de recursos técnicos e humanos durante os voos.

Pessoas próximas ao piloto relataram que, no período que antecedeu o acidente, ele se apresentava física e emocionalmente estável. Mantinha rotinas de sono e alimentação saudáveis e não apresentava queixas com relação ao trabalho que pudessem refletir negativamente no seu desempenho.

Sua disposição era integral para o voo, inclusive nos finais de semana. No entanto, segundo familiares, o piloto não relatava desconforto pelas ausências sociais causadas em função do seu trabalho.

Entre a equipe de tripulantes da empresa operadora, o piloto envolvido no acidente era quem costumava assumir a função de comandante de todos os voos escalados para a aeronave PT-WQH.

Segundo relatos de seus colegas, seu domínio técnico sobre o referido modelo era notável, com destaque para a autoconfiança e o nível de consciência situacional apresentado durante os voos.

Familiares e colegas de trabalho afirmaram que era comum o piloto manter um estreito acompanhamento das condições operacionais da aeronave. Não foi do conhecimento deles qualquer relato sobre anormalidades na operação do PT-WQH.

O copiloto, segundo seus familiares, mostrava-se física e psicologicamente saudável antes do acidente. Afirmaram que, apesar de sedentário e um pouco acima do peso, não apresentava queixas de fadiga ou cansaço durante a realização de suas atividades.

O copiloto foi descrito como um profissional centrado e que ainda se encontrava em fase de aquisição de experiência operacional. Ele não possuía vínculo empregatício com o operador, mas era solicitado para a composição da escala na falta de outro tripulante.

Sempre que necessário, o piloto costumava priorizar os voos com esse copiloto. Familiares do copiloto relataram que essa condição o agradava, em virtude da oportunidade, ainda que informal, de ser instruído e treinado operacionalmente pelo piloto durante a realização dos voos.

No que tange aos aspectos psicossociais presentes na relação de trabalho dos pilotos com os dirigentes da operadora e demais usuários do seu serviço aéreo, não houve relatos de pressões em relação ao cumprimento rígido de horários ou dos planejamentos de voo.

Segundo os pilotos da empresa operadora, os passageiros não possuíam o hábito de interferir na condução dos voos ou nas ações em cabine, sendo compreensivos com eventuais desvios de rota, quando assim a segurança do voo exigisse.

Quanto aos serviços de manutenção realizados, apesar de alguns relatos de integrantes da empresa mantenedora negarem a existência de pressões pelo operador para a execução e finalização dos serviços, foi reportado que, por vezes, havia pressão por parte do piloto-chefe do operador.

O acompanhamento muito próximo das atividades dentro do próprio hangar de manutenção, em algumas ocasiões, constrangia os mecânicos durante a execução dos serviços.

Informaram, também, que essa postura refletia em uma pressão autoimposta pelo mecânico para a finalização do trabalho, além de uma carga de estresse que se somava às exigências da própria atividade de manutenção.

1.14. Informações acerca de fogo.

Não havia evidência de fogo em voo. Todos os sinais encontrados eram condizentes com incêndio após o impacto. As documentações a bordo da aeronave foram danificadas pelas chamas.

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

Não houve sobreviventes.

1.16. Exames, testes e pesquisas.

Foi realizado exame dos destroços entre os dias 23FEV2016 e 26FEV2016, com a participação de representantes do CENIPA, do Departamento de Ciência e Tecnologia da Aeronáutica (DCTA), do fabricante da aeronave e do fabricante dos motores, nas instalações do CENIPA, em Brasília, DF.

Devido à extensão dos danos, não foi possível realizar exames detalhados em diversos sistemas da aeronave.

A partir da análise dos destroços foi possível afirmar que:

- a) a medição dos atuadores dos flapes, *spoilers* e *speed brakes* indicou que estes estavam recolhidos; e
- b) a medição dos atuadores dos trens de pouso indicou que estes estavam na posição recolhida.

Com relação ao sistema de compensação longitudinal, foram recuperados o conjunto de fixação do atuador na superfície do estabilizador horizontal, o motor elétrico do estabilizador horizontal e uma seção de, aproximadamente, cinco polegadas do *jackscrew* de acionamento (Figura 24).



Figura 24 - Motor elétrico do estabilizador horizontal e seção do *jackscrew*.

Não foi possível estimar a posição do estabilizador horizontal no momento do impacto.

O motor esquerdo, modelo TFE731-4, PN 3073640-2, SN P-102269, apresentava danos com características de roçamento nos discos de turbina. Esses danos indicavam que o motor apresentava rotação e estava operando no momento do impacto.



Figura 25 - *Blades* danificadas da turbina de baixa pressão do motor esquerdo.

O motor direito, modelo TFE731-4, PN 3073640-2, SN P-102278, apresentava danos com características de roçamento nos discos de turbina. Esses danos indicavam que o motor apresentava rotação e estava operando no momento do impacto.



Figura 26 - *Blades* danificadas da turbina de baixa pressão do motor direito.

Não foram observadas condições preexistentes ao impacto que indicassem condições de funcionamento anormal dos motores.

1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.

O operador utilizava serviços aéreos de transporte privado para o cumprimento de sua agenda de atividades há quase quarenta anos, com a finalidade de atender às demandas de deslocamentos dos dirigentes da empresa.

A aeronave modelo 650 era utilizada pelo operador desde 1998. Na época do acidente, a empresa operadora possuía, além do modelo 650, uma aeronave modelo *Gulfstream 200*. A equipe de operação dessas aeronaves era composta por quatro pilotos, sendo o PT-WQH operado, predominantemente, pelo piloto envolvido no acidente.

O copiloto que voava o 650 no dia do acidente não possuía vínculo empregatício com o operador. Realizava voos sob demanda, condição essa que durava, aproximadamente, três anos.

Segundo familiares do copiloto, havia uma expectativa, embora ainda não oficializada, de uma contratação formal pelo operador para 2016.

As atividades aéreas da empresa operadora eram coordenadas pelo piloto-chefe do operador. Os voos eram realizados sob demanda, não havendo uma rotina de operação pré-definida.

Normalmente, os voos eram solicitados com uma antecedência média de dez a quinze dias, o que permitia serem planejados de forma organizada.

Eram realizados em torno de trinta voos por mês, equivalentes a vinte horas mensais de voo, em média, os quais podiam envolver também jornadas de trabalho noturna ou em fins de semana.

Segundo relatos, as condições anormais (*panes*) observadas na operação da aeronave eram habitualmente reportadas de modo verbal, não sendo registradas no diário de bordo.

Os serviços de manutenção eram realizados, geralmente, na sede da oficina. Entretanto, eventualmente, intervenções de manutenção poderiam ser realizadas fora de sede no local onde a aeronave se encontrava.

Grande parte das intervenções de manutenção realizadas no PT-WQH era acompanhada pelo piloto-chefe do operador e, sempre que possível, também pelo piloto envolvido no acidente em tela.

Segundo a organização de manutenção, em função da política de transparência que buscava manter com seus clientes, ela não limitava ou impedia o acompanhamento do operador quanto ao andamento e os tipos de serviços que eram executados pelos mecânicos dentro do próprio hangar de manutenção.

Com relação aos processos organizacionais relativos à abertura de ordens de serviço pela organização de manutenção, constatou-se que as mesmas eram confeccionadas por uma equipe de Apoio ao Cliente, cuja composição não previa a presença de profissional com conhecimentos técnicos de manutenção.

Sobre isso, alguns profissionais da manutenção mencionaram que era comum receber OS com descrições pouco detalhadas ou confusas do serviço a ser realizado, fato que recorrentemente os levava a um retrabalho de ter que entrar em contato novamente com o operador e/ou com a Equipe de Apoio ao Cliente, com o fito de esclarecer melhor a natureza e a característica da condição registrada.

Conforme mencionado na seção 1.6, houve duas intervenções de manutenção relacionadas com o sistema de compensação longitudinal no mês de setembro de 2015, OS nº 81.995, de 08SET2015 e OS nº 82.071, de 21SET2015.

De acordo com o apurado junto à organização de manutenção, esta informou que no caso da primeira OS, aparentemente, tratava-se de uma pane elétrica intermitente, pois não foi possível reproduzi-la mais de uma vez durante os testes.

Além disso, a descrição do serviço na OS não remeteu a um problema mais complexo, que necessitasse de uma verificação mais completa em todo o sistema de compensação horizontal da aeronave.

A interpretação da descrição da primeira OS induziu a equipe de manutenção a realizar verificações no sistema elétrico associado ao *Horizontal Trim Advisory*.

Observou-se que o inspetor de manutenção responsável pela conferência do serviço não possuía conhecimentos aprofundados em sistemas elétricos, apesar de possuir o curso referente ao tema. O inspetor também não era habilitado em aviônicos, sendo sua especialidade relacionada aos sistemas de comandos de voo.

A execução do serviço referente a essa primeira OS foi assinada pelo supervisor de manutenção da empresa e não pelo mecânico responsável pela realização do serviço. Segundo informações, esta não costumava ser uma prática comum na empresa.

Após a conclusão do serviço da OS nº 81.995, uma segunda OS, nº 82.071, foi solicitada pelo operador, com a seguinte descrição:

“ALARME DO TRIM COM AVISO SONORO CONSTANTE - NECESSÁRIO SUBSTITUIR (REFERENTE ITEM 08 DA OS 81.995).”

A descrição do serviço restringia-se apenas ao aviso sonoro. Não foi realizado novo teste do sistema, sendo efetuada apenas a substituição do componente. Portanto, de acordo com relatos, a verificação detalhada do sistema não foi efetuada.

1.18. Informações operacionais.

A aeronave decolou do Aeródromo de Congonhas (SBSP) com destino ao Aeródromo de Brasília (SBBR), na manhã do dia 10NOV2015, com previsão de retorno no final do mesmo dia.

Esse voo tinha como objetivo transportar executivos da empresa proprietária da aeronave.

A aeronave foi abastecida com 1.400 litros de combustível JET A1, em Brasília, DF.

A aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento especificados pelo fabricante.

A decolagem ocorreu às 20h39min (UTC). O nível de cruzeiro constante no plano de voo era o FL390.

A primeira detecção de um dos radares de controle de tráfego aéreo ocorreu com menos de um minuto de voo, por volta de 4.000ft. Esta detecção ocorreu no modo secundário do radar, no qual a aeronave transmite informações de altitude e código transponder.

No modo primário, a informação de altitude é obtida por meio da própria detecção radar e possui menor precisão.

Com cerca de 21 minutos de voo, a aeronave estava no FL340. Nesse momento, conforme descrito na seção 1.11, a tripulação solicitou o nível de voo final FL410.

O Centro de Controle de Área Brasília (ACC-BS) autorizou o nível solicitado.

Com 24 minutos de voo, os radares de tráfego aéreo detectaram, por meio do modo secundário do radar, a aeronave em uma altitude de 36.800ft.

Após atingir essa altitude, as detecções dos radares mostraram que ela descreveu uma trajetória descendente acentuada.

Após a altitude de 35.800ft, a lógica de detecção dos radares considerou inválidas as informações fornecidas pela aeronave, sendo as detecções realizadas no modo primário.

A Figura 27, a seguir, resume a trajetória descendente da aeronave.

A primeira coluna exibe o horário da detecção, a segunda mostra os valores de altitude e a terceira exibe o modo de detecção (primário ou secundário).

Hora (UTC)	Altitude (ft)	Modo
21:03:24	36800	Secundário
21:03:28	36600	Secundário
21:03:29	36400	Secundário
21:03:32	36100	Primário
21:03:34	35800	Secundário
21:03:36	35500	Primário
21:03:35	35600	Primário
21:03:39	34800	Primário
21:03:40	34600	Primário
21:03:44	33700	Primário
21:03:46	33000	Primário
21:03:48	32400	Primário
21:03:49	32000	Primário
21:03:50	31300	Primário
21:03:51	30800	Primário
21:03:54	29500	Primário
21:03:55	28800	Primário
21:03:58	27200	Primário
21:04:03	23700	Primário
21:04:06	21400	Primário
21:04:10	18700	Primário

Figura 27 - Detecções radar durante a queda da aeronave PT-WQH.

A última detecção ocorreu no modo primário às 21h04min10seg (UTC) em uma altitude de 18.700ft.

As coordenadas registradas pelo radar nesse ponto foram 17°55'55"S e 047°20'57"W.

Considerando a última detecção radar e o ponto de impacto (17°56'05"S e 047°18'34"W), concluiu-se que a aeronave percorreu uma distância horizontal de 2,3 NM (4.260m) entre esses dois pontos.

Com relação aos manuais de voo, o *Airplane Flight Manual* (AFM) continha procedimentos a serem realizados em listas de verificações (*checklists*) de acordo com a situação de voo da aeronave.

De maneira geral, os *checklists* são divididos em três grandes áreas: Procedimentos Normais (*Normal Procedures*), Procedimentos Anormais (*Abnormal Procedures*) e Procedimentos de Emergência (*Emergency Procedures*).

As verificações contidas nos Procedimentos Normais (*Normal Procedures*) são aquelas ações que devem ser adotadas na operação de rotina da aeronave.

A Figura 28 mostra os *Normal Procedures* da aeronave modelo 650, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

NORMAL PROCEDURES	3-67
Cockpit Inspection	3-67
Cabin Inspection	3-69
Exterior Inspection	3-70
Cockpit Preparation	3-72
Before Starting Engines	3-76
Starting Engines - Normal Mode Either Engine First	3-77
Before Taxi	3-78
Taxi	3-80
Before Takeoff	3-81
Takeoff	3-82
After Takeoff - Climb	3-82
Cruise	3-83
Turbulent Air Penetration	3-83
Descent	3-84
Approach	3-84
Before Landing	3-85
Landing	3-85
All-Engines Go-Around	3-85
After Landing	3-86
Shutdown	3-86
Shutdown (Quick Turnaround Planned with APU/GPU)	3-87
Anti-Ice Additives	3-88
Flight Into Icing	3-89
Cold Weather Operations	3-89
Anti-Ice Systems	3-90
Pressurization/Environmental System	3-94
Freon Air Conditioning System	3-95
Windshield Defog	3-95
Oxygen System	3-96
Fuel System	3-98
Hydraulic System	3-99
Electrical System	3-102
Automatic Performance Reserve	3-103
Honeywell SPZ-8000 Avionics	3-104
Landing Lights	3-106

Figura 28 - Procedimentos Normais da aeronave modelo 650.

Dentre os tópicos mostrados na Figura 28, aqueles que previam uma verificação no sistema de compensação longitudinal da aeronave eram o *Cockpit Preparation* e o *Shutdown Checklist*.

O *Cockpit Preparation Checklist* contemplava ações a serem executadas após as inspeções interna/externa e antes da partida dos motores.

De maneira geral, a sua finalidade era configurar a aeronave para o voo e testar seus diversos sistemas.

Conforme o AFM Revisão 10, de 13AGO2001, o *Cockpit Preparation Checklist* incluía trinta itens.

A Figura 29 mostra em destaque o item 17, *Warning Systems - CHECK*, do *Cockpit Preparation Checklist*.

MODEL 650 SECTION III - OPERATING PROCEDURES
NORMAL PROCEDURES

COCKPIT PREPARATION (Continued)

3. Ground Idle Switch - NORM.
4. Ignition Switches - NORM.
5. Antiskid Switch - ON.
6. Fuel Boost Pumps - NORM.
7. Fuel Computers - NORM.
8. PAC BLD SELECT - NORM.
9. Aileron/Spoiler Disconnect T-Handle - CHECK IN.
10. Environmental Control Panel - ALL KNOBS SET TO 12 O'CLOCK.
 - a. Left and Right Engine Bleed Air - ON.
 - b. Isolation Valve - SHUT.
 - c. Cockpit and Cabin PACs - ON (OFF when operating at airports at or above 12,000 feet).
 - d. Auto Temperature Control - NORMAL RANGE.
11. Cockpit Air Distribution Valves
 - a. Pilot and Copilot Side Window Vents - NORM.
 - b. Remaining valves - AS DESIRED.

NOTE

To provide increased air flow the WEMAC BOOST fan should be turned on.

12. All Other Switches - OFF or NORM.
13. Battery Switch - BATT (check 24 volts minimum; 28.5 volts if external power or APU already on).
14. Gear Handle - DOWN (3 GREEN LIGHTS).
15. If APU installed and not already started, APU - START (APU CHECKLIST; or GPU - CONNECT/ON; if desired; check 28.5 volts).
16. Avionics Power and AC XOVER Switches - ON AND NORM.
17. **Warning Systems - CHECK.**

NOTE

- The windshield bleed air warning system is tested by turning the W/S BLD Switch on when the Warning Test Switch is in the W/S TEMP position. The W/S O'HEAT, LH and RH lights will illuminate and the master warning will flash.
- In ANNUN position, verify the following lights are on: CMPRTR WARN, AHRS BASIC - AHRS AUX PWR, EFIS FAN, FMS1 SX/FMS2 SX, AP OFF - YD OFF, in the pilot's and copilot's panels and GC-810, AFCS A /ON, AFCS B/ ON, MFD FAN (IF INSTALLED). Turn the TEST switch to OFF when check is completed.
- On airplanes not incorporating SB650-34-95 if the rotary test switch is positioned to the ANNUN position with the standby attitude indicator OFF, either on the ground or in the air, the AHRS will lose electrical power and fail. The AHRS will then require a three (3) minute realignment period after power restoration before satisfactory AHRS attitude and heading information is available. On airplanes incorporating SB650-34-95, the above is true on the ground, but the ANNUN position will not affect the AHRS when the airplane is airborne, due to the weight-on-wheels (squat) switch preventing circuit completion.

(Continued Next Page)

FAA APPROVED
65C7FM-08 Configuration AA U.S. 3-73

Figura 29 - *Cockpit Preparation Checklist*, Página 3-73, mostrando os itens 3 a 17, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001 (grifo nosso).

O procedimento *Warning Systems - CHECK*, contido no AFM Revisão 10, de 13AGO2001, não descrevia, de forma detalhada, as ações a serem realizadas nesse procedimento.

As notas do item 17 faziam referência às posições *W/S TEMP* e *ANNUN* da chave seletora da *Rotary Test Switch*.

No *Operating Manual* Revisão 3, de 19FEV1999, constava, na seção 2 (*Airplane and Systems - Warning and Test*), a descrição de diversos sistemas de alertas aos tripulantes, além do detalhamento de cada posição da *Rotary Test Switch*.

A Figura 30 mostra em destaque o item 21, *Primary/Secondary Trim - CHECK*, do *Cockpit Preparation Checklist*.

SECTION III - OPERATING PROCEDURES
NORMAL PROCEDURES

MODEL 650

COCKPIT PREPARATION (Continued)

18. EFIS TEST Buttons - PUSH; verify flags, cautions, flight director command bars are presented and radio altimeter tests to 50 feet for Collins or 100 feet for Honeywell. Release button when test is complete.
19. CVR - TEST.
20. Stabilizer Position - VERIFY INDICATOR AGREES WITH ACTUAL POSITION.
21. **Primary/Secondary Trim - CHECK (PILOT'S WHEEL FIRST, THEN COPILOT'S WHEEL).**
 - a. Left Half of Switch - ENGAGE for nose up and then nose down - Verify stabilizer does not move - DISENGAGE.
 - b. Repeat 21.a. for the Right Half of Switch.
 - c. Entire Switch - ENGAGE for nose up and then nose down - Stabilizer shall follow trim command. Verify trim audio clicking sounds approximately one second after initiating trim - DISENGAGE. Verify trim stops moving by monitoring the indicator and verify that the clicking stops immediately.

WARNING

IF THE TRIM CONTINUES TO MOVE OR CLICKING CONTINUES TO SOUND AFTER DISENGAGEMENT, THE PRIMARY TRIM SYSTEM HAS RUNAWAY.

- d. Trim Disconnect - ENGAGE primary trim switch for nose up; with the trim in motion, DEPRESS and HOLD the AP/TRIM/NWS disconnect button. Verify the primary trim stops. RELEASE the AP/TRIM/NWS button, the primary trim shall start to run. DISENGAGE primary trim switch.
- e. Secondary Trim Switch - ON (lift guarded cover) - Verify the PRI TRIM FAIL and master warning lights are on. (The SEC TRIM FAULT light may also illuminate; engage secondary trim momentarily to extinguish it.)
- f. Master Warning - PUSH TO CANCEL.
- g. Left Half of Switch - ENGAGE for nose up and then nose down - Verify stabilizer does not move - DISENGAGE.
- h. Repeat 21.g. for the Right Half of Switch.
- i. Entire Switch - ENGAGE for nose up and then nose down - Verify SEC TRIM FAULT light (if illuminated) extinguishes and PRI TRIM FAIL light remains illuminated. Stabilizer shall follow trim command - Verify trim audio clicking sounds approximately one second after initiating trim - DISENGAGE.
- j. Secondary Trim Switch - OFF.
- k. Primary Trim Switch - ENGAGE, nose down - Verify PRI TRIM FAIL light extinguished.

22. Rudder Bias Switch - TEST, VERIFY RUDDER BIAS ammeter 7 amperes (minimum - ensure both heaters operable) - then NORM.

(Continued Next Page)

3-74 U.S.
Configuration AA
FAA APPROVED
65C7FM-05

Figura 30 - *Cockpit Preparation Checklist*, Página 3-74, mostrando os itens 18 a 22, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001 (grifo nosso).

Esse item previa uma extensa verificação da funcionalidade do sistema de compensação longitudinal da aeronave, tanto no modo primário quanto no modo secundário.

Em 16MAIO2008, a FAA aprovou a *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18, que trazia três modificações no *Cockpit Preparation Checklist* contido no AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

A *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18 modificava a sequência do *Cockpit Preparation Checklist*. Pela modificação, o item 17, *Warning System - CHECK*, deveria ser realizado imediatamente após o item 21.

Além disso, a TC 65C7FM TC-R10-18 modificava o terceiro ponto do item 17, *Warning System - CHECK*, para um aviso (*Caution*). Ela também incluía um novo alerta

(Warning), advertindo que, caso houvesse uma falha no teste do sistema primário de compensação, esta condição seria impeditiva para o voo até a sua correção.

As Figuras 31 e 32 mostram o conteúdo da *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18.

TEMPORARY FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CHANGE	
Publication Affected:	Model 650 Citation VII (Airplanes 650-7001 and On) basic FAA Approved Airplane Flight Manual Revision 10, dated 13 August 2001.
Airplane Serial Numbers Affected:	Airplanes 650-7001 thru -7119 equipped with the SPZ-8000, incorporating SB650-27-53 or ASL650-55-04.
Description of Change:	Section III, Normal Procedures, COCKPIT PREPARATION, page 3-74, move a step, change a note, and add a warning.
Filing Instructions:	Insert this temporary change in the Model 650 Citation VII (Airplanes 650-7001 and On) basic FAA Approved Airplane Flight Manual adjacent to page 3-74, airplanes equipped with SPZ-8000, incorporating SB650-27-53 or ASL650-55-04. This temporary change replaces 65C7FM TC-R10-07 in its entirety.
Removal Instructions:	Remove and discard 65C7FM TC-R10-07. This temporary change must be removed and discarded when Revision 11 has been collated into the basic FAA Approved Airplane Flight Manual.

In Section III, Normal Procedures, COCKPIT PREPARATION, move step 17 from page 3-73 to immediately after step 21 on page 3-74, change the third bullet in the note to a caution, and add warning as follows:

COCKPIT PREPARATION

I. Warning Systems - CHECK

NOTE

- The windshield bleed air warning system is tested by turning the W/S BLD Switch on when the Warning Test Switch is in the W/S TEMP position. The W/S O'HEAT, LH and RH lights will illuminate and the master warning will flash.
- In ANNUN position, verify the following lights are on: CMPRTR WARN, AHRS BASIC - AHRS AUX PWR, EFIS FAN, FMS1 SX/FMS2 SX, AP OFF - YD OFF, in the pilot's and copilot's panels and GC- 810, AFCS A /ON, AFCS B/ ON, MFD FAN (IF INSTALLED). Turn the TEST switch to OFF when check is completed.

CAUTION

ON AIRPLANES NOT INCORPORATING SB650-34-95 IF THE ROTARY TEST SWITCH IS POSITIONED TO THE ANNUN POSITION WITH THE STANDBY ATTITUDE INDICATOR OFF, EITHER ON THE GROUND OR IN THE AIR, THE AHRS WILL LOSE ELECTRICAL POWER AND FAIL. THE AHRS WILL THEN REQUIRE A THREE (3) MINUTE REALIGNMENT PERIOD AFTER POWER RESTORATION BEFORE SATISFACTORY AHRS ATTITUDE AND HEADING INFORMATION IS AVAILABLE. ON AIRPLANES INCORPORATING SB650-34-95, THE ABOVE IS TRUE ON THE GROUND, BUT THE ANNUN POSITION WILL NOT AFFECT THE AHRS WHEN THE AIRPLANE IS AIRBORNE, DUE TO THE WEIGHT-ON-WHEELS (SQUAT) SWITCH PREVENTING CIRCUIT COMPLETION.

(Continued Next Page)

65C7FM TC-R10-18

Figura 31 - Página 1 de 2 da *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18, de 16MAIO2008.

TEMPORARY FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CHANGE	
WARNING	
THE PRIMARY TRIM FAIL ANNUNCIATOR LIGHT MUST ILLUMINATE DURING THE WARNING SYSTEM TEST. FAILURE TO ILLUMINATE INDICATES A FAULT IN THE PRIMARY TRIM CONTROL SYSTEM THEREBY PREVENTING ANY CONTINUED FLIGHT UNTIL THE CONDITION IS CORRECTED.	
APPROVED BY	<i>M. Kline</i>
for	Margaret Kline, Manager Aircraft Certification Office Federal Aviation Administration Wichita, Kansas
DATE OF APPROVAL	5/16/08

Figura 32 - Página 2 de 2 da *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18, de 16MAIO2008.

O fabricante da aeronave também disponibilizava um *checklist* condensado, denominado *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001.

Em pesquisa realizada no decorrer da investigação, constatou-se que esse manual se encontrava na mesma versão e disponibilizado para venda, por meio do canal de compras do fabricante.

O *Pilots' Abbreviated Checklist* deveria ser usado quando a tripulação já estivesse familiarizada com a aeronave e seus sistemas.

Cabe ressaltar que, em caso de conflito de informações entre o *Checklist* da última versão do *Airplane Flight Manual* e suas alterações aprovadas pela FAA e o *Pilots' Abbreviated Checklist*, deveriam ser consideradas válidas as informações do *Checklist* do AFM.

A Figura 33 mostra os itens previstos no *Cockpit Preparation Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001.

COCKPIT PREPARATION	
1.	COCKPIT AND EXTERIOR INSPECTIONS - COMPLETE
2.	STBY ATTITUDE INDICATOR - TEST/ON/CAGED
3.	GND IDLE SWITCH - NORM
4.	IGNITION SWITCHES - NORM
5.	ANTISKID SWITCH - ON
6.	FUEL BOOST PUMPS - NORM
7.	FUEL COMPUTERS - NORM
8.	PAC BLEED SELECT - NORM
9.	AILERON/SPOILER DISCONNECT - T-HANDLE IN
10.	ENVIRONMENTAL KNOBS - 12 O'CLOCK
11.	COCKPIT AIR DIST VALVES - AS DESIRED
12.	ALL OTHER SWITCHES - OFF/NORMAL
13.	BATTERY - BATT
14.	GEAR HANDLE - DOWN/3 GREEN
15.	APU - START/GPU - CONNECTED (if desired)
16.	AVIONICS PWR/AC XOVER - ON/NORM
17.	WARNING SYSTEMS - CHECK/OFF
18.	EFIS - TEST
19.	CVR - TEST
20.	STAB POSITION - VERIFY INDICATION
21.	PRIMARY/SECONDARY TRIM - CHECK PILOT'S/COPILOT'S
22.	RUDDER BIAS - TEST/NORM
23.	APU (WITH HYD)
	- SPEEDBRAKE/SPOILER - CHECK
	- AUX HYD PWR - NORM
	- AILERON BOOST - CHECK/ON
24.	AVIONICS POWER - OFF
25.	FUEL TRANSFER - CHECK/OFF
26.	CABIN ALTITUDE WARNING HORNS - CHECK
27.	PRESSURIZATION - CHECK/SET
28.	ENGINE SYNC - OFF
29.	ENG INSTRUMENTS - NO WARNINGS
30.	FUEL TEMPERATURE - CHECK

Figura 33 - *Cockpit Preparation Checklist* extraído do *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5 de 30SET2001.

Outro procedimento que recebeu modificações, por meio de *Temporary Changes*, foi o *Shutdown Checklist*, que previa procedimentos para corte do motor e desenergização da aeronave.

O *Shutdown Checklist* continha quinze itens, os quais não previam verificações do sistema de compensação longitudinal da aeronave (Figuras 34 e 35).

SHUTDOWN	
1. Parking Brake - SET.	
NOTE	
If the brakes are hot, do not set parking brake.	
2. Auxiliary Hydraulic Power - OFF.	
3. Defog Fan - OFF.	
4. All Anti-Ice Switches and Valves - OFF.	
5. Air Conditioning (if installed) - OFF.	
6. Throttles - CUTOFF - After two minutes below 38 percent fan RPM (N ₁).	
7. Passenger Advisory Lights - OFF.	
8. Standby Attitude Indicator - OFF and CAGED.	
9. Avionics Power Switch - OFF.	
10. Emergency Lights - OFF.	
11. APU (if installed) - SHUT DOWN.	
12. Exterior Lights - OFF.	
(Continued Next Page)	
3-86 U.S.	Configuration AA FAA APPROVED 65C7FM-09

Figura 34 - *Shutdown Checklist*. Página 3-86, mostrando os itens 1 a 12, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

SHUTDOWN (Continued)	
13. Battery - OFF.	
14. Control Lock - ENGAGE.	
15. Optional EROS Oxygen Mask - REMOVE from airplane if ground soak conditions of -15°C or colder conditions are anticipated. Mask must be kept in 0°C or warmer ambient conditions.	
NOTE	
• Engine oil level must be checked within one hour after engine shutdown to obtain an accurate oil level. Install engine covers after engines are cooled.	
• If engine restarts are required within 20 to 45 minutes after engine shutdown, the fan should be rotated by hand several times, or motored for five seconds by the starter, approximately ten minutes after shutdown.	
• Quick turn - Return to BEFORE STARTING ENGINES CHECKLIST.	

Figura 35 - *Shutdown Checklist*. Página 3-87, mostrando do item 13 ao 15, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

Em 16MAIO2008, a FAA aprovou a *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-19, que orientava a adição de um novo item na posição número 2 do *Shutdown Checklist* do AFM Revisão 10, de 13AGO2001 e a renumeração dos itens restantes.

O novo item 2, denominado *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST*, trazia seis subitens e um alerta (*Warning*), conforme Figura 36.

TEMPORARY FAA APPROVED AIRPLANE FLIGHT MANUAL CHANGE

Publication Affected:	Model 650 Citation VII (Airplanes 650-7001 and On) basic FAA Approved Airplane Flight Manual Revision 10, dated 13 August 2001.
Airplane Serial Numbers Affected:	Airplanes 650-7001 thru -7119 incorporating SB650-27-53 or ADL650-55-04.
Description of Change:	Section III, Normal Procedures, SHUT DOWN, page 3-86, add a step.
Filing Instructions:	Insert this temporary change in the Model 650 Citation VII (Airplanes 650-7001 and On) basic FAA Approved Airplane Flight Manual adjacent to page 3-86, for airplanes incorporating SB650-27-53 or ADL650-55-04. This temporary change replaces 65C7FM TC-R10-19 in its entirety.
Removal Instructions:	Remove and discard 65C7FM TC-R10-19. This temporary change must be removed and discarded when Revision 11 has been collated into the basic FAA Approved Airplane Flight Manual.

In Section III, Normal Procedures, SHUTDOWN, page 3-86, add a new step 2 as follows, and renumber the remaining steps:

SHUTDOWN

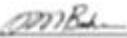
2. Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST.

a. Primary Trim Switch - ENGAGE momentarily, nose down.
b. PRI TRIM FAIL Light - VERIFY extinguished.
c. Primary Trim Switch - RELEASE.
d. Rotary Test Knob - TRIM/FLAP
e. PRI TRIM FAIL and MASTER WARNING - VERIFY BOTH ILLUMINATED.

WARNING

A POSSIBLE DEFECTIVE TRIM ACTUATOR IS INDICATED BY NO ILLUMINATION OF PRI TRIM FAIL WARNING LIGHT. CONSULT MAINTENANCE MANUAL PROCEDURES PRIOR TO FLIGHT.

f. Rotary Test Knob - OFF.

APPROVED BY 
Margaret Kline, Manager
Aircraft Certification Office
Federal Aviation Administration
Wichita, Kansas
DATE OF APPROVAL 5/16/08

65C7FM TC-R10-19

Figura 36 - Página única da *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-19, de 16MAIO2008.

Em tradução livre, o item *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST* orientava:

- a. *Switch* de Compensação Primária - atuar no sentido de nariz em baixo;
- b. *PRI TRIM FAIL* - verificar luz apagada;
- c. *Switch* de Compensação Primária - soltar;
- d. *Rotary Test Switch* - posição *TRIM/FLAP*;
- e. *PRI TRIM FAIL* e *MASTER WARNING* - verificar ambas iluminadas; e

WARNING

Um possível defeito no atuador do compensador longitudinal é indicado pelo não acendimento da luz de alerta "*PRI TRIM FAIL*". Consulte os procedimentos do Manual de Manutenção antes do voo.

- f. *Rotary Test Switch* - posição *OFF*.

Da mesma forma, o *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001, continha os procedimentos de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001, sem contemplar as alterações da *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-19, de 16MAIO2008 (Figura 37).

SHUTDOWN

1. PARKING BRAKE - **SET**
2. AUX HYD PWR - **OFF**
3. DEFOG FAN - **OFF**
4. ALL ANTI-ICE SWITCHES/VALVES - **OFF**
5. AIR CONDITIONER (if installed) - **OFF**
6. THROTTLES - **CUTOFF**
7. PASS ADVISORY LIGHTS - **OFF**
8. STBY ATTITUDE INDICATOR - **CAGED/OFF**
9. AVIONICS PWR - **OFF**
10. EMERGENCY LIGHTS - **OFF**
11. APU (if installed) - **OFF**
12. EXTERIOR LIGHTS - **OFF**
13. BATTERY - **OFF**
14. CONTROL LOCK - **ENGAGE**
15. EROS OXYGEN MASK (if installed) - **REMOVE (-15°C)**

Figura 37 - *Shutdown Checklist* extraído do *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001.

Os *checklists* contidos no escopo dos Procedimentos Anormais (*Abnormal Procedures*) são aqueles procedimentos que requerem o uso de sistemas alternativos ou uso especial dos sistemas normais, a fim de manter um nível aceitável de segurança operacional.

O AFM Revisão 10, de 13AGO2001, continha os seguintes *checklists* relacionados a Procedimentos Anormais (*Abnormal Procedures*) com comandos de voo (Figura 38).

FLIGHT CONTROLS	
Aileron or Elevator Out of Trim	3-43
Flaps Inoperative	3-43
Flap Overspeed	3-43
Angle-Of-Attack Probe Failure	3-43
Angle-Of-Attack FLAP/SPBRK/SP Fail Light On	3-43
Stall Warning System Fail	3-44
Secondary Trim Failure	3-44
Spoiler Brakes Extended	3-44
Spoilers Up	3-44
Rudder Bias System Off	3-44
Flight Control System Gust Lock On	3-45
Rudder System Jam	3-45
Elevator System Jam	3-46
Stabilizer Trim System Jam	3-47
Rudder Bias Uncommanded Motion	3-49
Spoiler Hold Down System Activation	3-50
No Takeoff Warning System	3-50
Aileron Boost System Off	3-51
Nose Wheel Steering Malfunction	3-51

Figura 38 - Procedimentos Anormais relacionados com comandos de voo, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

O *Secondary Trim Failure Checklist* continha informações relacionadas ao acendimento da luz *SEC TRIM FAULT* em voo.

As ações a serem tomadas são mostradas na Figura 39, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

SECONDARY TRIM FAILURE (SEC TRIM FAULT LIGHT ON)

1. ADVISORY - Indicates a possible failure of the secondary stabilizer trim system.
2. Secondary Trim - TRIM AS REQUIRED. VERIFY SEC TRIM fault light extinguishes.
3. Secondary Pitch Circuit Breaker - CHECK (reset if required).

IF SEC TRIM FAULT LIGHT STILL ON (PRIMARY TRIM PREVIOUSLY FAILED)

4. Refer to Abnormal Procedures - Stabilizer trim system jam.

Figura 39 - *Secondary Trim Failure Checklist*, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

O *Stabilizer System Jam Checklist* continha informações sobre procedimentos a serem adotados no caso de travamento do estabilizador horizontal e como realizar o pouso de acordo com a posição em que a superfície permaneceu travada.

O *Stabilizer System Jam Checklist*, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001, é mostrado nas Figuras 40 a 42.

STABILIZER TRIM SYSTEM JAM

STABILIZER TRIM JAM AT -5.5 DEGREES TO -12 DEGREES

1. Autopilot - OFF.
2. Land as soon as practical. Refer to Normal Procedures - BEFORE LANDING.

STABILIZER TRIM JAM AT -2 DEGREES TO -5.5 DEGREES

1. Autopilot - OFF.
2. Land as soon as practical with flaps up. Refer to Abnormal Procedures LANDING WITH FLAPS UP OR AT 7 DEGREE POSITION.

STABILIZER TRIM JAM AT +2 DEGREES TO -2 DEGREES.

1. Autopilot - OFF.
2. Land As Soon As Practical.

BEFORE LANDING

1. Landing Data - CONFIRM.
 - a. Airspeed - 165 KIAS MINIMUM.
 - b. Landing Distance - MULTIPLY 20° FLAP LANDING DISTANCE BY 2.3.
 - c. Takeoff Thrust Fan Speed (N₁).
2. Avionics and Flight Instruments - CHECK and SET.
3. Radio Altimeter - SET.
4. Fuel Transfer - OFF (wing and fuselage).
5. Engine Synchronizer - OFF.
6. Exterior Lights - AS REQUIRED.

(Continued Next Page)

FAA APPROVED
65C7FM-04

Configuration AA

U.S. 3-47

Figura 40 - Página 1 de 3 do *Checklist Stabilizer System Jam*, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

SECTION II - OPERATING PROCEDURES
ABNORMAL PROCEDURES

MODEL 650

STABILIZER TRIM SYSTEM JAM (Continued)

7. Flaps - UP.
8. Ignition - ON.
9. Passenger - BRIEF.
10. Seats, Seat Belts and Shoulder Harnesses - SECURE.
11. Passenger Advisory Lights - PASS SAFE.
12. Spoiler Hold Down - ON. Verify Spoiler Hold Down Light is On.
13. Auxiliary Hydraulic Power - ON. Verify AUX-HYD Pump On Or AUX-HYD PRESS Light On.
14. Spoiler Lever - UP.

NOTE

- The left and right roll control spoilers will be UP causing a nose up trim change.
- Lateral control is provided by the ailerons only. Lateral control is sufficient for a maximum sideslip of one-half ball without the roll control spoilers.
- Limiting crosswind component is 10 knots.

15. Landing Gear - DOWN and LOCKED.
16. Nose Wheel Steering Switch - PUSH; VERIFY ARMED LIGHT IS ON.
17. Annunciator Panel - CHECK.
18. Yaw Damper - OFF.

WARNING

- LANDING WITH A TAILWIND OR NEGATIVE RUNWAY GRADIENT IS PROHIBITED.
- DO NOT ATTEMPT TO RESTOW REVERSERS AND TAKE OFF ONCE THE REVERSERS HAVE STARTED TO DEPLOY. THROTTLE LINKAGE DAMAGE MAY OCCUR.

NOTE

- A power approach to landing is recommended to maintain positive control of sink rate.
- Do not fly steep approach path angle.

LANDING

1. Flare Attitude - MINIMUM ANGLE.
2. Throttles - IDLE.
3. Spoiler Hold Down - OFF, after main wheel ground contact.

(Continued Next Page)

3-48 U.S. Configuration AA FAA APPROVED
65CFR03

Figura 41 - Página 2 de 3 do *Checklist Stabilizer System Jam*, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

STABILIZER TRIM SYSTEM JAM (Continued)

4. Thrust Reversers - DEPLOY after nose wheel ground contact.
 - a. Verify illumination of thrust reverser ARM, UNLOCK and DEPLOY lights.
 - b. Verify illumination of RUDDER BIAS light.
5. Reverse Power - AS REQUIRED (do not exceed 90% N₁).
6. Brakes - APPLY after airspeed has decayed to 130 KIAS and nose wheel ground contact.
7. Thrust Reverser Levers - IDLE REVERSE at 65 KIAS.

Figura 42 - Página 3 de 3 do *Checklist Stabilizer System Jam*, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

Os *checklists* contidos no escopo dos Procedimentos de Emergência (*Emergency Procedures*) são aqueles procedimentos que requerem ações imediatas para proteger os ocupantes e a aeronave de situações críticas. Os Procedimentos de Emergência também requerem o uso de sistemas alternativos ou o uso especial dos sistemas normais.

O AFM Revisão 10, de 13AGO2001, continha os seguintes procedimentos relacionados às situações de emergência com comandos de voo (Figura 43):

FLIGHT CONTROLS	
Pitch Trim Runaway or Failure	3-20
Uncontrolled Airplane Roll	3-21
Jammed Roll Control System	3-22
Thrust Reverser Inadvertent In Flight Deployment	3-24
Thrust Reverser Unlock Light On In Flight	3-24
Thrust Reverser ARM Light On In Flight	3-24

Figura 43 - Checklists de Procedimentos de Emergência relacionados com comandos de voo, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

O *Pitch Trim Runaway or Failure Checklist* continha informações de ações a serem executadas relacionadas com disparo do estabilizador horizontal (*Pitch Trim Runaway or Failure*).

O procedimento *Pitch Trim Runaway or Failure*, de acordo com AFM Revisão 10, de 13AGO2001, encontra-se nas Figuras 44 e 45.

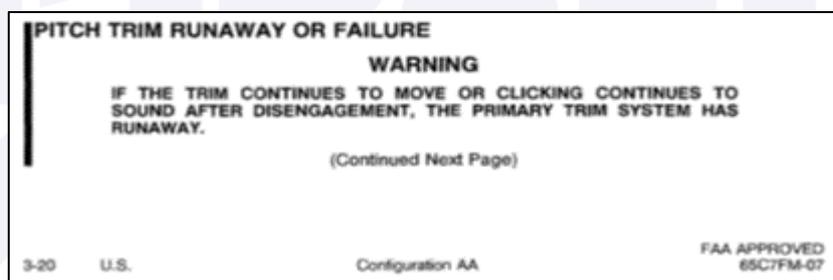


Figura 44 - *Pitch Trim Runaway or Failure Checklist*, página 1 de 2, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

Os passos de 1 a 3, destacados por retângulo na Figura 45, eram conhecidos como itens de memória (*Memory itens*), ou seja, ações que deveriam ser tomadas de forma imediata, após a identificação da pane, sem consulta a qualquer manual.



Figura 45 - *Pitch Trim Runaway or Failure Checklist*, página 2 de 2, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

O *Pilots' Abbreviated Checklist EMERGENCY/ABNORMAL PROCEDURES* continha as mesmas informações do *Pitch Trim Runaway or Failure Checklist* do AFM Revisão 10, de 13AGO2001.

O treinamento dos pilotos era realizado de acordo com os critérios da legislação em vigor à época do acidente.

O operador não possuía um programa formal e periódico de treinamento em simulador para os pilotos, tendo em vista que sua operação obedecia aos critérios do Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica (RBHA) número 91, emenda 91-12, de 30DEZ2005.

Quanto à periodicidade, o Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) número 61 Emenda 05, de 11NOV2014, previa os seguintes critérios:

“61.19 Validade das habilitações de piloto

(a) A validade das habilitações averbadas nas licenças ou certificados de piloto deve obedecer aos seguintes prazos, contados a partir do mês de aprovação do piloto no exame de proficiência, a exceção do previsto no parágrafo 61.33 (a) deste Regulamento:

(...)

(2) habilitação de tipo: 12 (doze) meses;

(...)”

A seção 61.215 desse regulamento previa as condições de treinamento que o tripulante deveria cumprir para renovar a sua habilitação:

“61.215 Revalidação de habilitação de tipo

(a) Para revalidar uma habilitação de tipo, o requerente deve:

(1) ter concluído, com aproveitamento, nos 6 (seis) meses anteriores ao exame de proficiência, treinamento de solo e de voo para a revalidação da habilitação referente ao tipo da aeronave requerida; e

(2) ser aprovado em exame de proficiência realizado em conformidade com o parágrafo 61.213(a)(4) deste Regulamento;

(b) os treinamentos de solo e de voo para revalidação devem ser conduzidos:

(1) em CTAC, para aviões, helicópteros com dois ou mais motores, dirigíveis e aeronaves de sustentação por potência; ou

(2) em CTAC, escolas de aviação civil ou aeroclubes, para helicópteros monomotores;

(c) -I caso não exista, até a data em que o candidato iniciar o treinamento para revalidação, CTAC, escola de aviação civil ou aeroclube certificado ou validado pela ANAC para ministrá-lo, esse treinamento poderá ser ministrado por um PC ou PLA habilitado e qualificado na aeronave. O treinamento deverá, nesse caso, incluir, no mínimo, 20% (vinte por cento) das horas de voo previstas nos parágrafos 61.213(a)(3)(iii)(A) ou 61.213(a)(3)(iii)(B), conforme aplicável. Para os candidatos que iniciarem o treinamento de voo até 12 de novembro de 2015, a revalidação poderá ser feita com o treinamento previsto no parágrafo 61.215(c), ainda que exista CTAC, escola de aviação civil ou aeroclube certificado ou validado para o tipo. (Incluído pela Resolução nº 347, de 10 de novembro de 2014)

(d) Para pilotos empregados em empresas aéreas, os treinamentos de solo e de voo para a concessão e revalidação da habilitação de tipo devem ser feitos nos termos do RBAC 121 ou 135, como aplicável.”

A Instrução Suplementar (IS) número 61-005 Revisão A, de 31DEZ2014, trazia critérios do treinamento, tanto em solo quanto em voo, que deveriam ser realizados. De acordo com essa IS, no treinamento de solo constava:

“a) Conhecimento técnico da aeronave:

- I. características gerais e limitações dos sistemas elétricos, hidráulicos, de combustível, pressurização e demais sistemas da aeronave;
 - II. princípios de funcionamento, operação e limitações operacionais dos motores da aeronave; influência das condições atmosféricas no desempenho dos motores; informações operacionais constantes do manual de voo;
 - III. procedimentos operacionais normais, anormais e de emergência;
 - IV. limitações da aeronave; influência das condições atmosféricas no desempenho da aeronave de acordo com as informações do manual de voo;
 - V. operação dos instrumentos da aeronave e procedimentos em caso de mau funcionamento;
 - VI. uso do piloto automático e outros sistemas de automação;
 - VII. procedimentos para a manutenção da aeronavegabilidade da aeronave, tais como verificações pré-voo, inspeções periódicas, verificação dos registros de manutenção, boletins de serviço e diretrizes de aeronavegabilidade em vigor;
- (...)
- d) Teoria de voo: princípios de voo relativos à aeronave para a qual é solicitada a habilitação; voo em altas velocidades e recuperação de atitudes anormais;"

Após o treinamento em solo, tanto para concessão quanto para revalidação, o piloto, caso considerado apto, prosseguia para o treinamento em voo, o qual era dividido em local e em rota. No conteúdo programático do treinamento em voo local da IS nº 61-005, constava:

- a) procedimentos anteriores ao voo, incluindo planejamento do voo, cálculo de combustível, abastecimento, cálculo de peso e balanceamento, inspeções e verificação da aeronavegabilidade da aeronave;
- b) decolagens normais e de alto desempenho;
- c) operações em aeródromos e em circuitos de tráfego; precauções e procedimentos de prevenção de colisões;
- d) uso de listas de verificação durante todas as fases do voo;
- e) controle do avião usando referências externas e referências por instrumentos;
- f) voo em baixas velocidades, reconhecimento e recuperação de pré-estol e estol;
- g) procedimentos anormais e de emergência em falhas simuladas de equipamentos, motores, sistemas e estrutura; e
- h) procedimentos para incapacitação de um tripulante de voo e coordenação da tripulação, alocação de tarefas de pilotagem e cooperação da tripulação, conforme aplicável.

O conteúdo programático do treinamento de voo em rota abordava assuntos relacionados a cálculo de combustível, navegação, procedimentos de aproximação e pouso, dentre outros.

Após concluído o treinamento de voo com aproveitamento, o piloto era considerado apto para o cheque.

Em simulador de voo, o último registro fornecido de realização de treinamento pelo piloto envolvido no acidente, datava de 03NOV2005.

O copiloto não possuía vínculo empregatício com o operador e realizava voos sob demanda. Não foram encontrados registros de treinamento em simulador de voo, no modelo da ocorrência, por parte desse tripulante.

Esse treinamento foi do tipo recorrente. O treinamento de solo incluiu vinte horas, nas quais foram abordados diversos assuntos dos sistemas da aeronave. O treinamento de voo incluiu seis horas na função de *pilot flying* e seis na função *pilot not flying*.

1.19. Informações adicionais.

Em 18FEV2008, houve um acidente, na Venezuela, com características aparentemente similares.

Essa ocorrência envolveu a aeronave, modelo 650, versão *Citation III*, de marcas N385EM.

A diferença entre a versão *Citation III* e a *Citation VII* consistia, basicamente, na motorização, influenciando de modo mais significativo questões relacionadas ao desempenho. O sistema de comandos de voo das duas versões do modelo era bastante similar.

De acordo com o *Informe Interino* da autoridade venezuelana, provavelmente, o copiloto tenha dado seu lugar a bordo, momentos após a decolagem, a um passageiro sem qualificação e habilitação para operar a aeronave.

Ainda conforme o item *Análisis* do *Informe Interino*, durante a fase de voo em rota, foi simulada uma falha do sistema primário de compensação longitudinal, por meio do acionamento do sistema secundário, o que teria resultado em uma operação anormal do sistema, seguida de violenta perda de altitude e condição de sobrevelocidade.

Até a data de publicação deste relatório, não havia sido emitido o relatório final referente ao acidente ocorrido com a aeronave matrícula N385EM, na data de 18FEV2008.

O TCDS nº EA 8502-02, emitido pela autoridade de aviação civil brasileira, aprovado em 15SET1994, descrevia as condições e as limitações de aeronavegabilidade sob as quais o certificado de tipo foi emitido.

De acordo com o TCDS, a aeronave foi certificada conforme a seção 25.255 *Out-of-Trim characteristics*, alteração número 25-42, de 16JAN1978, do *Title 14 Code of Federal Regulations Part 25*. Essa seção tratava das características de voo da aeronave não compensada.

“§ 25.255 Out-of-trim characteristics.

(a) From an initial condition with the airplane trimmed at cruise speeds up to VMO/MMO, the airplane must have satisfactory maneuvering stability and controllability with the degree of out-of trim in both the airplane nose-up and nose down directions, which results from the greater of -

(1) A three-second movement of the longitudinal trim system at its normal rate for the particular flight condition with no aerodynamic load (or an equivalent degree of trim for airplanes that do not have a power-operated trim system), except as limited by stops in the trim system, including those required by §25.655(b) for adjustable stabilizers; or

(...)

(c) Except as provided in paragraphs (d) and (e) of this section, compliance with the provisions of paragraph (a) of this section must be demonstrated in flight over the acceleration range

(1) -1 g to +2.5 g; or

(2) 0 g to 2.0 g, and extrapolating by an acceptable method to -1 g and +2.5 g.

(...)

(f) In the out-of-trim condition specified in paragraph (a) of this section, it must be possible from an overspeed condition at VDF/MDF to produce at least 1.5 g for recovery by applying not more than 125 pounds of longitudinal control force using either the primary longitudinal control alone or the primary longitudinal control and the longitudinal trim system. If the longitudinal trim is used to assist in producing the required load factor, it must be shown at VDF/MDF that the longitudinal trim

can be actuated in the airplane nose-up direction with the primary surface loaded to correspond to the least of the following airplane nose-up control forces:

- (1) The maximum control forces expected in service as specified in §§25.301 and 25.397.
- (2) The control force required to produce 1.5 g.
- (3) The control force corresponding to buffeting or other phenomena of such intensity that it is a strong deterrent to further application of primary longitudinal control force."

No Relatório FT650-7 *Vibration, Buffet & High Speed Characteristics* de 01JUL1982, de propriedade da *Textron Aviation®*, utilizado para demonstração de cumprimento desse requisito, constava o gráfico de ângulo do estabilizador horizontal pelo tempo realizado em solo, sem a presença de cargas aerodinâmicas, conforme mostrado na Figura 46.

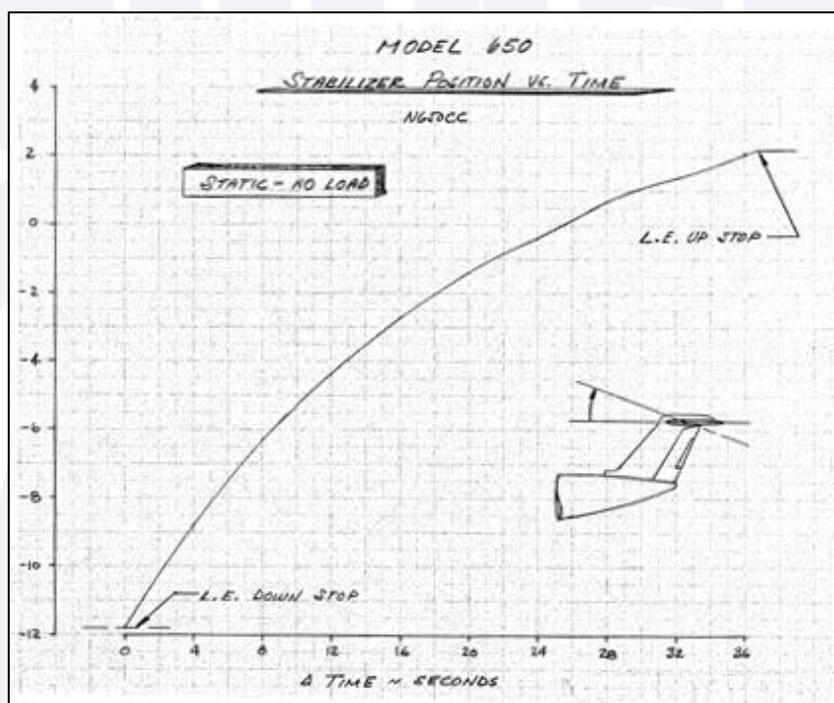


Figura 46 - Gráfico de ângulo do estabilizador horizontal pelo tempo. Informação de propriedade da *Textron Aviation®*.

A demonstração do cumprimento da seção 25.255 foi realizada por meio de campanha de ensaios em voo e tinha como objetivo demonstrar satisfatória estabilidade em manobra e controlabilidade das aeronaves do Modelo 650 tanto na direção nariz para cima quanto na direção nariz para baixo.

Foram realizados um total de seis voos para a demonstração do cumprimento desse requisito, variando-se diversos parâmetros, tais como, altitude, peso da aeronave, posição do CG, direção de movimentação do estabilizador (nariz para cima ou nariz para baixo) e obtenção de diversos valores de cargas G por meio das manobras realizadas.

A seção 25.255 não especificava o sistema de compensação que deveria ser utilizado no cumprimento desse requisito. Verificou-se que foi utilizado apenas o sistema primário de compensação longitudinal para demonstração da seção 25.255.

Para realizar uma avaliação das características de voo em aeronaves que utilizam sistemas de aumento de estabilidade, automáticos ou motorizados, as seções do *Title 14 Code of Federal Regulations Part 25* relacionadas com esse assunto eram a 25.21, a 25.671 e a 25.672.

Para a comprovação dessas seções foi fornecido um extrato do Relatório FT650-13 *Mechanical and Electrical System Equipment and Furnishings* de 19JUL1982, de propriedade da *Textron Aviation®*, o qual estava relacionado com sistemas de aumento de estabilidade, automáticos ou motorizados, referente a comandos de voo.

Essas seções traziam informações sobre provas de cumprimento dos requisitos referentes aos sistemas de controle de aumento de estabilidade, automático e motorizado.

No relatório FT650-13 consta a campanha de ensaios em voo para o cumprimento dessas seções, realizada com o acompanhamento da autoridade de certificação do país de projeto e fabricação.

Nesse relatório foram consideradas diversas condições de falhas de sistemas, a saber:

- *Rudder Jam and loss of rudder bias;*
- *Rudder Bias Hardover;*
- *Adverse Trim, Nose Down;*
- *Adverse Trim, Nose Up;*
- *Aileron Jam;*
- *Elevator Jam;*
- *Nosewheel Steering;*
- *Spoiler Failure; e*
- *Trim Runaway - Horizontal Stabilizer.*

Para cada condição de falha foi realizado pelo menos um voo de teste. As condições *Adverse Trim Nose Down*, *Adverse Trim Nose Up* e *Trim Runaway - Horizontal Stabilizer* serão descritas abaixo.

A avaliação da falha *Adverse Trim Nose Down* foi realizada em um único voo. Nesse voo o estabilizador foi compensado na posição de nariz totalmente para baixo. A aproximação foi realizada com 0° de flapes.

Devido a conflitos de tráfego aéreo foi realizada manobra de aproximação perdida sem a compensação da aeronave e o pouso foi realizado na próxima tentativa. De acordo com os relatórios de ensaio, uma velocidade de 160kt e configuração de 0° de flapes forneceram adequada autoridade de comando de arfagem. Os procedimentos observados nesse teste foram incluídos no AFM.

A avaliação da falha *Adverse Trim Nose Up* foi realizada em outro voo de ensaio. Nesse voo, o estabilizador foi compensado na posição de nariz totalmente para cima com os flapes totalmente estendidos. Foi realizada a aproximação e manobra de arremetida, incluindo retração dos flapes para a posição de 20°. Posteriormente, o pouso foi realizado com flapes completamente estendidos. As forças para controle da aeronave foram consideradas aceitáveis e sua controlabilidade boa. Não foram incluídos procedimentos no AFM referentes a esta condição.

A avaliação da falha *Trim Runaway - Horizontal Stabilizer* foi realizada em quatro voos de ensaio variando-se configurações de peso e CG. Nesses voos, foram realizadas manobras em diversas fases de operação (decolagem, subida, cruzeiro, descida e pouso), utilizando tanto o sistema primário de compensação longitudinal quanto o secundário. As movimentações do estabilizador horizontal foram realizadas nos dois sentidos, nariz para baixo e nariz para cima.

Os testes foram conduzidos considerando os seguintes aspectos:

- tempo de reconhecimento da emergência pelo piloto (três segundos durante a fase de cruzeiro e um segundo nas outras fases de voo);
- fator de carga "G" imposta não ser tão elevada a ponto de impedir a atuação nos controles primários, ao mesmo tempo em que pressiona o botão de interrupção (AP/TRIM/NWS);
- as cargas resultantes do mau funcionamento não podem exceder o envelope de 0 a 2 G's. (o limite de carga G positivo pode ser excedido desde que análise estrutural mostre que nem o mau funcionamento nem a correção subsequente excedem o limite de carga G da aeronave); e
- os pilotos não devem ser indevidamente sobrecarregados de tarefas enquanto temporariamente mantêm as forças de controle, pressionam o botão de interrupção e localizam a *switch* do sistema secundário de compensação longitudinal para aliviar as forças de controle ou para desabilitar o sistema secundário conforme necessário.

Além dos aspectos mencionados acima, também foram avaliadas questões relacionadas com o projeto desse sistema da aeronave, como acendimento da luz do sistema secundário (ao fazer a mudança do sistema ativo), avaliação da intensidade sonora do aviso de movimentação e sobrepujamento dos interruptores de acionamento do piloto em relação ao do copiloto no modo primário.

A Figura 47 mostra os ensaios em voo realizados referente à condição de teste de disparo do estabilizador horizontal. Encontram-se destacadas as condições de teste que serão mostradas mais detalhadamente neste relatório.

TEST DATA									
Test Conditions: Horizontal Stab Trim Runaway									
Time	Condition	Altitude	Speed	System	Nose	(No. Sec)		'G' (Max)	'G' (Max)
						'G'	'G'		
			KCAS/ Mach Pwd	CG	Flight	771			
1	16:22:50	Cruise	14000 ft	352/.68	Secondary	UP	1.4(3)	1.5	4 sec.
2	16:24:25	Cruise	14000 ft	352/.68	Secondary	Down	.35(3)	.25	4 sec.
3	16:26:28	Cruise	14000 ft	352/.68	Secondary	Down	.35(3)	.3	3.7 sec.
			AFT	CG	Flights	765	766	767	
A	11:14:02	Cruise	34000 ft	285/.82	Primary	Down	.47(3)	.24	4.5 sec
B	11:15:43	Cruise	34200 ft	283/.81	Primary	Up	1.5(3)	1.68	4.5 sec
C	11:21:58	Cruise	32200 ft	292/.80	Secondary	Up	1.6(3)	1.75	4.2 sec
D	11:24:23	Cruise	32200 ft	295/.81	Secondary	Down	.3(3)	-.1	5.5 sec
E	11:31:56	Descent	14000 ft	335/.65	Primary	Down	.74(1)	.1	4.7 sec
F	11:33:06	Descent	11500 ft	337/.62	Primary	Up	1.38(1)	1.8	3.6 sec
G	11:33:53	Descent	10000 ft	342/.61	Secondary	Down	.47(1)	.06	3.4 sec
H	11:36:40	Descent	12500 ft	350/.65	Secondary	Up	1.48 (1)	1.9	3.7 sec
I	11:38:38	Cruise	11300 ft	350/.66	Primary	Down	.3(3)	.02	3.5 sec
J	11:40:30	Cruise	11500 ft	348/.66	Primary	Up	1.72(3)	1.85	3.6 sec
K	11:41:36	Cruise	11700 ft	350/.67	Secondary	Down	.07(3)	-.1	3.8 sec
L	11:42:22	Cruise	11700 ft	350/.67	Secondary	Up	1.74(3)	1.90	4.2 sec
M	13:03:51	Takeoff	4500 ft	132/.22	Primary	Down	1.0(1)	.85	2.5sec
N	13:07:53	Takeoff	4500 ft	140/.23	Primary	Up	1.39(1)	1.39	1 sec
O	13:11:54	Climb	14600 ft	247/.49	Primary	Up	1.24(1)	1.26	1.3 sec
P	13:12:22	Climb	16000 ft	250/.52	Secondary	Up	1.18(1)	1.25	2.0 sec
Q	13:14:19	Climb	13000 ft	248/.474	Secondary	Down	.56(1)	.52	2.0 sec
R	13:17:15	Landing	16000 ft	111/.23	Primary	Down	.87(1)	.83	2.0 sec
S	13:17:45	Landing	15000 ft	113/.23	Primary	Up	1.14(1)	1.20	2.0 sec
T	13:18:26	Landing	14000 ft	110/.22	Secondary	Up	1.07(1)	1.09	2.5 sec
U	13:18:56	Landing	13000 ft	110/.21	Secondary	Down	.96(1)	.93	2.4 sec
V	14:26:15	Cruise	32000 ft	293/.81	Secondary	Up	1.75(3)	1.90	4.5 sec
W		NO PILOT RECOGNITION							
X	14:29:05	Cruise	32000 ft	290/.806	Secondary	Down	.35(3)	.20	4.2 sec

Figura 47 - Testes referentes à condição de disparo do estabilizador horizontal.
Informação de propriedade da Textron Aviation®.

A seguir serão apresentados dados dos ensaios em voo realizados para a certificação do modelo da aeronave. Os parâmetros desses voos de ensaio foram:

- CALT: Altitude de Pressão calibrada (*Calibrated Altitude*), em pés. Valores dos gráficos multiplicados por 10^4 ;
- MACH: Número de Mach, adimensional. Valores dos gráficos dividido por 10;
- STPOS: Posição do Estabilizador Horizontal (*Stabilizer Position*), em graus. Valores dos gráficos divididos por 10;
- KCAS: Velocidade Calibrada (*Calibrated Airspeed*), em nós. Valores dos gráficos multiplicados por 10;
- ELFOR: Força no Profundor (*Elevator Force*), em libras. Valores dos gráficos multiplicados por 100;
- ELPOS: Posição do Profundor (*Elevator Position*), em graus. Valores dos gráficos multiplicados por 10;
- AOA: Ângulo de Ataque (*Angle of Attack*), em graus. Valores dos gráficos multiplicados por 10;
- AOP: Ângulo de Arfagem (*Angle of Pitch*), em graus;
- NACG: Aceleração Vertical medida no CG, em número de G; e
- EVENT: Marcação de eventos relevantes ao ensaio, como movimentação do estabilizador e o reconhecimento piloto (início do aviso aural).

Nos dados de ensaio em voo apresentados não havia informações sobre os parâmetros dos motores.

A Figura 48 mostra o ensaio em voo de certificação denominado Teste "A" para a condição de falha de disparo do estabilizador horizontal.

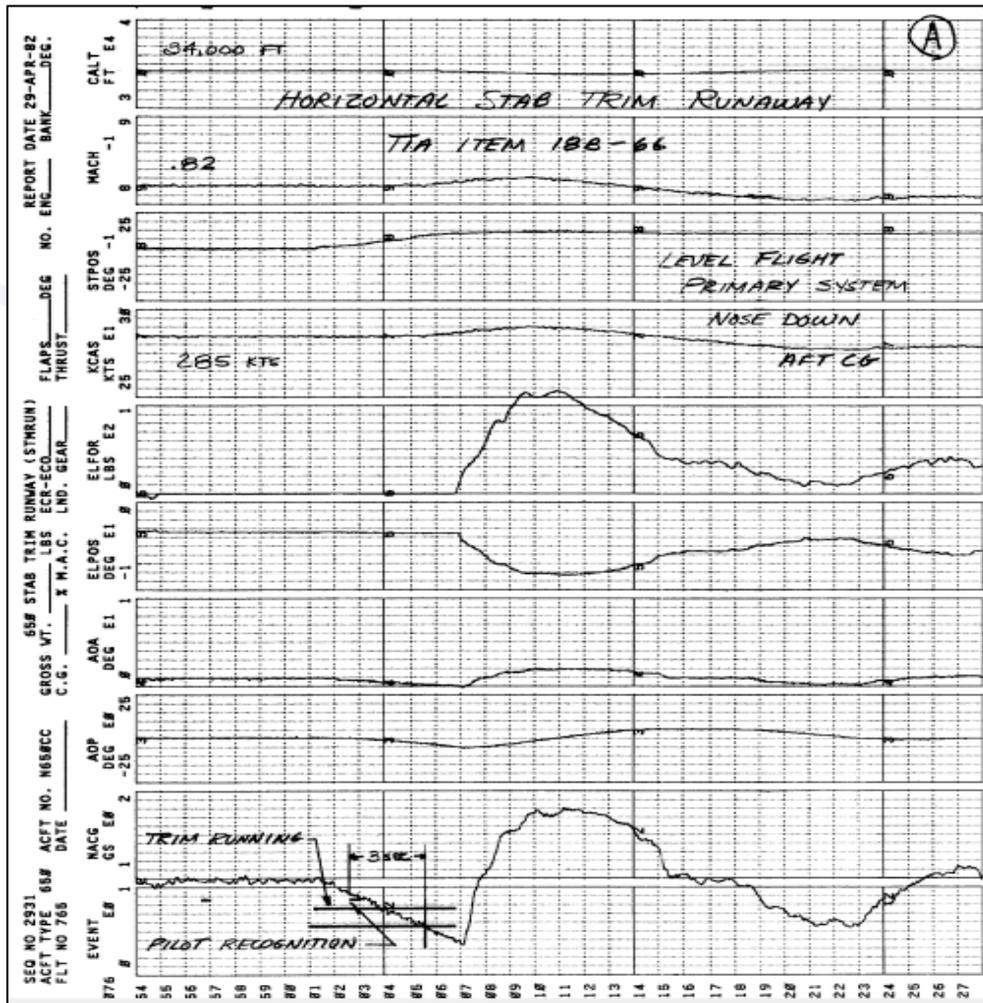


Figura 48 - Ensaio em voo: Teste "A" para a condição de falha de disparo do estabilizador horizontal. Informação de propriedade da Textron Aviation®.

No Teste "A", foi possível observar que o estabilizador se movimentou por cerca de 6 segundos, sendo aproximadamente 1,5 segundo sem aviso sonoro, 3 segundos com aviso sonoro onde o piloto já possuía indicações para o reconhecimento da situação de emergência e 1,5 segundo adicional, onde ainda haveria indicação de movimentação para os pilotos.

A posição inicial do estabilizador horizontal era $+0,5^\circ$ e a posição final, após a movimentação, foi $+1,4^\circ$ (sentido nariz para baixo). Após essa movimentação, a manobra foi realizada sem compensar novamente a superfície para a condição inicial de voo.

Nesse voo de ensaio, iniciado a 34.000 pés, foi possível observar que a variação de altitude foi inferior a 1.000 pés e que a velocidade máxima atingida foi de aproximadamente 0,83 Mach ou 290 nós (velocidade calibrada).

A força no manche atingiu valores em torno de 120 libras, compatíveis com os valores de deflexão do profundor. A aceleração vertical alcançou valores de aproximadamente 0,2 G durante a movimentação do estabilizador horizontal e de cerca de 1,8 G durante a manobra de recuperação. Os parâmetros de ângulo de arfagem e ângulo de ataque foram compatíveis com a manobra executada.

A Figura 49 mostra o ensaio em voo de certificação denominado Teste "D" para a condição de falha de disparo do estabilizador horizontal.

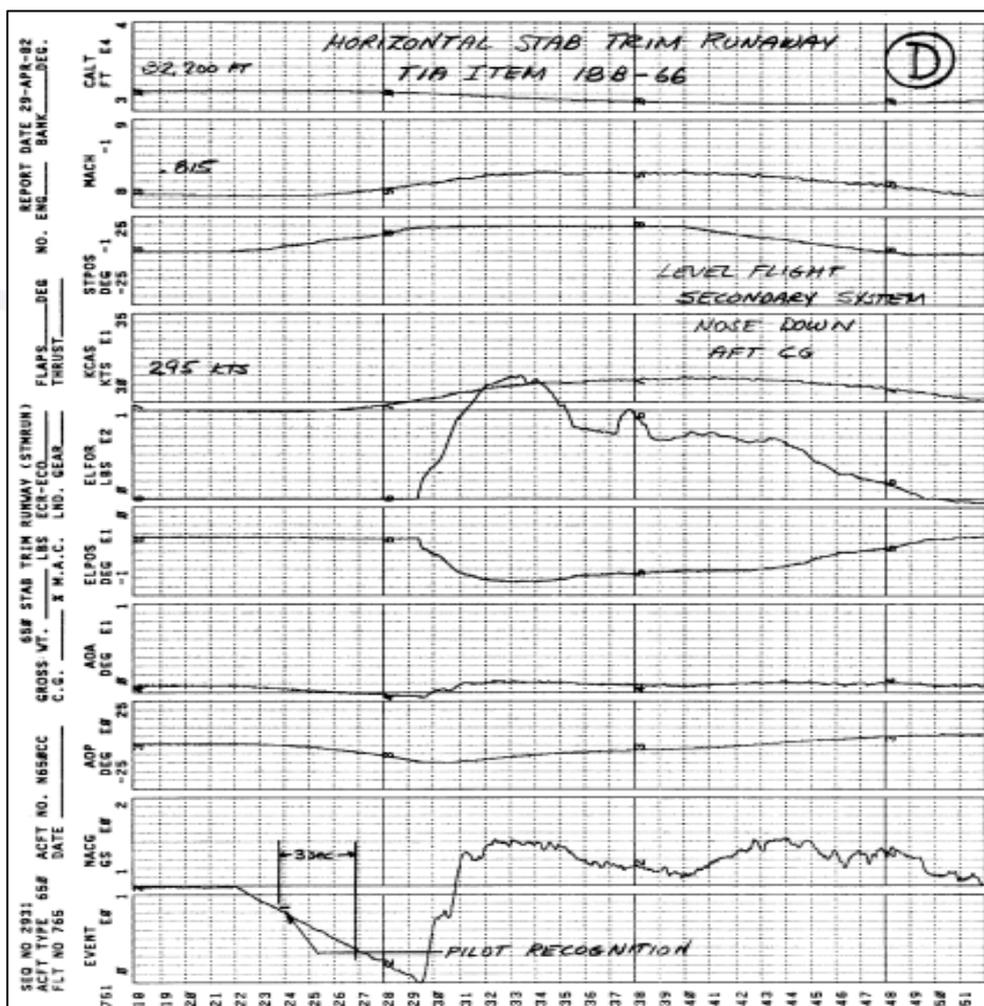


Figura 49 - Ensaio em voo: Teste "D" para a condição de falha de disparo do estabilizador horizontal. Informação de propriedade da Textron Aviation®.

No Teste "D" foi possível observar que primeiramente o estabilizador se movimentou por cerca de 8 segundos (entre os tempos em torno de 22 e 30), sendo aproximadamente 2 segundos sem aviso sonoro, 3 segundos com aviso sonoro onde o piloto já possuía indicações para o reconhecimento da situação de emergência e 3 segundos adicionais, onde ainda haveria indicação de movimentação para os pilotos.

A posição inicial do estabilizador horizontal era $+0,5^\circ$ e a posição final, após a movimentação, foi $+2,0^\circ$ (sentido nariz para baixo).

A aeronave voou por aproximadamente 10 segundos com o estabilizador na posição $+2,0^\circ$ e, em 9 segundos (entre os tempos de 40 e 49), levando o estabilizador horizontal para uma posição final em torno de $+0,4^\circ$.

Nesse voo de ensaio foi possível observar que a variação de altitude foi de aproximadamente 1.200 pés e que a velocidade máxima atingida foi de aproximadamente 0,84 Mach, próximo de 310 nós (velocidade calibrada).

A força no manche atingiu valores em torno de 140 libras, compatíveis com os valores de deflexão do profundor. A aceleração vertical alcançou valores de aproximadamente 0 G durante a movimentação do estabilizador horizontal e de cerca de 1,5 G durante a manobra de recuperação. Os parâmetros de ângulo de arfagem e ângulo de ataque são compatíveis com a manobra executada.

As Figuras 50 e 51 mostram os ensaios em voo denominados Teste "I" e Teste "K", respectivamente. A condição de falha de disparo do estabilizador horizontal foi ensaiada em uma situação de voo reto e nivelado a baixa altura (11.000 pés, aproximadamente) e

foi realizada a movimentação do estabilizador horizontal utilizando tanto o sistema primário de compensação longitudinal quanto o secundário.

Nessas duas condições de teste serão mostrados apenas os dados de ensaio, sem a descrição dos parâmetros obtidos.

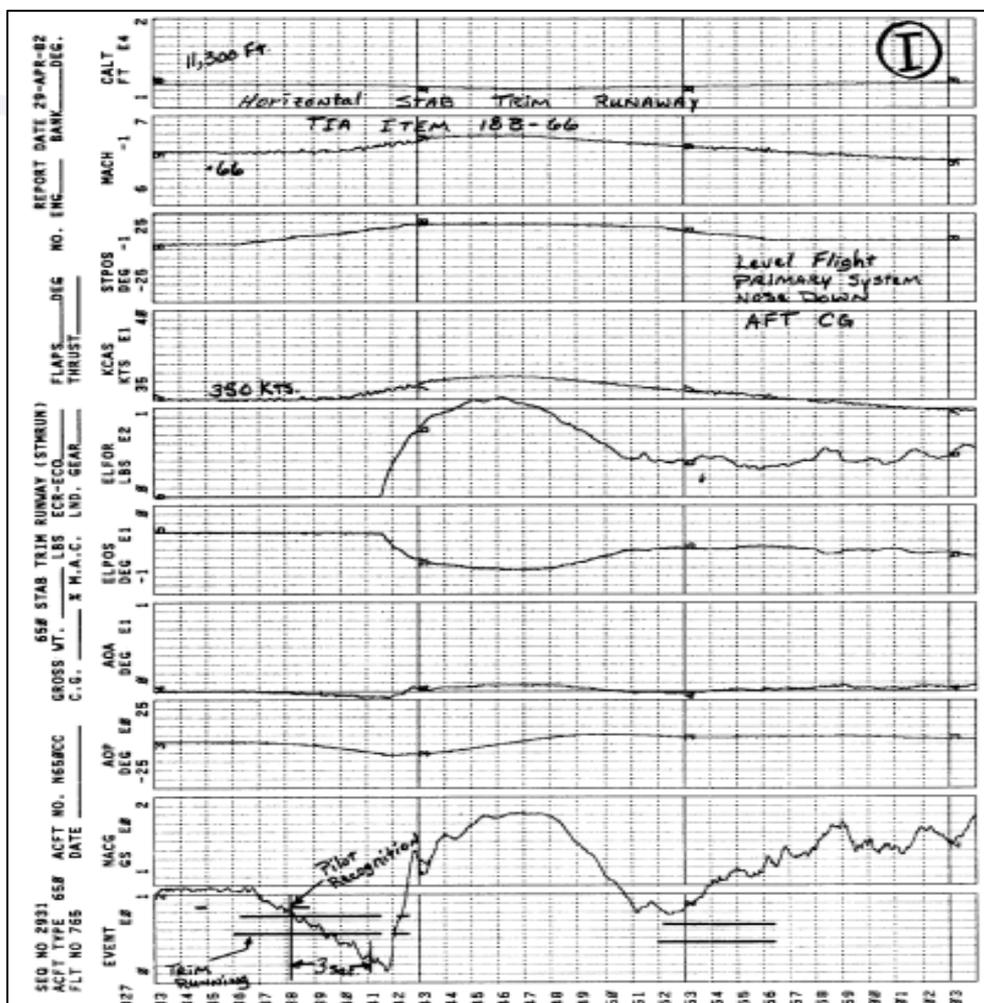


Figura 50 - Ensaio em voo: Teste "I" para a condição de falha de disparo do estabilizador horizontal. Informação de propriedade da Textron Aviation®.

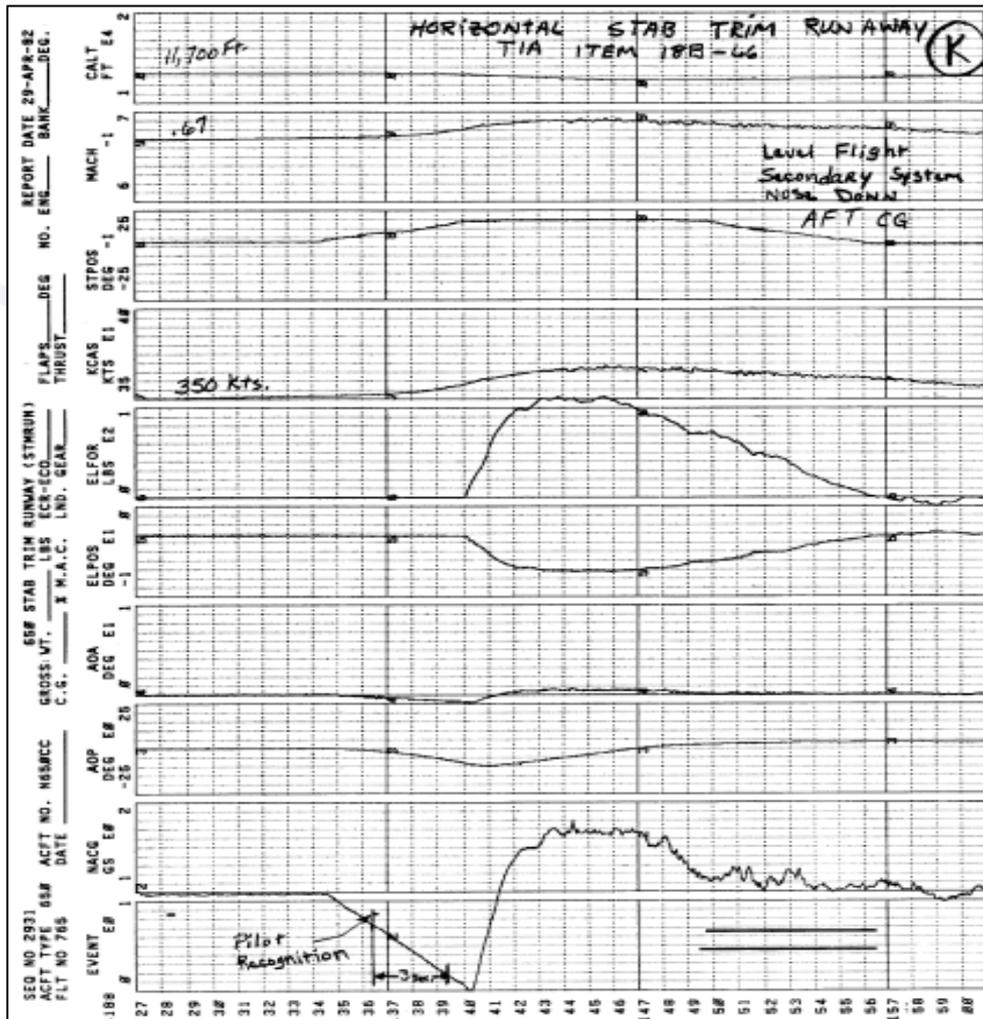


Figura 51 - Ensaio em voo: Teste "K" para a condição de falha de disparo do estabilizador horizontal. Informação de propriedade da Textron Aviation®.

A campanha de ensaios de certificação foi acompanhada e validada por membro do certificador primário (FAA). No relatório com os dados da campanha de ensaio, havia algumas observações sobre as condições de falha ensaiadas. Em relação a condição de disparo simulado do estabilizador horizontal havia as seguintes observações:

"a(1) & b(1). The critical trim runaway condition found during malfunction testing at aft c.g. was repeated at fwd c.g. (secondary trim – 15,000' PA high speed cruise).

a(2) & b(2). The force/gradient test results were satisfactory. (18 lbs/sec).

c. Selecting secondary trim caused the PRI TRIM Fail and Master Warning light to illuminate also, depending upon the clutch engagement status at the time the secondary trim was selected. The secondary trim must be momentarily engaged to clear the SEC TRIM FAULT light. This procedure explanation will be included in the AFM.

d. The aural trim-in-motion warning system was used for the recognition of a trim runaway during these tests. The minimum trim-in-motion aural magnitude will be established on the first completed production airplane.

e. The primary trim system will stop when opposing commands are given by the pilot's and the copilot's primary trim switches. The primary trim system will stop if either the pilot's or copilot's master disconnect is held down. This command can be obtained by switching the secondary trim system ON and using the secondary trim switch".

Na época do acidente, estava vigente o RBHA nº 91, emenda 91-12, de 30DEZ2005. Esse regulamento estabelecia regras gerais de operação para aeronaves civis.

Em relação a critérios de aeronavegabilidade e equipamentos inoperantes, destacou-se o seguinte:

“91.7 - Aeronavegabilidade de aeronave civil

(a) Nenhuma pessoa pode operar uma aeronave civil, a menos que ela esteja em condições aeronavegáveis.

(b) O piloto em comando de uma aeronave civil é responsável pela verificação das condições da aeronave quanto à segurança do voo. Ele deve descontinuar o voo quando ocorrerem problemas de manutenção ou estruturais degradando a aeronavegabilidade da aeronave.

(...)

91.213 - Equipamentos e instrumentos inoperantes

(a) Exceto como previsto no parágrafo (d) desta seção, nenhuma pessoa pode decolar com uma aeronave civil com equipamentos ou instrumentos inoperantes instalados, a menos que as seguintes condições sejam atendidas:

(1) exista uma lista de equipamentos mínimos (MEL) desenvolvida pelo operador da aeronave.”

A Lista de Equipamentos Mínimos, ou *Minimum Equipment List* (MEL), estabelecia critérios para equipamentos que poderiam estar inoperantes antes da decolagem da aeronave.

Falhas ocorridas em voo não estavam relacionadas com essa publicação e deviam ser utilizadas documentações específicas para essa finalidade.

A MEL era elaborada pelo operador a partir da *Master Minimum Equipment List* (MMEL) e, então, submetida para aprovação da Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), no caso de aeronaves de registro brasileiro.

A MEL, no entanto, não era de caráter obrigatório segundo as regras do RBHA 91, sendo sua elaboração facultativa ao operador.

Foi verificado que não havia uma lista de equipamentos mínimos desenvolvida pelo operador para esta aeronave.

Dessa forma, nenhum sistema ou equipamento instalado na aeronave poderia estar inoperante antes da decolagem.

Ainda de acordo com o RBHA nº 91, emenda 91-12, de 30DEZ2005, havia os seguintes critérios para documentação a bordo da aeronave:

“91.203 - Aeronave civil. Documentos requeridos

(a) Exceto como previsto em 91.715 e nos parágrafos (b), (c) e (d) desta seção, nenhuma pessoa pode operar uma aeronave civil brasileira, a menos que ela tenha a bordo os seguintes documentos:

(1) certificado de matrícula e certificado de aeronavegabilidade, válidos, emitidos pelo Registro Aeronáutico Brasileiro (RAB);

(2) manual de voo e lista de verificações;

(...)

91.503 - Equipamentos de voo e informações operacionais

(a) O piloto em comando de um avião deve assegurar-se que os seguintes equipamentos de voo, cartas aeronáuticas e informações operacionais, em versões atualizadas e em formato adequado, estarão disponíveis na cabine de pilotos do avião em cada voo:

(...)

(2) uma lista de verificações da cabine dos pilotos contendo os procedimentos listados no parágrafo (b) desta seção.

(b) Cada lista de verificação de cabine deve conter os seguintes procedimentos e deve ser usada pela tripulação de voo quando operando o avião:

- (1) antes da partida dos motores;
 - (2) antes da decolagem;
 - (3) em cruzeiro;
 - (4) antes do pouso;
 - (5) após o pouso;
 - (6) no corte dos motores; e
 - (7) em emergências.
- (...)"

1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

2. ANÁLISE.

A aeronave de marcas PT-WQH, fabricada pela *Cessna Aircraft Company*, modelo 650 (*Citation VII*), decolou, no dia 10NOV2015, do Aeródromo de Brasília (SBBR) às 20h39min (UTC), 18h39min (horário local), com destino ao Aeródromo de Congonhas (SBSP), São Paulo, SP, com a finalidade de fazer voo de transporte executivo.

Para a reconstrução da sequência de eventos que resultou neste acidente buscou-se associar os sons registrados no gravador de voz com possíveis sons característicos da aeronave, tais como alarmes sonoros, avisos de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*), *switches* e *circuit breakers*, dentre outros.

Durante a subida, aproximadamente na altitude de 36.800ft, foi identificado nas gravações do CVR o som característico de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*), com duração de 1,6 segundo.

Considerando o intervalo de tempo de 1,2 segundo de atuação sem o aviso sonoro, o tempo total de movimentação estimado foi de 2,8 segundos. Uma atuação no sistema de compensação longitudinal com essa duração, nessa fase de voo, foi considerada não usual.

Em seguida, os radares de tráfego aéreo registraram uma trajetória descendente acentuada até o impacto da aeronave contra o solo. O tempo estimado foi de, aproximadamente, um minuto e treze segundos.

Não foi encontrado nenhum indício, nas gravações do CVR e nas entrevistas realizadas, de que a movimentação que resultou na trajetória descendente teria sido realizada de maneira voluntária pelos tripulantes.

Assim, é provável que um movimento inadvertido do estabilizador horizontal tenha ocasionado a sequência de eventos que resultou neste acidente.

Nesse contexto, foi realizado um levantamento histórico do sistema de compensação longitudinal das aeronaves modelo 650 e, especificamente, da aeronave envolvida nesta ocorrência, a fim de se identificar fatores que possam ter contribuído para este acidente.

Em 14JUN2005, a FAA emitiu a AD nº 2005-13-21 relacionada com as orientações contidas no SB650-27-53, publicado pelo fabricante da aeronave em 11MAR2004. Esse Boletim de Serviço continha informações para a troca da ACU, PN 9914197-3 ou 9914197-4, pela ACU PN 9914197-7.

De acordo com os registros de manutenção, o SB650-27-53 e a AD nº 2005-13-21 foram dados como cumpridos em 28JUL2006. O item 13 do SB650-27-53 previa um voo operacional de *check* do sistema.

Após o voo operacional de *check*, o Boletim de Serviço estabelecia uma verificação do sistema de compensação longitudinal por meio da *Rotary Test Switch* na posição *TRIM/FLAP*. Caso o teste indicasse falha, o SB650-27-53 previa a substituição do *Horizontal Stabilizer Trim Actuator*.

No entanto, no diário de bordo não foi identificado o voo de experiência correspondente ao item 13 do SB650-27-53 (voo operacional de *check*).

Esse voo deveria ser realizado unicamente com essa finalidade, descrevendo as condições observadas e o resultado da verificação do sistema de compensação longitudinal por meio da *Rotary Test Switch* na posição *TRIM/FLAP*, conforme item 14 do SB650-27-53.

A partir dessas ações, o Boletim de Serviço poderia ser considerado integralmente cumprido.

Apesar de não ter sido identificada e registrada formalmente a realização do voo de experiência, verificou-se não haver indícios de que a aeronave tenha apresentado mau funcionamento no sistema de compensação longitudinal, nos voos subsequentes à data do registro do cumprimento do SB650-27-53, em 28JUL2006, que demandassem a substituição do atuador PN 9914056-4.

Em 02NOV2007, o fabricante publicou a primeira versão da ASL650-55-04. Em 01OUT2008 e 23ABR2009, foram emitidas, respectivamente, a primeira e a segunda revisões desse documento, com pequenas modificações. De maneira geral, a ASL650-55-04 orientava a troca da ACU PN 9914197-7 pela PN 9914197-8.

Tendo em vista que a ACU PN 9914197-7 poderia causar o não acendimento da luz *PRI TRIM FAIL*, durante a realização do *Warning System - CHECK*, no pré-voo e no *Rotary Test* do pós-voo, o fabricante emitiu a ASL650-55-04.

O não acendimento da luz *PRI TRIM FAIL*, durante os testes do pré-voo e do pós-voo, poderia representar uma falsa indicação de falha, resultando em possíveis ações de manutenção no sistema de compensação longitudinal não necessárias.

Logo, nesse contexto, a emissão da ASL650-55-04 não estaria relacionada diretamente com questões afetas à segurança operacional.

A AD nº 2005-13-21, emitida pela FAA, previa a instalação da ACU PN 9914197-7. Já a ASL650-55-04 previa a substituição da ACU PN 9914197-7 pela ACU PN 9914197-8.

Assim, a FAA emitiu, em 06NOV2007, um método alternativo de cumprimento, ou *Alternate Means Of Compliance (AMOC)*, que considerava a ASL650-55-04 uma forma aceitável de cumprimento da AD nº 2005-13-21.

Dessa forma, as aeronaves que estivessem equipadas tanto com a ACU PN 9914197-7 quanto com a ACU PN 9914197-8 estariam de acordo com os critérios de aeronavegabilidade aprovados pela FAA.

A OS nº 68.496, referente ao cumprimento da ASL650-55-04, foi aberta em 03SET2010 e encerrada em 17SET2010. No período em que essa ordem de serviço esteve aberta, a aeronave realizou alguns voos, inclusive transportando passageiros.

Nenhum desses voos ocorreu com a finalidade específica de voo de experiência, tampouco havia descrição no diário de bordo sobre as condições observadas e do resultado dos testes pós-voo, conforme previsto no item 05 da ASL650-55-04.

Assim, observou-se que os registros e o controle dos voos de experiência (voos operacionais de verificação) não foram realizados de maneira adequada, tanto por parte da oficina mantenedora (registro nas ordens de serviço e liberação da aeronave) quanto por parte do operador (registro nos diários de bordo).

No campo da descrição do serviço executado na OS nº 68.496, o item da ASL650-55-04 referente à verificação do sistema, após o voo operacional de *check*, continha a inscrição “ok” e descrevia que não havia sido necessária a substituição do atuador.

Essa condição sinalizou a existência de informalidades nos processos organizacionais de ambas as empresas, que comprometeram a manutenção do adequado histórico das condições operacionais da aeronave e prejudicaram seu acompanhamento ao nível da supervisão gerencial.

Apesar das condições observadas relativas ao cumprimento dos documentos de aeronavegabilidade continuada (em especial a ASL650-55-04), não foi identificada relação entre as divergências no cumprimento desses documentos e as falhas observadas no voo do acidente, tendo em vista a quantidade de horas voadas pela aeronave entre a data de execução dos serviços, 17SET2010, e a da ocorrência, 10NOV2015.

Caso os testes previstos na ASL650-55-04, após o voo operacional de *check*, indicassem falha (item 5A da Figura 18), deveria ser realizada a troca do atuador (*Primary Trim Actuator*) para o PN 9914056-8 (item 6B da Figura 19). Caso não houvesse disponibilidade do atuador PN 9914056-8, poderia ser realizada a troca por outro atuador PN 9914056-4.

A oficina que executou a ASL650-55-04 não identificou a necessidade de troca do atuador, conforme descrição do serviço executado na OS nº 68.496 (Figura 20). Logo, a aeronave permaneceu com o mesmo atuador, PN 9914056-4.

Em relação ao histórico de acidentes relacionados ao modelo 650, verificou-se a existência de um evento com características aparentemente similares, ocorrido na Venezuela, em 18FEV2008. Essa ocorrência envolveu a aeronave, modelo 650, versão *Citation III*, de marcas N385EM.

Conforme o item *Análisis* do *Informe Interino*, emitido pela autoridade de investigação venezuelana, durante a fase de voo em rota, foi simulada uma falha do sistema primário de compensação longitudinal, por meio do acionamento do sistema secundário, o que teria resultado em uma operação anormal do sistema, seguida de violenta perda de altitude e condição de sobrevelocidade.

Nesse *Informe Interino* o funcionamento anormal, com características de disparo, do sistema secundário de compensação longitudinal do estabilizador horizontal, foi apontado como uma das possíveis causas.

Nesse sentido, verificou-se que ambas ocorrências possuem características aparentemente similares, quanto à trajetória descendente, impacto contra o solo e possibilidade de mau funcionamento do sistema de compensação longitudinal das aeronaves.

Na ocorrência com a aeronave N385EM, a autoridade de investigação venezuelana relacionou o disparo ao funcionamento anormal do sistema secundário de compensação longitudinal. Nesta ocorrência envolvendo a aeronave PT-WQH, as evidências apontaram para um possível funcionamento anormal do sistema primário de compensação longitudinal, conforme será descrito no decorrer desta análise.

Durante a investigação da ocorrência com o PT-WQH, ainda não havia sido publicado o relatório final referente ao acidente ocorrido com a aeronave matrícula

N385EM. Assim, não foi possível realizar uma análise comparativa mais detalhada entre as duas ocorrências.

Com relação aos serviços de manutenção executados próximo à data do acidente, verificou-se a existência de duas ordens de serviço, relacionadas com o aviso sonoro do sistema de compensação longitudinal da aeronave.

As tarefas de manutenção executadas estavam de acordo com as condições relatadas pelo operador nas ordens de serviço.

No entanto, observou-se que a redação do serviço solicitado nas OS ficava a cargo de profissionais sem conhecimentos técnicos aprofundados na área de manutenção, o que poderia favorecer descrições pouco detalhadas ou inadequadas para o serviço requerido.

Essa possível inadequação na descrição da OS poderia favorecer erros de interpretação pelo mecânico em relação ao conteúdo ou mesmo à complexidade do serviço a ser executado.

Não é possível descartar que uma pesquisa de pane mais completa em todo o sistema de compensação longitudinal da aeronave não tenha sido realizada em razão do pouco detalhamento com que as OS nº 81995 de 08SET15 e OS nº 82071 de 21SET15 foram descritas.

A OS nº 82.071, por exemplo, solicitava apenas a substituição do “alarme do *trim*” (*Horizontal Trim Advisory Unit*), ação sobre a qual o mecânico se restringiu a executar.

O relatório de reparo do componente removido da aeronave (*Horizontal Trim Advisory Unit*) confirmou a pane do item que motivou a sua remoção.

Nas duas ações de manutenção posteriores, registradas nos dias 26OUT2015 e 04NOV2015, não constava a execução de tarefas relacionadas ao sistema de compensação longitudinal da aeronave, indicando que o avião não apresentou novamente as discrepâncias que motivaram a abertura das ordens de serviço executadas em setembro de 2015.

Dessa forma, não foi possível estabelecer ligação entre os serviços de manutenção realizados na aeronave no mês de setembro de 2015 e os eventos que resultaram no acidente ocorrido em 10NOV2015.

Ressalta-se, porém, que as discrepâncias que motivaram a abertura das ordens de serviço não foram registradas no diário de bordo, caracterizando informalidades nos processos organizacionais referentes ao histórico das condições operacionais da aeronave.

Na data da ocorrência, a aeronave realizou um voo anterior de transporte de passageiros, partindo do Aeródromo de Congonhas (SBSP) com destino ao Aeródromo de Brasília (SBBR).

Conforme descrito na seção 1.11, a trilha de áudio de duas horas do CVR registrou as fases de descida, pouso e táxi do voo anterior ao do acidente. De acordo com as gravações de áudio, não foi identificada qualquer condição ou comentário dos tripulantes que pudesse indicar uma condição anormal durante o voo anterior ao do acidente.

Após o pouso em Brasília, na fase de operação da aeronave em solo, relacionada ao corte dos motores, era prevista a execução do *Shutdown Checklist*. Tal procedimento foi atualizado em 16MAIO2008, por meio da *Temporary Change 65C7FM TC-R10-19*.

A *Temporary Change 65C7FM TC-R10-19* trazia um novo item (denominado *Stabilizer Trim Backdrive Monitor – TEST*) ao *Shutdown Checklist* que, de maneira geral,

previa uma verificação do sistema de compensação longitudinal da aeronave, conforme Figura 39.

O *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5 de 30SET2001 trazia o *Shutdown Checklist* sem esse o item *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST*. Em pesquisa realizada no decorrer da investigação, constatou-se que esse manual era disponibilizado para venda, por meio do canal de compras do fabricante, nessa versão.

De acordo com a legislação em vigor à época do acidente, a lista de verificação era um documento de porte obrigatório a bordo da aeronave e deveria estar atualizada de acordo com as últimas alterações do AFM. Além disso, cabe ao piloto da aeronave verificar se as publicações obrigatórias a bordo da aeronave estão atualizadas.

As listas de verificações são elaboradas de acordo com a última versão aprovada do AFM pela autoridade de aviação civil. Dessa forma o *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5 de 30SET2001, não contemplaria as revisões temporárias incorporadas após a data de aprovação da última revisão do AFM, 13AGO2001.

Vale observar que os manuais da aeronave e todo o conjunto de publicações afetas à operação da mesma são ferramentas que constituem um sistema de apoio aos tripulantes, fundamentais ao desempenho de suas funções. A inadequação de qualquer uma dessas ferramentas, nesse caso uma possível desatualização da lista de verificação, pode afetar diretamente o desempenho do tripulante, culminando em erros de planejamento, operação ou quando em emergência.

A utilização do *Pilots' Abbreviated Checklist* somente era recomendada quando a tripulação já estivesse familiarizada com a aeronave e seus sistemas, uma vez que este documento apresentava as informações de forma resumida.

Ressalta-se que as informações contidas no *Airplane Flight Manual* deveriam prevalecer em caso de conflito com os dados contidos no *Pilots' Abbreviated Checklist*.

Devido ao fogo pós-impacto, os manuais que estavam a bordo da aeronave não foram recuperados, de maneira que não foi possível determinar se eles incorporavam as modificações previstas nas *Temporary Change 65C7FM TC-R10-18* e *65C7FM TC-R10-19*.

Foi elaborada, para fins de auxílio à investigação, uma lista de verificação com a mesma estrutura do *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, contendo as modificações da *Temporary Change 65C7FM TC-R10-19* (Figura 52).

SHUTDOWN	SHUTDOWN
1. PARKING BRAKE - SET	1. PARKING BRAKE - SET
2. AUX HYD PWR - OFF	2. STABILIZER TRIM BACKDRIVE MONITOR - TEST
3. DEFOG FAN - OFF	3. AUX HYD PWR - OFF
4. ALL ANTI-ICE SWITCHES/VALVES - OFF	4. DEFOG FAN - OFF
5. AIR CONDITIONER (if installed) - OFF	5. ALL ANTI-ICE SWITCHES/VALVES - OFF
6. THROTTLES - CUTOFF	6. AIR CONDITIONER (if installed) - OFF
7. PASS ADVISORY LIGHTS - OFF	7. THROTTLES - CUTOFF
8. STBY ATTITUDE INDICATOR - CAGED/OFF	8. PASS ADVISORY LIGHTS - OFF
9. AVIONICS PWR - OFF	9. STBY ATTITUDE INDICATOR - CAGED/OFF
10. EMERGENCY LIGHTS - OFF	10. AVIONICS PWR - OFF
11. APU (if installed) - OFF	11. EMERGENCY LIGHTS - OFF
12. EXTERIOR LIGHTS - OFF	12. APU (if installed) - OFF
13. BATTERY - OFF	13. EXTERIOR LIGHTS - OFF
14. CONTROL LOCK - ENGAGE	14. BATTERY - OFF
15. EROS OXYGEN MASK (if installed) - REMOVE (-15°C)	15. CONTROL LOCK - ENGAGE
	16. EROS OXYGEN MASK (if installed) - REMOVE (-15°C)

Figura 52 - Comparação entre o *Shutdown Checklist* contido no *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001 e uma possível atualização conforme *Temporary Change 65C7FM TC-R10-19* (marcação nossa).

Com relação à *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-19, a qual se referia ao *Shutdown Checklist*, tendo em vista que nas gravações do CVR não constavam falas referentes às ações desse procedimento, foi possível elaborar duas hipóteses para os eventos ocorridos no momento do corte dos motores.

A primeira hipótese consistiu na não realização por completo do *Shutdown Checklist*, uma vez que não foi possível identificar nas gravações do CVR a realização das ações deste procedimento.

Nesse caso, seria possível considerar uma falta de aderência aos procedimentos operacionais da aeronave por parte dos tripulantes, possivelmente associada a uma maior autoconfiança do piloto sobre a rotina de operação da aeronave, cuja experiência adquirida podia ter lhe conferido o hábito de ignorar alguns procedimentos julgados menos importantes na fase de conclusão do voo.

A segunda hipótese consistiu na realização do *Shutdown Checklist* desatualizado, ou seja, de acordo com o *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001, sem as alterações inseridas no AFM pela *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-19, uma vez que não foi registrada nas gravações do CVR o som característico das posições do *Rotary Test Switch* (item D do novo procedimento).

Nesse cenário, o *Shutdown Checklist* teria sido realizado sem cotejamento entre os tripulantes, sendo realizada a conferência entre a configuração da aeronave e os itens da lista de verificação em silêncio.

Em uma aeronave operada por dois pilotos, a verbalização do cumprimento das listas de verificação constitui-se em boa prática, uma vez que permite uma conferência cruzada das ações previstas nos procedimentos de cabine, evitando esquecimentos de itens relacionados à operação do equipamento.

Considerando a legislação em vigor à época do acidente, a cada revalidação anual da habilitação de tipo, a partir do ano de 2009, os novos procedimentos deveriam ter sido ministrados e, conseqüentemente, os tripulantes deveriam estar familiarizados com as alterações introduzidas pelas *Temporary Changes*, caso os treinamentos fossem realizados conforme a IS 61-005.

É possível que a aeronave tenha sido desenergizada, após o voo anterior ao do acidente, sem a correta verificação de uma eventual condição de falha no sistema de compensação longitudinal (procedimento *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST*), conforme previsto na documentação técnica atualizada da aeronave.

Considerando a hipótese de que o *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST* não foi realizado, a não observância desse procedimento pode ter representado uma condição de risco latente, uma vez que possíveis falhas no sistema de compensação longitudinal podem ter permanecido ocultas.

Durante a preparação para o voo em que houve o acidente, não foi possível identificar, nas gravações do CVR, algumas ações relacionadas ao *Cockpit Preparation Checklist*, em especial a realização de todos os passos do item *Primary/Secondary Trim - Check*.

O *Cockpit Preparation Checklist* foi alterado pela *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18 de 16MAIO2008.

Foi elaborada, para fins de auxílio à investigação, uma lista de verificação com a mesma estrutura do *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, contendo as modificações da *Temporary Change* 65C7FM TC-R10-18 (Figura 53).

MODEL 650 COCKPIT PREPARATION	NORMAL PROCEDURES	MODEL 650 COCKPIT PREPARATION	NORMAL PROCEDURES
1. COCKPIT AND EXTERIOR INSPECTIONS - COMPLETE		1. COCKPIT AND EXTERIOR INSPECTIONS - COMPLETE	
2. STBY ATTITUDE INDICATOR - TEST/ON/CAGED		2. STBY ATTITUDE INDICATOR - TEST/ON/CAGED	
3. GND IDLE SWITCH - NORM		3. GND IDLE SWITCH - NORM	
4. IGNITION SWITCHES - NORM		4. IGNITION SWITCHES - NORM	
5. ANTISKID SWITCH - ON		5. ANTISKID SWITCH - ON	
6. FUEL BOOST PUMPS - NORM		6. FUEL BOOST PUMPS - NORM	
7. FUEL COMPUTERS - NORM		7. FUEL COMPUTERS - NORM	
8. PAC BLEED SELECT - NORM		8. PAC BLEED SELECT - NORM	
9. AILERON/SPOILER DISCONNECT - T-HANDLE IN		9. AILERON/SPOILER DISCONNECT - T-HANDLE IN	
10. ENVIRONMENTAL KNOBS - 12 O'CLOCK		10. ENVIRONMENTAL KNOBS - 12 O'CLOCK	
11. COCKPIT AIR DIST VALVES - AS DESIRED		11. COCKPIT AIR DIST VALVES - AS DESIRED	
12. ALL OTHER SWITCHES - OFF/NORMAL		12. ALL OTHER SWITCHES - OFF/NORMAL	
13. BATTERY - BATT		13. BATTERY - BATT	
14. GEAR HANDLE - DOWN/3 GREEN		14. GEAR HANDLE - DOWN/3 GREEN	
15. APU - START/GPU - CONNECTED (if desired)		15. APU - START/GPU - CONNECTED (if desired)	
16. AVIONICS PWR/AC XOVER - ON/NORM		16. AVIONICS PWR/AC XOVER - ON/NORM	
17. WARNING SYSTEMS - CHECK/OFF		17. EFIS - TEST	
18. EFIS - TEST		18. CVR - TEST	
19. CVR - TEST		19. STAB POSITION - VERIFY INDICATION	
20. STAB POSITION - VERIFY INDICATION		20. PRIMARY/SECONDARY TRIM - CHECK PILOT'S/COPILOT'S	
21. PRIMARY/SECONDARY TRIM - CHECK PILOT'S/COPILOT'S		21. WARNING SYSTEMS - CHECK/OFF	
22. RUDDER BIAS - TEST/NORM		22. RUDDER BIAS - TEST/NORM	
23. APU (WITH HYD)		23. APU (WITH HYD)	
- SPEEDBRAKE/SPOILER - CHECK		- SPEEDBRAKE/SPOILER - CHECK	
- AUX HYD PWR - NORM		- AUX HYD PWR - NORM	
- AILERON BOOST - CHECK/ON		- AILERON BOOST - CHECK/ON	
24. AVIONICS POWER - OFF		24. AVIONICS POWER - OFF	
25. FUEL TRANSFER - CHECK/OFF		25. FUEL TRANSFER - CHECK/OFF	
26. CABIN ALTITUDE WARNING HORNS - CHECK		26. CABIN ALTITUDE WARNING HORNS - CHECK	
27. PRESSURIZATION - CHECK/SET		27. PRESSURIZATION - CHECK/SET	
28. ENGINE SYNC - OFF		28. ENGINE SYNC - OFF	
29. ENG INSTRUMENTS - NO WARNINGS		29. ENG INSTRUMENTS - NO WARNINGS	
30. FUEL TEMPERATURE - CHECK		30. FUEL TEMPERATURE - CHECK	

Figura 53 - Comparação entre o *Cockpit Preparation Checklist* contido no *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, Revisão 5, de 30SET2001 (à esquerda) e uma possível atualização (à direita), conforme *Temporary Change 65C7FM TC-R10-18* (marcação nossa).

O item *Primary/Secondary Trim - Check Pilot's/Copilot's*, de acordo com o AFM Revisão 10, de 13AGO2001, previa uma extensa verificação do sistema de compensação longitudinal da aeronave, tanto no modo primário quanto no modo secundário.

Considerando as gravações do CVR, não foi identificada a realização de todos os passos do item *Primary/Secondary Trim - Check Pilot's/Copilot's* do *Cockpit Preparation Checklist*.

Da mesma forma, não foram registrados na gravação do CVR os sons característicos de alarme de cada sistema, relativos às posições de teste da *Rotary Test Switch*. Assim sendo, constatou-se que o item *Warning Systems - Check* do *Cockpit Preparation Checklist* não foi realizado.

Ainda durante a preparação em solo, aproximadamente trinta minutos antes da decolagem, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- "Eu nem mexi... dessa vez deu de novo. Hoje de manhã não deu, mas nem toquei aqui também".
- "Ah tira... tira ele um pouquinho ali".
- "*Pitch Control. Pitch Power*".

Instantes após a última fala deste diálogo, foi possível identificar dois sons de baixa intensidade caracterizados por dois cliques espaçados de aproximadamente 1,0 segundo. Esses sons foram associados à ação de puxar os *Circuit Breakers*, *Pitch Control* e *Pitch Power*, considerando o contexto da fala anterior.

Após cerca de 15 segundos, foi possível identificar outros dois cliques semelhantes aos anteriores, espaçados de 1,0 segundo novamente. Esses cliques foram associados à ação de pressionar os mesmos *Circuit Breakers*.

A ação de puxar os *Circuit Breakers* não estava previsto nos procedimentos normais da aeronave. É possível que a tripulação, por conta própria, tenha realizado essa ação

visando reinicializar o sistema primário de compensação longitudinal, após um possível acendimento da luz *PRI TRIM FAIL*.

Cabe ressaltar que, para realizar uma correta verificação do sistema de compensação longitudinal, deveriam ser seguidos todos os itens do *Cockpit Preparation Checklist*.

O item *Primary/Secondary Trim - Check Pilot's/Copilot's* mostraria os resultados quanto à movimentação e operacionalidade tanto do modo primário quanto do secundário.

Já o item *Warning Systems - Check*, posição *TRIM/FLAP* da *Rotary Test Switch*, mostraria um diagnóstico completo de uma possível falha do sistema primário de compensação longitudinal.

Caso constatada falha ou inoperância do sistema, a preparação para o voo deveria ser interrompida e deveriam ser realizados serviços de manutenção na aeronave até a sua devida liberação para retorno ao voo.

Por sua vez, os sons registrados aproximadamente um minuto e vinte segundos após a fala "*Pitch Control. Pitch Power*" foram associados às ações de levantar a guarda de segurança e modificar a *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* para a posição *ON*, tornando o modo secundário de operação do sistema de compensação longitudinal ativo.

Em seguida, foi possível ouvir o aviso sonoro de movimentação da superfície do estabilizador horizontal (*Clacker*) por duas vezes. Nesse contexto, essa movimentação estaria associada à atuação de um dos tripulantes nos interruptores do sistema secundário de compensação longitudinal, localizado no console central da aeronave.

Da mesma forma, o som gravado cerca de cinco segundos após o último aviso sonoro (*Clacker*) foi associado ao baixamento da guarda de segurança, que automaticamente modificaria a posição da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* para a posição *OFF*.

Por volta de 30 segundos após o término do aviso sonoro *Clacker*, aproximadamente 25 minutos antes da decolagem, houve a seguinte conversa entre os tripulantes:

- "Nada né?"
- "Nem acender, ele acendeu".
- "Uhum...Experimenta...Botão Vermelho".
- "Quer puxar um pouquinho de novo e deixar uns 2 ou 1 minuto?".

O acendimento das luzes de indicação *PRI TRIM FAIL* e *SEC FAULT* deveria acontecer em situações de troca dos sistemas. Essas luzes deveriam permanecer acesas até a movimentação da superfície por meio de um dos modos de operação (primário ou secundário).

É possível, ainda, que o estabilizador horizontal não estivesse se movimentando quando os pilotos acionavam o sistema de compensação por meio do modo primário. Dessa forma, as falas referentes ao "botão vermelho" poderiam estar associadas ao *AP/TRIM/NWS Disconnect Switch*, que, dentre outras, possuía a função de desenergizar o sistema primário de compensação longitudinal.

Já a última fala desse diálogo poderia ser associada à intenção de puxar novamente os *Circuit Breakers*.

Na sequência, foi possível identificar no canal de áudio dos tripulantes dois cliques de baixa intensidade espaçados de, aproximadamente, 0,7 segundo. Esses sons foram associados à possível ação de puxar os *CB Pitch Control* e *Pitch Power*.

Aproximadamente um minuto após o último diálogo, houve uma ligação telefônica de um dos tripulantes solicitando o embarque dos passageiros.

Nesse momento, de acordo com a sequência de eventos exposta, a aeronave possivelmente estaria com os *Circuit Breakers Pitch Control* e *Pitch Power* desarmados, logo, o sistema primário de compensação longitudinal estaria inoperante.

Esse cenário sugeriu que havia certa pressão temporal para que a decolagem ocorresse, mesmo com o sistema de compensação longitudinal da aeronave apresentando funcionamento inadequado.

Não foi possível precisar se esse comportamento teria ocorrido por cobrança dos passageiros ou do próprio piloto, que poderia estar demonstrando uma espécie de pressão autoimposta para decolagem, tendo em vista o possível desejo de evitar conflitos, seja com os passageiros ou com o setor de operações da empresa operadora.

Já com relação ao copiloto, verificou-se que este não possuía vínculo empregatício com o operador e que ainda estava em fase de aquisição de experiência. Logo, é possível que o copiloto não se sentisse confortável para interferir de maneira mais assertiva na maneira como o piloto conduzia as ações de preparação da aeronave para o voo.

Dessa forma, relações interpessoais podem ter contribuído para a decisão de realizar o voo com a aeronave em uma possível condição de inoperância do sistema primário de compensação longitudinal, desconsiderando aspectos técnicos da operação da aeronave.

Por volta de um minuto após a solicitação de embarque dos passageiros, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- "Volta?"
- "Volta"

Em seguida, foi registrado no canal de áudio dos tripulantes dois sons de baixa intensidade e tom grave caracterizados por dois cliques espaçados de aproximadamente 1,0 segundo. Esses sons foram associados a ação de pressionar novamente os *Circuit Breakers*, *Pitch Control* e *Pitch Power*.

Pouco mais de dois minutos após os tripulantes declararem a aeronave acionada e pronta para o táxi, foi possível identificar um único som, provavelmente associado ao levantamento da guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF*, seguido de um diálogo sugerindo que o sistema secundário de compensação longitudinal ainda não estaria ativo.

No final desse diálogo, foi possível identificar um único som associado à possível mudança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* para a posição *ON*, tornando o sistema secundário de compensação longitudinal ativo.

Após cerca de quatro segundos, houve dois avisos sonoros de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*).

Por volta de cinco segundos após o término da movimentação, foi possível identificar, no canal de áudio do microfone de cabine, um único som associado, possivelmente, ao abaixamento da guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF*, e, conseqüentemente, à modificação da posição da *Switch* para *OFF*, o que ativaria, automaticamente, o sistema primário de compensação longitudinal.

Cerca de quatro minutos antes de iniciar a corrida de decolagem, os tripulantes tiveram um diálogo que, possivelmente, estaria relacionado a uma possível última tentativa de tornar o sistema primário de compensação longitudinal ativo. O diálogo mostrado abaixo foi relacionado a uma possível realização do voo sem piloto automático.

- “Vai ter que ir na mão.”
- “Ahn?”
- “Vai ter que ir na mão.”

Cabe ressaltar que a operação do piloto automático dependia do funcionamento do sistema primário de compensação longitudinal. Uma possível falha ou inoperância desse sistema consequentemente levaria à inoperância do piloto automático.

Tendo em vista toda a sequência de eventos descrita até este momento, foi possível estabelecer a hipótese de que a aeronave estava operando com o sistema primário de compensação longitudinal em pane.

Portanto, de acordo com o RBHA nº 91, emenda 91-12, de 30DEZ2005, seções 91.7 e 91.213, a aeronave não poderia ter prosseguido no voo nessas condições.

Considerou-se, assim, que os riscos de se voar sem o correto funcionamento do piloto automático e do sistema primário de compensação longitudinal da aeronave não foram analisados e considerados adequadamente.

Durante a subida inicial, menos de um minuto após a decolagem, foi possível identificar dois sinais sonoros caracterizados por dois cliques espaçados de 1,5 segundo.

Esses sons poderiam estar associados às ações de levantar a guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* e de modificar sua posição para *ON*, tornando o sistema secundário de compensação longitudinal ativo.

Por volta de três segundos após esses dois sons, foi possível ouvir o aviso sonoro (*Clacker*) de movimentação do estabilizador horizontal em quatro momentos distintos, totalizando 16,8 segundos de aviso sonoro, em um intervalo de tempo de, aproximadamente, dois minutos.

Considerando a sequência de eventos anteriormente descrita, é possível que a movimentação do estabilizador horizontal tenha sido comandado pelos pilotos por meio do sistema secundário de compensação longitudinal.

O diálogo subsequente corrobora a condição de a aeronave estar voando sem o piloto automático acoplado:

- “Aqui você tem que botar na cabeça que você é um piloto automático.”
- “Uhum.”

Decorridos quatro minutos e trinta segundos de voo, foram identificados três sons distintos no canal de áudio do microfone de cabine.

O primeiro clique foi associado com o possível abaixamento da guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF*, tornando assim o sistema primário de compensação longitudinal ativo.

No intervalo de tempo entre a ação associada a baixar a guarda de segurança e a próxima ação, é possível que a tripulação tenha tentado movimentar a superfície no modo primário ou acoplar o piloto automático, sem obter êxito.

O segundo e o terceiro sons foram associados às possíveis ações de levantar a guarda de segurança e modificar a *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* para a posição *ON*, respectivamente, tornando novamente o sistema de compensação longitudinal secundário ativo.

O diálogo subsequente sugeriu que os pilotos concordaram em manter o sistema secundário ativo:

- “Deixa ele quietinho...né?”

- "É."

Com cerca de catorze minutos de voo, ou seja, aproximadamente dez minutos após o diálogo apresentado anteriormente, houve o questionamento de um dos tripulantes sobre a possibilidade de verificarem o funcionamento do piloto automático, conforme mostrado abaixo:

- "Vamos ver se o AP está funcionando?"

- "Vamos."

Menos de um segundo após esse diálogo, foi possível ouvir, no canal de áudio do microfone de cabine, um som associado à ação de baixar a guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* tornando o sistema de compensação longitudinal primário ativo.

O diálogo seguinte entre os tripulantes, conforme descrito na seção 1.11, indicou que não foi possível acoplar o piloto automático.

Aproximadamente sete segundos após o diálogo anterior, foi possível identificar novamente dois sons distintos no microfone de área da cabine associados às ações de levantar a guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* e modificar a sua posição para *ON*, respectivamente.

Em seguida, decorridos aproximadamente dezesseis minutos de voo, um dos tripulantes comentou que já havia passado por situação semelhante num voo anterior com duração aproximada de duas horas.

Esse diálogo sugeriu a realização de uma operação em condições semelhantes. O êxito na realização daquele voo reforça uma tendência natural do elemento humano apoiar-se no sucesso de experiências anteriores para fundamentar atitudes que julga similares àquelas que foram bem-sucedidas.

Nesse caso, o sucesso obtido na realização de um voo anterior sem o auxílio do piloto automático pode ter sido elemento reforçador para a reprodução desse mesmo comportamento.

Após esse diálogo, os tripulantes comentaram sobre algumas formações meteorológicas e sobre realizar pequenos desvios na rota. Com aproximadamente 21 minutos de voo, a tripulação solicitou o FL410 como nível final de voo. Esta solicitação foi autorizada pelo serviço de tráfego aéreo (ATS).

Decorridos aproximadamente 23min30s de voo, houve o seguinte diálogo entre os tripulantes:

- " Se quiser que eu tente alguma coisa aí você fala. Se quiser que eu vá tentando alguma coisa"

- "Não, não, agora... já... acabei de... Voltou ao normal (...). Vamos ver se liga"

Imediatamente após o término dessa conversa, houve a seguinte sequência de eventos, tomando como referência de tempo o primeiro evento identificado desta sequência:

- Evento 01 (00m00,0s): som associado à ação de baixar a guarda de segurança da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* tornando o sistema primário de compensação longitudinal ativo;
- Evento 02 (00m02,2s): início do aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*);

- Evento 03 (00m03,6s): fala de um dos tripulantes: "Eita". Essa fala, associada ao aviso sonoro *Clacker*, indicaria um movimento do estabilizador horizontal não comandado;
- Evento 04 (00m03,8s): fim do aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*).

O tempo total do aviso sonoro foi de 1,6 segundo. Logo, considerando o tempo de movimentação da superfície sem o aviso sonoro *Clacker* (1,2 segundo no modo primário), o tempo total de movimentação do estabilizador horizontal pôde ser estimado em 2,8 segundos.

A interrupção da movimentação do estabilizador horizontal pode ter ocorrido devido a esta superfície ter atingido o seu limite de curso, à ação de um dos tripulantes de pressionar o botão *AP/TRIM/NWS DISCONNECT SWITCH* ou, ainda, a uma interrupção sem nenhum comandamento.

- Evento 05 (00m03,9s): aviso sonoro associado ao *Altitude Alert*, relacionado com a perda de altitude da aeronave;

O aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*), o aviso do *Altitude Alert* e a perda de altitude registrada pelos radares de tráfego aéreo são indicativos de que a aeronave teve um disparo do estabilizador horizontal.

- Evento 06 (00m05,9s): som associado à ação de levantar a guarda de segurança;
- Evento 07 (00m06,3s): som associado à ação de modificar a posição da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* para *ON*.

O intervalo de tempo entre o Evento 07 e os dois próximos eventos, associados à redução dos motores, foi de 6,2 segundos.

- Evento 08 (00m12,5s): fala de um dos tripulantes: "Reduzir?";
- Evento 09 (00m13,4s): fala do outro tripulante: "Aham."

Os Eventos 08 e 09 foram associados a um breve diálogo sobre a redução dos motores.

Considerando a ocorrência de evento de disparo do estabilizador horizontal, existia um procedimento de emergência (*Pitch Trim Runaway or Failure*) referente a essa condição que deveria ser executado assim que os tripulantes identificassem a situação de emergência.

O procedimento *Pitch Trim Runaway or Failure* continha três itens de memória que deveriam ser executados imediatamente após o reconhecimento da pane. Em tradução livre os itens de memória são mostrados a seguir:

1. *AP/TRIM/NWS* botão - PRESSIONAR e SEGURAR;
2. *Secondary Trim Switch* - *ON* (levantar guarda de segurança); e
3. Compensar - Como necessário (A luz *SEC TRIM FAULT* pode estar iluminada até a atuação no secundário).

Não foi possível verificar se o item 1 do procedimento de emergência *Pitch Trim Runaway or Failure* foi executado.

Os eventos 06 e 07 foram associados às ações de levantar a guarda de segurança e modificar a posição da *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF* para *ON*, resultando na mudança de sistema ativo da aeronave.

Após esses eventos, não foi registrado no CVR aviso sonoro *Clacker* correspondente à movimentação do estabilizador horizontal.

A ação de modificar o sistema ativo da aeronave e não compensar novamente a aeronave poderia ser considerada pouco natural, tendo em vista que os interruptores de compensação do sistema secundário localizavam-se muito próximos à *Switch SECONDARY TRIM ON/OFF*.

Considerou-se ainda que a ausência de aviso sonoro (*Clacker*) estaria relacionada com a não movimentação do estabilizador horizontal. Não houve indícios de movimentação do estabilizador horizontal sem indicação sonora do sistema.

Assim, foram elaboradas as seguintes hipóteses para a ausência de aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*), após a troca do sistema ativo de compensação longitudinal da aeronave e nos instantes iniciais da trajetória descendente descrita pela aeronave.

A primeira hipótese para a não movimentação do estabilizador horizontal, após a troca de sistema ativo da aeronave, consistiu em uma falha do sistema secundário de compensação longitudinal ou travamento do estabilizador horizontal, após a ocorrência da condição de emergência.

Nas gravações do CVR, não foram identificadas falas ou sons que sugerissem a ocorrência dessas possíveis falhas.

O nível dos danos nos destroços impossibilitou a verificação das condições de operação do sistema secundário de compensação longitudinal, assim como do estabilizador horizontal quanto a um possível travamento.

Dessa forma, a hipótese para a não movimentação do estabilizador horizontal relacionada a uma falha do sistema secundário de compensação longitudinal ou travamento do estabilizador horizontal não pôde ser confirmada.

No entanto, considerando os dados do Relatório FT650-13, o Teste "A", realizado durante a campanha de certificação da aeronave (Figura 48), demonstrou ser possível recuperar a aeronave sem executar nova compensação, após uma movimentação de aproximadamente 6 segundos, em uma altitude de 34.000 pés e velocidade de 0,82 *Mach*.

Além disso, a análise da condição *Adverse Trim Nose Down* demonstrou ser possível realizar manobras de aproximação, de arremetida e de pouso nessas condições seguindo os procedimentos colocados no *Abnormal Procedures Stabilizer System Jam Checklist*.

Assim, mesmo que tenha ocorrido uma falha do sistema secundário de compensação longitudinal ou travamento do estabilizador horizontal, foi demonstrado que o modelo da aeronave fornecia, sob certas condições, meios para retornar a uma situação normal de voo e prosseguir para o pouso com segurança.

A segunda hipótese para a não movimentação do estabilizador horizontal, após a troca de sistema ativo da aeronave, estaria relacionada com a não efetividade do sistema secundário de compensação longitudinal em retornar a aeronave para uma condição segura de voo reto e nivelado.

Dessa forma, foram analisados os documentos de certificação do modelo dessa aeronave, a fim de se avaliar a utilização do sistema secundário de compensação longitudinal em condições de disparo do estabilizador horizontal.

Primeiramente, analisou-se a seção 25.255 (*Out-of-Trim characteristics*). De maneira geral, esse requisito tinha como objetivo demonstrar satisfatória estabilidade e controlabilidade da aeronave em condições não-compensadas.

A seção 25.255 não previa uma avaliação dos sistemas de compensação longitudinal da aeronave e, para a demonstração desse requisito, foi utilizado apenas o sistema primário de compensação longitudinal. Os dados de ensaio em voo apresentados demonstraram que o modelo 650 cumpria com as condições da seção 25.255.

Adicionalmente, foram analisados os dados referentes à comprovação de requisitos de sistemas relativos a comandos de voo, em especial à condição de falha denominada *Trim Runaway - Horizontal Stabilizer*, conforme consta no Relatório FT650-13.

O Teste “D” do Relatório FT650-13 consistia em realizar uma movimentação do estabilizador horizontal e, em seguida, uma manobra de recuperação utilizando o sistema secundário de compensação longitudinal.

Nesse teste não havia descrição detalhada do momento em que houve a troca de sistema. Assim, foi realizada uma comparação da movimentação realizada no ensaio em voo com o gráfico de movimentação do estabilizador horizontal pelo tempo (Figura 46), realizada em solo, ou seja, sem a presença de cargas aerodinâmicas.

O tempo total de movimentação do estabilizador horizontal mostrado na Figura 46 (36 segundos) era condizente com a movimentação no sistema primário, de acordo com procedimento de teste da tarefa *Horizontal Stabilizer Control System Functional Check* do AMM Revisão 35, que previa um tempo total de 44 segundos para movimentação de todo o curso do estabilizador horizontal no sistema primário e 84 segundos no secundário.

No Teste “D” do Relatório FT650-13 (Figura 49), a primeira movimentação do estabilizador horizontal durou cerca de 8 segundos passando da posição inicial próxima de $+0,5^\circ$ para a posição final de cerca de $+2,0^\circ$.

Essa primeira movimentação observada no voo de ensaio era condizente com o gráfico de ângulo do estabilizador pelo tempo, associado ao sistema primário. No gráfico da Figura 46, a posição $+0,5^\circ$ foi obtida no tempo de 28 segundos e a posição $+2,0^\circ$ no tempo de 36 segundos, resultando, portanto, em um intervalo de tempo de 8 segundos entre as duas posições.

A segunda movimentação realizada no Teste “D” levou o estabilizador horizontal de uma posição aproximada de $+2,0^\circ$ até cerca de $+0,4^\circ$, em um tempo de aproximadamente 9 segundos (Figura 49).

De acordo com a Figura 46, o tempo para movimentar o estabilizador horizontal das posições aproximadas de $+2,0^\circ$ até $+0,4^\circ$ seria de cerca de 9 segundos, ressalta-se que esta movimentação estaria associada ao sistema primário, sem a presença de cargas aerodinâmicas.

A Figura 54 resume as observações descritas acima ilustrando o comparativo das movimentações do estabilizador horizontal observadas no Teste “D” do ensaio em voo e a movimentação dessa superfície em solo e sem cargas aerodinâmicas, conforme mostrada na Figura 46.

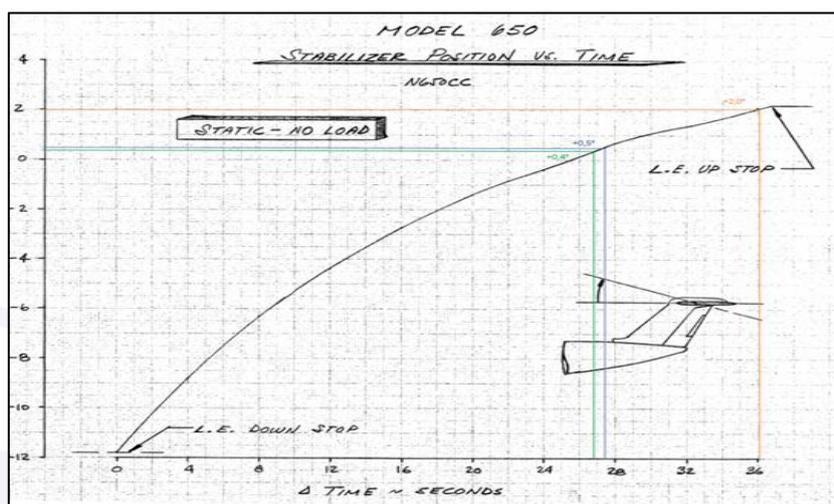


Figura 54 – Compartivo das posições do estabilizador horizontal em movimentação realizada no solo com as posições observadas no Teste “D” de ensaio em voo. Adaptada de relatórios pertencentes à *Textron Aviation*®.

Linha Azul. Posição inicial do estabilizador no Teste “D” (em torno de $+0,5^\circ$).

Linha Laranja. Posição do estabilizador após a primeira movimentação realizada no Teste “D” (em torno de $+2,0^\circ$).

Linha Verde. Posição final do estabilizador após a segunda movimentação realizada no Teste “D” (em torno de $+0,4^\circ$).

Considerando o tempo de 84 segundos para movimentação do estabilizador horizontal no solo, em todo o seu curso de atuação, no sistema de compensação longitudinal secundário (conforme tarefa de manutenção *Horizontal Stabilizer Control System Functional Check* do AMM Revisão 35), a movimentação observada no voo de ensaio do Teste “D” do Relatório FT650-13 estaria mais próxima das características, em relação aos tempos de movimentação, do sistema primário do que do sistema secundário.

A análise dos dados dos ensaios de certificação ficou limitada aos documentos disponíveis, não sendo possível estimar a influência das cargas aerodinâmicas na movimentação da superfície.

Salienta-se que os ensaios foram acompanhados e validados por representante do certificador primário (FAA), e foram feitas observações a respeito dos ensaios.

As observações identificaram o ensaio de mau funcionamento do sistema de compensação longitudinal a 15.000 pés como a condição mais crítica e trazia a necessidade de repetir o ensaio em diferentes configurações de CG.

Além disso, havia observações quanto ao acendimento das luzes PRI TRIM FAIL e SEC TRIM FAULT e interruptores do sistema secundário demonstrando a utilização desse sistema durante os testes de certificação da aeronave.

Portanto, considerou-se que o sistema secundário de compensação longitudinal foi utilizado durante os ensaios de certificação para a condição de disparo do estabilizador horizontal.

Porém, considerou-se necessário que os dados da campanha de ensaio precisariam ser revisados a fim de garantir que o sistema secundário forneça um nível adequado de segurança para uma condição de disparo do sistema primário de compensação longitudinal.

Logo, a segunda hipótese para a não movimentação do estabilizador horizontal, relacionada com a não efetividade do sistema secundário de compensação longitudinal

em retornar a aeronave para uma condição segura de voo reto e nivelado, foi considerada pouco provável.

A terceira hipótese para a não movimentação do estabilizador horizontal, após a troca de sistema ativo da aeronave, consistiu em uma não atuação de maneira assertiva nos interruptores do sistema secundário de compensação longitudinal.

A situação de disparo do estabilizador horizontal (*Pitch Trim Runaway or Failure*), aliada a uma possível mudança abrupta de atitude da aeronave, poderia ter surpreendido os tripulantes e inibido algumas ações imediatas previstas no procedimento de emergência (*Pitch Trim Runaway or Failure Checklist*).

Nesse contexto, foi possível considerar que a troca do sistema ativo de compensação longitudinal (do primário para o secundário) tenha sido uma resposta automática dos tripulantes à movimentação inadvertida da superfície não associada ao procedimento de emergência *Pitch Trim Runaway or Failure*, levando à não ação de compensar a aeronave por meio do sistema secundário.

A não atuação nos interruptores do sistema secundário poderia, ainda, estar relacionada com a ausência de treinamento periódico da emergência *Pitch Trim Runaway or Failure* em simulador.

Essa falta de treinamento implicaria em dificuldades para identificar de maneira rápida e correta a condição anormal, o que possibilitaria reações psicomotoras imediatas para sua correção.

Além disso, mesmo que os tripulantes tenham reconhecido a situação de emergência, eles poderiam não ter realizado todas as ações previstas, uma vez que, possivelmente, sua proficiência técnica carecia de reações cognitivas e psicomotoras massificadas para um melhor gerenciamento da emergência.

O treinamento em simulador pode ser considerado uma importante ferramenta para melhorar a resposta dos tripulantes em uma situação de emergência que somente poderia ser reproduzida nesse equipamento.

Com relação à capacitação e ao treinamento dos pilotos, por não haver uma exigência específica afeta à sua temporalidade em simulador de voo pelo RBHA 91, a empresa operadora não possuía um procedimento interno para a realização sistemática desse tipo de treinamento.

Apesar de os demais tripulantes da empresa considerarem o piloto um profissional com domínio técnico notável no modelo da aeronave, é possível que a ausência de treinamentos de situações de emergência em simuladores de voo tenha prejudicado a resposta cognitiva e psicomotora da tripulação em uma situação de emergência real.

Após a troca do sistema ativo de compensação longitudinal, não foram identificadas falas relativas às ações requeridas para o gerenciamento da situação de emergência de disparo do estabilizador horizontal (*Pitch Trim Runaway or Failure*) entre os tripulantes.

Adicionalmente, não houve diálogos que indicassem que o tripulante ocupando o assento da esquerda tenha assumido os comandos da aeronave no momento da emergência, uma vez que, possivelmente, o tripulante que ocupava o assento da direita estivesse conduzindo o voo.

Tais fatores indicaram uma coordenação de cabine inadequada diante dos eventos desta ocorrência, reforçada por uma possível incompreensão dos motivos que teriam levado a aeronave àquela situação de voo.

Cerca de 6,2 segundos após a ação associada à troca do sistema ativo de compensação longitudinal da aeronave, houve fala dos tripulantes associada à redução da potência dos motores.

O gerenciamento da potência dos motores e da velocidade da aeronave nesse cenário são essenciais para a realização de uma manobra de recuperação bem sucedida.

Considerou-se, ainda, que a atuação dos tripulantes poderia ter se restringido apenas ao comando de profundor nos manches da aeronave. Porém, a utilização apenas desse comando, sem um adequado gerenciamento da potência dos motores e da velocidade da aeronave, poderia não ser suficiente para uma manobra de recuperação bem sucedida (conforme observada no voo de ensaio denominado Teste "A" do Relatório FT650-13), sem comandar a movimentação do estabilizador horizontal.

Os dados do ensaio em voo não permitiram fazer uma avaliação de como foi realizado o gerenciamento da potência dos motores durante o voo de ensaio.

Também não foi possível estimar a posição final do estabilizador horizontal, devido à alta fragmentação dos destroços da aeronave.

Portanto, a hipótese de uma não atuação de maneira assertiva nos interruptores do sistema secundário de compensação longitudinal foi considerada possível para a não movimentação do estabilizador horizontal, após a mudança de sistema ativo da aeronave.

Aproximadamente 18 segundos após o primeiro evento, houve a primeira manifestação audível de esforço físico de um dos tripulantes. Foram registradas cerca de dez manifestações similares, durante toda a descida, até momentos antes do impacto. Essa manifestação de esforço físico era condizente com a ação de puxar o manche no sentido de levantar o nariz da aeronave.

O alarme de sobrevelocidade foi registrado, pela primeira vez, aproximadamente, 21 segundos após o término do aviso de movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*).

A última detecção radar da aeronave ocorreu em uma altitude de 18.700ft. Abaixo dessa altitude a aeronave não estaria na área de cobertura dos radares de tráfego aéreo.

As duas últimas detecções radar no modo primário indicaram que a aeronave estaria com uma razão de descida de, aproximadamente, 40.500ft/min.

Os alarmes de proximidade com o solo começaram a ser ouvidos 56 segundos após o primeiro evento (dezessete segundos antes da interrupção da gravação).

Nesse ponto, devido à condição de sobrevelocidade e à altura em relação ao solo, já não havia mais possibilidade de recuperar o controle da aeronave.

A interrupção da gravação do CVR ocorreu em consequência do impacto contra o solo, cerca de um minuto e 9,5 segundos após o término da movimentação do estabilizador horizontal.

Considerando o tempo total da trajetória descendente (um minuto e treze segundos), a altitude da aeronave e a altitude do terreno no local do acidente, a razão de descida média calculada foi de, aproximadamente, 30.000ft/min.

A cratera resultante do impacto indicou que a aeronave colidiu contra o solo com grande ângulo de arfagem e alta velocidade.

A aeronave ficou destruída. Os exames indicaram que os trens de pouso, flapes, *spoilers* e *speed brakes* estavam recolhidos. Não foi possível estimar a posição do estabilizador horizontal no momento do impacto.

Todos os ocupantes faleceram em decorrência do impacto.

3. CONCLUSÕES.

3.1. Fatos.

- a) os pilotos estavam com os Certificados Médicos Aeronáuticos (CMA) válidos;
- b) os pilotos estavam com as habilitações de aeronave tipo C650 e Voo por Instrumentos - Avião (IFRA) válidas;
- c) os pilotos estavam qualificados e possuíam experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações das cadernetas de célula e motores estavam atualizadas;
- g) as condições meteorológicas eram propícias à realização do voo;
- h) o fabricante da aeronave emitiu, em 11MAR2004, boletim de serviço SB650-27-53 que orientava a troca da ACU, com a previsão de realização de um voo operacional de *check*;
- i) a FAA emitiu, em 14JUN2005, a Diretriz de Aeronavegabilidade AD nº 2005-13-21 relacionada com o SB650-27-53;
- j) a oficina de manutenção registrou o cumprimento da AD nº 2005-13-21 e do SB650-27-53 em 28JUL2006;
- k) nos registros do diário de bordo, não foi identificado voo operacional de *check*, após o cumprimento do SB650-27-53;
- l) em 23ABR2009, o fabricante da aeronave emitiu a segunda revisão da ASL650-55-04 que orientava nova troca da ACU, com a previsão de realização de um voo operacional de *check*;
- m) a FAA emitiu carta resposta, considerando a ASL650-55-04 como um método alternativo de cumprimento (AMOC) da AD nº 2005-13-21;
- n) a OS 68.496 relacionada ao cumprimento da ASL650-55-04 foi aberta no dia 03SET2010 e fechada no dia 17SET2010;
- o) no período em que a OS 68.496 estava aberta, foram registrados alguns voos no diário de bordo, nenhum deles continha a finalidade específica de voo operacional de *check*;
- p) no dia 03SET2015, foi aberta a OS 81.995, solicitando verificação no *Horizontal Trim Advisory Unit*, além de outras inspeções de manutenção previstas;
- q) no dia 21SET2015, foi feita a substituição do item *Horizontal Trim Advisory Unit*, conforme descrito na OS 82.071;
- r) na data da ocorrência, 10NOV2015, a aeronave realizou um voo entre SBSP e SBBR;
- s) nas gravações do CVR, após a realização do primeiro voo do dia 10NOV2015, não foi identificada a realização do item *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - Test* incorporado ao *Shutdown Checklist*, por meio da *Temporary Change 65C7FM TC-R10-19*;
- t) nas gravações do CVR, antes da realização do voo que resultou no acidente, não foi identificada a realização do item *Warning Systems - Check*;

- u) durante a fase de subida, aproximadamente no FL370, houve um aviso sonoro de movimentação do estabilizador horizontal da aeronave, registrado nas gravações do CVR;
- v) os radares de tráfego aéreo detectaram uma trajetória de descida acentuada;
- w) durante a trajetória descendente, foi identificado um diálogo entre os tripulantes relacionado à redução da potência dos motores;
- x) durante a trajetória de descida, houve cerca de dez manifestações de esforço físico por um dos tripulantes iniciadas após o término da movimentação do estabilizador horizontal (*Clacker*);
- y) o CVR não registrou o som de *Clacker* (relacionado à movimentação do estabilizador horizontal da aeronave), após o *Pitch Trim Runway or Failure*;
- z) aproximadamente dezessete segundos após o término do aviso de movimentação do estabilizador horizontal foi registrado o alarme característico de sobrevelocidade que permaneceu até a interrupção da gravação;
- aa) a última detecção radar da aeronave ocorreu em uma altitude de 18.700ft;
- bb) o tempo decorrido entre o término da movimentação do estabilizador horizontal e a interrupção da gravação do CVR foi de um minuto e 9,5 segundos;
- cc) a razão de descida média calculada foi de, aproximadamente, 30.000ft/min;
- dd) os exames nos destroços da aeronave indicaram que os trens de pouso, flapes, *spoilers* e *speed brakes* estavam recolhidos;
- ee) não foi possível estimar a posição do estabilizador horizontal no momento do impacto;
- ff) a aeronave ficou destruída; e
- gg) todos os ocupantes faleceram.

3.2. Fatores contribuintes.

- Aplicação dos comandos - indeterminado.

É possível que, após a movimentação inadvertida do estabilizador horizontal, os tripulantes não tenham atuado nos interruptores de comando do sistema secundário de compensação longitudinal, uma vez que não foi registrado outro aviso sonoro (*Clacker*) nas gravações do CVR.

A ação prevista nos procedimentos de emergência *Pitch Trim Runaway or Failure*, item 3, referente a compensar a aeronave por meio do sistema secundário, possivelmente, não foi realizada.

A atuação dos tripulantes pode ter se restringido apenas ao comando de profundor nos manches da aeronave ou ao comando do estabilizador associado ao modo de compensação primário.

- Atitude - indeterminado.

A decisão de realizar o voo sem o adequado funcionamento do sistema primário de compensação longitudinal e do piloto automático pode ter sido resultado da autoconfiança do piloto, em razão da realização anterior de voo bem-sucedido, sob condições operacionais semelhantes.

Considerando a hipótese da não realização, após o voo anterior ao acidente, do *Shutdown Checklist* atualizado, que deveria incorporar o *Stabilizer Trim Backdrive Monitor*

- *TEST*, essa omissão poderia ser considerada uma falta de aderência aos procedimentos operacionais da aeronave.

Essa atitude poderia estar associada à autoconfiança do piloto sobre a rotina de operação da aeronave, cuja experiência adquirida podia ter lhe conferido o hábito de ignorar alguns procedimentos julgados menos importantes na fase de conclusão do voo.

- **Coordenação de cabine - contribuiu.**

Durante todo o voo observou-se ausência de verbalização e cotejamento das ações constantes das listas de verificação (*checklist*).

Da mesma forma, diante da situação de emergência de disparo do estabilizador horizontal (*Pitch Trim Runaway or Failure*), não foram identificadas falas relativas às ações requeridas para o gerenciamento dessa situação entre os tripulantes.

Essas características denotaram ineficiência no aproveitamento dos recursos humanos disponíveis para operação da aeronave.

- **Capacitação e Treinamento - indeterminado.**

É possível que a ausência de treinamento periódico em simulador, em especial da emergência *Pitch Trim Runaway or Failure*, tenha afetado o desempenho da tripulação, na medida em que, o CVR não registrou falas relacionadas às ações exigidas pela condição anormal vivenciada.

- **Cultura organizacional - indeterminado.**

O diário de bordo do PT-WQH não costumava ser preenchido adequadamente pelo operador. Essa condição evidenciou a existência de regras informais referentes ao acompanhamento das condições operacionais da aeronave. Nesse contexto, é possível que o histórico de panes relacionadas ao sistema de compensação longitudinal tenha sido omitido.

- **Julgamento de pilotagem - indeterminado.**

Momentos antes da decolagem foram registradas no CVR falas associadas à realização do voo sem o piloto automático, possivelmente, relacionadas a uma falha ou inoperância do sistema primário de compensação longitudinal.

A realização da decolagem com uma possível pane no sistema de compensação longitudinal da aeronave demonstrou inadequada avaliação dos riscos envolvidos na operação sob essas condições.

- **Manutenção da aeronave - indeterminado.**

Não foi possível estabelecer ligação entre os serviços de manutenção realizados na aeronave no mês de setembro de 2015 e os eventos que resultaram no acidente ocorrido em 10NOV2015.

No entanto, não se descartou a hipótese de que tenha sido realizada uma pesquisa de pane incompleta no sistema de compensação longitudinal da aeronave, em razão do pouco detalhamento das ordens de serviço.

- **Processo decisório - contribuiu.**

Não foi registrado na gravação do CVR os sons relativos às posições de teste da *Rotary Test Switch*, logo é possível concluir que o item *Warning Systems - Check* do *Cockpit Preparation Checklist* não foi realizado.

A decisão pela realização do voo sem a execução completa de todos os itens do *Cockpit Preparation Checklist* impossibilitou a verificação correta do funcionamento do

sistema primário de compensação longitudinal da aeronave e refletiu um julgamento inadequado acerca dos riscos envolvidos naquela operação.

- Relações interpessoais - indeterminado.

De acordo com os dados do CVR, percebeu-se uma possível pressa da tripulação para que a decolagem ocorresse, mesmo tendo sido verificado que o sistema de compensação longitudinal da aeronave não funcionava adequadamente.

Não foi possível precisar se essa pressa foi motivada por pressão dos passageiros ou autoimposta pelo piloto.

- Sistemas de apoio - indeterminado.

É possível que o *Pilots' Abbreviated Checklist - NORMAL PROCEDURES*, a bordo da aeronave, estivesse desatualizado, sem a incorporação do procedimento *Stabilizer Trim Backdrive Monitor - TEST* no *Shutdown Checklist*.

A possível realização do *Shutdown Checklist* com procedimentos desatualizados teria prejudicado a verificação sugerida pelo fabricante para identificação de anormalidades no sistema de compensação longitudinal da aeronave.

- Supervisão gerencial - indeterminado.

Os registros e controle dos voos operacionais de *check*, tanto por parte da oficina mantenedora quanto por parte do operador, previstos em documentações emitidas pelo fabricante (SB650-27-53 e ASL650-55-04) não foram realizados de maneira adequada, indicando possíveis fragilidades na supervisão das atividades de manutenção.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Proposta de uma autoridade de investigação de acidentes com base em informações derivadas de uma investigação, feita com a intenção de prevenir ocorrências aeronáuticas e que em nenhum caso tem como objetivo criar uma presunção de culpa ou responsabilidade. Além das recomendações de segurança decorrentes de investigações de ocorrências aeronáuticas, recomendações de segurança podem resultar de diversas fontes, incluindo atividades de prevenção.

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo. Estas devem ser tratadas conforme estabelecido na NSCA 3-13 "Protocolos de Investigação de Ocorrências Aeronáuticas da Aviação Civil conduzidas pelo Estado Brasileiro".

Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.

À Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC), recomenda-se:

A-149/CENIPA/2015 - 01

Emitida em: 08/04/2019

Atuar junto à TAM Aviação Executiva e Táxi Aéreo S.A. de forma que a organização de manutenção implemente melhorias nos processos de controle e registros de voo de experiência (voos operacionais de verificação) requeridos após as ações de manutenção.

A-149/CENIPA/2015 - 02

Emitida em: 08/04/2019

Atuar junto ao Banco Bradesco S.A. de forma que o operador aprimore os processos referentes aos registros em diário de bordo, notadamente no que se refere à execução de voos de experiência (voos operacionais de verificação).

A-149/CENIPA/2015 - 03

Emitida em: 08/04/2019

Atuar junto à *Cessna Aircraft Company* (fabricante da aeronave), a fim de que seja revisado o AFM das aeronaves modelo 650, de modo que as mudanças de procedimentos operacionais introduzidas por meio de *Temporary Changes* possam ser, igualmente, incorporadas aos seus *checklists* condensados (*Pilots' Abbreviated Checklist*).

A-149/CENIPA/2015 - 04

Emitida em: 08/04/2019

Verificar junto ao certificador primário da aeronave, *Federal Aviation Administration* (FAA), a necessidade de revisar os documentos de certificação da aeronave modelo 650 quanto a utilização do sistema secundário de compensação longitudinal em condições de disparo do estabilizador horizontal.

5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.

O operador implementou estas ações: um programa anual de treinamento em simulador, uma lista de equipamentos mínimos (MEL) aprovada pela ANAC para outra aeronave de sua frota, um programa de avaliação de risco e um Manual de Procedimentos Operacionais Padrões (SOP - *Standard Operating Procedures*).

A ANAC revisou o RBAC nº 61, por meio da emenda nº 07, de 21DEZ2017, prevendo que a revalidação da habilitação de tipo deveria ser realizada em Centro de Treinamento de Aviação Civil (CTAC) aprovado por aquela Agência.

Em, 08 de abril de 2019.



ANEXO A

Comentários recebidos do NTSB

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pelo National Transportation Safety Board (NTSB) no relatório do acidente com a aeronave PT-WQH.

Comentário	Capítulo	Pag.	Texto a ser corrigido (primeira ... última palavra)	Texto proposto pelo NTSB / Argumentação	Comentários do CENIPA
1.	1.1	7	A... faleceram.	Faltando a história do voo anterior, na manhã do acidente, bem como a conversa na cabine antes do movimento do estabilizador horizontal.	Incluído
2.	1.6	8	6507063	O número de série da aeronave é 650-7083	Já estava correto.
3.	1.6	8	TFE731-4	Modelo dos motores TFE731-4R-2S	Alterado
4.	1.6	8	O motor esquerdo...dat a do acidente	Por favor, verifique o número de série do motor esquerdo e do direito. De acordo com a última manutenção realizada, os números de série dos dois motores não estão de acordo com as informações dos registros dos deles.	Os números de série estão de acordo com a documentação.
5.	1.6	8	O modelo foi feito	Utilizar o modelo é feito.	O CENIPA utiliza como padrão em seus relatórios os verbos no passado. Acreditamos que essa prática não cause alteração no entendimento das informações.
6.	1.6	8	consistia	Alterar para consiste.	
7.	1.6	9	A movimentação do estabilizador horizontal era realizada	Alterar para a movimentação do estabilizador horizontal é realizada	
8.	1.6	9	Os instrumentos de cabine do sistema de compensação	Os instrumentos de cabine para o sistema de compensação	Alterado
9.	1.6	9	a posição do estabilizador horizontal era controlada	a posição do estabilizador horizontal é controlada	O CENIPA utiliza como padrão em seus relatórios os verbos no passado. Acreditamos que essa prática não cause alteração no entendimento das informações.
10.	1.6	9	O movimento da superfície era comandado	O movimento da superfície é comandado	

Comment	Chapter	Page	Text to be corrected (first ... last word)	Text Proposed by NTSB / Argumentation	CENIPA´s comment
11.	1.6	10	Integravam o sistema primário	Integram o sistema primário	O CENIPA utiliza como padrão em seus relatórios os verbos no passado. Acreditamos que essa prática não cause alteração no entendimento das informações.
12.	1.6	10	O limite era	O limite é	
13.	1.6	10	Havia	Há	
14.	1.6	10	A alternância entre os modos primário e secundário era realizada	A alternância entre os modos primário e secundário é realizada	
15.	1.6	10	O sistema secundário possuía o mesmo	O sistema secundário possui o mesmo	
16.	1.6	10	Era aproximadamente	É aproximadamente	
17.	1.6	10	SEC PITCH TRIM estava relacionado	SEC PITCH TRIM está relacionado	
18.	1.6	10	Havia um	Há um	
19.	1.6	10	Tinha a função	Tem a função	
20.	1.6	10	Havia uma falha	Há uma falha	
21.	1.6	10	E uma indicação de falha total	E uma indicação de falha parcial	Alterado
22.	1.6	10	SEC TRIM FAIL	SEC TRIM FAULT	Alterado
23.	1.6	10		Vocês podem explicar os motivos de acendimento da luz de falha para melhor entendimento.	Um texto foi adicionado explicando o acendimento da luz de falha.
24.	1.6	11	SEC TRIM FAIL	SEC TRIM FAULT	Alterado
25.	1.6	12	o Horizontal Trim Actuator	Remover tudo depois de Actuator	Alterado

Comment	Chapter	Page	Text to be corrected (first ... last word)	Text Proposed by NTSB / Argumentation	CENIPA's comment
26.	1.6	12	..., dependendo do...	Alterar para..., se o Part Number instalado fosse 9914056-7 ou 9914056-8.	Alterado
27.	1.6	13	Trim Engine	Trim Motor	Alterado
28.	1.6	13	... Trim Engine...	Trim Motor	Alterado
29.	1.6	13	Compensação	Trim	Alterado
30.	1.6	16	Foi confirmado.	Adicionar... e foi instalada uma unidade reparada 9914287-1EX Serial Number 9924069.	Alterado

