



CÓPIA Nº

MINISTÉRIO DAS OBRAS PÚBLICAS, TRANSPORTES E COMUNICAÇÕES
GABINETE DE PREVENÇÃO E INVESTIGAÇÃO DE ACIDENTES COM AERONAVES

RELATÓRIO FINAL DE INCIDENTE

BUFFALO AIRWAYS, Ltd

CANADAIR CL-215

C-FTXB

Sta. Maria - Açores

16 de Março de 2009



RELATÓRIO FINAL DE INCIDENTE Nº 10/INCID/2009

NOTA

Este relatório foi preparado, somente, para efeitos de prevenção de acidentes

A investigação técnica é um processo conduzido com o propósito da prevenção de acidentes o qual inclui a recolha e análise da informação, a determinação das causas e, quando apropriado, a formulação de recomendações de segurança,

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com a Directiva da C.E. nº 94/56/CE, de 21/11/94, e com o nº 3 do art.º 11º do Decreto Lei Nº 318/99, de 11 de Agosto, a investigação técnica não tem por objectivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

ÍNDICE

TÍTULO	PÁGINA
Sinopse	04
1. INFORMAÇÃO FACTUAL	
1.1 História do Voo	05
1.2 Lesões	06
1.3 Danos na Aeronave	06
1.4 Outros Danos	06
1.5 Tripulação	06
1.6 Aeronave	
1.6.1 Generalidades	06
1.6.2 Hélice - Descrição e Funcionamento	
1.6.2.1 Princípios Básicos	07
1.6.2.2 Controlo de Velocidade Constante (onspeed)	09
1.6.2.3 Controlo de Excesso de Velocidade (overspeed)	09
1.6.2.4 Controlo de Redução de Velocidade (underspeed)	10
1.6.2.5 Entrada em Bandeira	10
1.6.2.6 Saída de Bandeira	11
1.7 Meteorologia	11
1.8 Ajudas à Navegação	11
1.9 Comunicações	11
1.10 Aeródromo	11
1.11 Registadores de Voo	11
1.12 Destroços e Impactos	12
1.13 Médica ou Patológica	12
1.14 Fogo	12
1.15 Sobrevivência	12
1.16 Ensaios e Pesquisas	12
1.17 Organização e Gestão	12
1.18 Informação Adicional	12
1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas	12
2. ANÁLISE	
2.1 Funcionamento do Hélice #1 do C-FTXB	
2.1.1 Expectativa	13
2.1.2 Realidade	13
3. CONCLUSÕES	
3.1 Factos Estabelecidos	15
3.2 Causas do Incidente	15
4. RECOMENDAÇÕES	16

SINOPSE

No dia 16 de Março de 2009, a aeronave da Buffalo Airways, Ltd, marca Canadair, modelo CL-215, matrícula C-FTXB, descolou do aeroporto de Sta. Maria (LPAZ) pelas 12:53 UTC¹, com destino ao aeródromo de Cascais (LPCS). O avião realizava um voo de entrega ao seu novo proprietário, na Turquia e era acompanhado por outro avião semelhante.

A cerca de 80NM de Sta. Maria, o piloto reportou que estava com “overspeed” no hélice nº 1, não conseguia controlar a situação e teria que parar o respectivo motor, pelo que iria regressar ao aeroporto de partida, tendo aterrado em Sta. Maria às 14:28, sem mais problemas.

A Companhia enviou uma equipa técnica que procedeu à substituição do governador do hélice nº 1. Depois de um voo de experiência satisfatório, a aeronave descolou no dia 30 de Março, para o seu destino.

Este relatório foi elaborado em língua Portuguesa e em língua Inglesa.

Em caso de conflito, a versão Portuguesa terá precedência.

¹ - Todas as horas referidas neste relatório, salvo indicação em contrário, são horas UTC (Tempo Universal Coordenado). Antes do dia 30 de Março, a hora oficial nos Açores era menos uma hora que a hora UTC. A partir do dia 30 de Março a hora local passou a ser igual à hora UTC.

1. INFORMAÇÃO FACTUAL

1.1 História do Voo

O Canadair CL-215, matrícula Canadiana C-FTXB, havia sido adquirido por um operador Turco e efectuava um voo “ferry” para entrega ao seu novo proprietário, juntamente com outro avião semelhante (C-GFNF).

Voou do Canadá para os Açores, tendo chegado a Santa Maria (LPAZ) no dia 14 de Março de 2009, prevendo a sua saída para Cascais (LPCS) no dia 16 do mesmo mês, para continuar para Múrcia (LELC), de onde prosseguiria para o seu destino final.

Às 12:45 do dia 16, a aeronave deixou LPAZ, seguindo de acordo com o Plano de Voo aprovado, via “DOKAS- “37° 30’N 20°W” – “KOMUT” – “BUSEN”, para o destino LPCS, voando a 9000ft de altitude (FL 090) (figura nº 1).

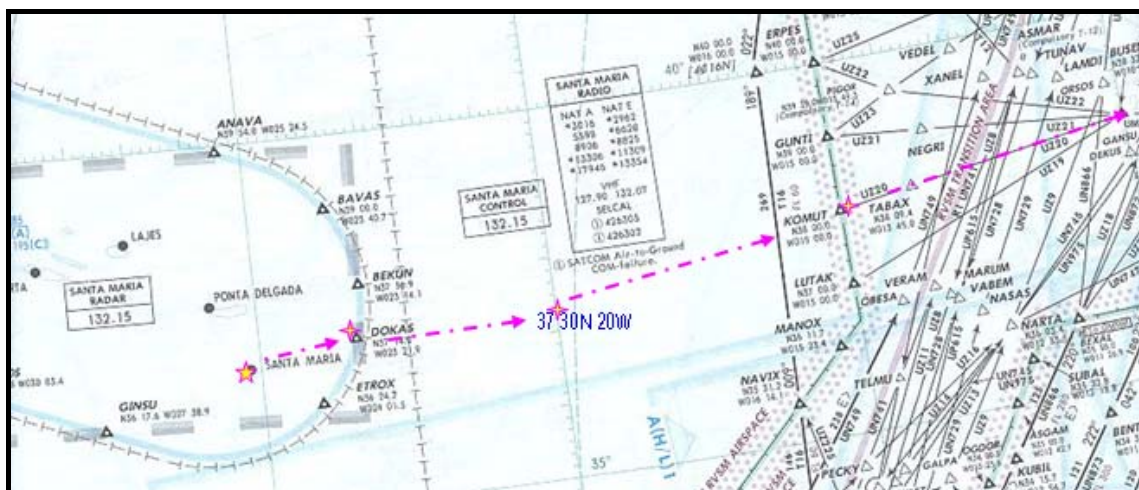


Figura Nº 1

Descolado na pista 18, às 12:53, o avião prosseguiu de acordo com a Saída Standard (SID) para “DOKAS”, subindo para FL 090, de acordo com o Plano de Voo.

Aproximadamente 50 minutos depois, a cerca de 80NM de distância, o hélice do motor nº 1 começou a aumentar a sua velocidade de rotação, entrando numa situação de “overspeed” que foi impossível de controlar com a aplicação dos procedimentos normais recomendados, o que obrigou o piloto a parar o respectivo motor e regressar ao aeroporto de partida.

O C-FTXB foi autorizado a prosseguir directamente para o VOR de Sta Maria (VSM) e descer para FL 060, tendo aterrado em segurança, em LPAZ, pelas 14:28.

Uma equipa técnica da Companhia foi enviada para Sta Maria e a aeronave, depois de ter sido substituído o governador do hélice nº 1 e efectuado voo de ensaio satisfatório, prosseguiu para o seu destino no dia 30 de Março de 2009.

1.2 Lesões

Nenhum dos dois pilotos a bordo sofreu lesões.

1.3 Danos na Aeronave

A aeronave não sofreu danos.

1.4 Outros Danos

Não se registaram danos a terceiros.

1.5 Tripulação

A tripulação era constituída por dois pilotos (Cdt. e Copil), com as seguintes referências:

Referência	Comandante		Copiloto	
Referências Pessoais: Sexo:	Masculino		Masculino	
Idade:	53		55	
Nacionalidade:	Canadiana		Canadiana	
Licença de Voo:	ATPL(A)		ATPL(A)	
Validade:	2009-05-01		2010-06-01	
Último Exame Médico:	2009-01-14		2008-10-15	
Restrições / Limitações:	Deve usar óculos		Ter óculos disponíveis	
Experiência de Voo (horas):	Total	No Tipo	Total	No Tipo
Total:	11 055	542	14 500	1 000
Nos últimos 90 dias:	30	30	39	39
Nos últimos 30 dias:	12	12	17	17
Na última semana:	11	11	11	11
Nas últimas 24 horas:	2	2	2	2

1.6 Aeronave

1.6.1 Generalidades

O CL-215 (*figura nº 2*) foi concebido como um especialista para o combate ao fogo, particularmente adaptado ao Canadá e outros países com grande mancha florestal.

O resultado foi este avião anfíbio, monoplane de asa alta, puxado por dois motores radiais com

2100SHP de potência cada um, accionando hélices de três pás e velocidade constante.



Figura Nº 2

A aeronave requer uma tripulação de dois pilotos, podendo, em determinadas missões específicas, transportar mais um tripulante no cockpit, um especialista e dois observadores. Em versão de passageiros pode transportar até 30PAX, ou 11PAX em versão mista, com os tanques anti-incêndio instalados. Na sua qualidade de ataque ao fogo pode carregar até 6123kg (13500lb) de mistura retardante e é capaz de recolher 5455lts (1440USG) de água, numa albufeira, em 12 segundos.

O C-FTXB era um destes aviões, tinha os Certificados de Registo e Aeronavegabilidade válidos, bem como a Licença de Rádio e a Apólice de Seguro, apresentando as seguintes referências:

REFERÊNCIA	CÉLULA	#1 MOTOR #2	#1 HÉLICE #2
Fabricante:	Canadair	Pratt & Whitney	Hamilton Standard
Modelo:	CL-215	CA3 CB16/17	43E60-701
Nº de Série:	1007	P34607 P36641	N194187 N19265583
Horas de Voo:	44298	N/D	N/D
Aterragens / Ciclos:	N/D	N/D	N/D
Última Inspeção:	N/D	N/D	N/D

1.6.2 Hélice - Descrição e Funcionamento

1.6.2.1 Princípios Básicos

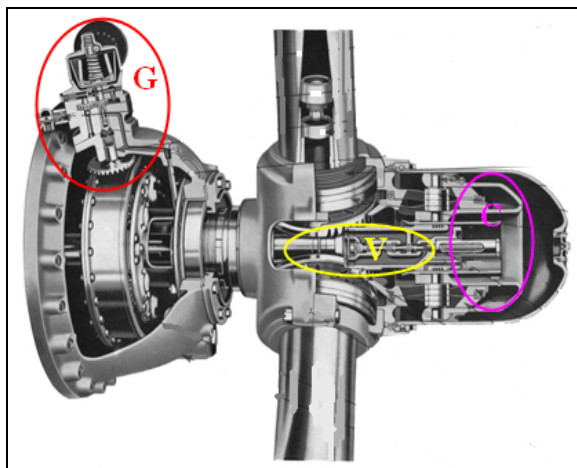


Figura Nº 3

A aeronave tinha instalados dois hélices produzidos por Hamilton Standard, modelo 43E60, com três pás de passo variável e velocidade constante.

A sua concepção segue os mesmos princípios do modelo representado na figura nº 3 (ao lado) e são controlados por um sistema hidromecânico que garante um controlo total do passo, desde passo fino até passo de bandeira.

O cérebro do sistema encontra-se no *Governador* “G”, que envia óleo sob pressão através da *Válvula de Distribuição* “V” para o *Cilindro Actuador* “C”, de modo a manter a velocidade de rotação do hélice dentro da gama de RPM seleccionadas.

O movimento para a frente do Cilindro Actuador provoca um aumento do passo das pás, enquanto que um recuo faz com que as pás vão para um ângulo de passo inferior. Estas

variações são conseguidas através de um conjunto de veio e manga de excêntricos que reage às três forças principais que actuam no comando do passo do hélice (*figura nº 4*).

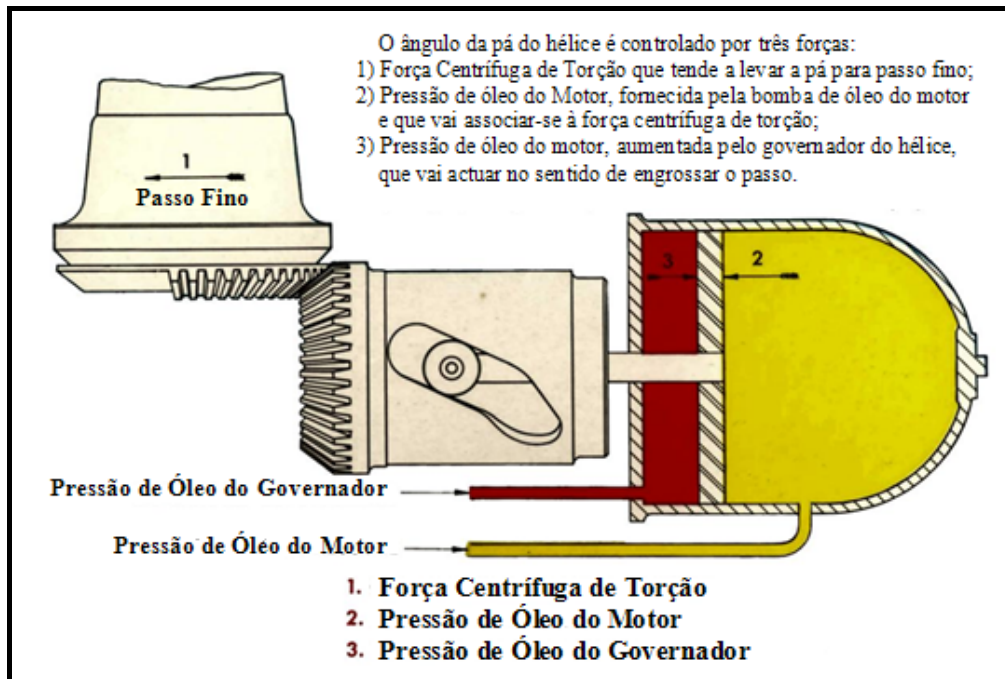


Figura Nº 4

Nos capítulos seguintes vamos relembrar a operação global do sistema e analisar o modo como é conseguido o controlo de velocidade constante do hélice.

Vamos socorrer-nos dos diagramas disponibilizados pelo fabricante, cobrindo as fases de velocidade constante, excesso de velocidade, redução da velocidade e operação de entrada e saída da posição de bandeira, tendo como referência a seguinte legenda (*figura nº 5*), para melhor esclarecimento dos diagramas apresentados.

Legenda		
Oleo do Motor Pressão 60 – 90 lb	1. Mola de ajustamento do passo do hélice 2. Mola do governador de velocidade 3. Massas giratórias (centrífugas) do governador 4. Válvula piloto do governador 5. Válvula de transferência do governador	18. Válvula distribuidora do hélice 19. Abertura da válvula distribuidora 20. Válvula de alívio da pressão do cubo do hélice 21. Mola da válvula distribuidora 22. Compartimento da mola da válvula distribuidora
Oleo do Governador Pressão 180 – 200 lb	6. Linha de óleo de bandeira 7. Válvula de alívio do governador 8. Bomba de pressão do governador 9. Veio oco 10. Abertura do dreno do governador 11. Veio de transmissão do governador 12. Vedante de óleo do veio do hélice 13. Separador de ar do veio do hélice 14. Tubo de alimentação de pressão de óleo do motor	23. Linha de alimentação de óleo para o lado anterior do cilindro actuador (esquema) 24. Rolamentos do veio de excêntricos 25. Lado posterior do cilindro actuador 26. Lado anterior do cilindro actuador 27. Cilindro actuador do hélice (esquema) 28. Cremalheiras 29. Abertura frontal da válvula distribuidora 30. Abertura da válvula distribuidora 31. Abertura posterior da válvula distribuidora 32. Sede da válvula distribuidora 33. Passagem de óleo do veio do hélice
Oleo de Bandeira Pressão < 400 lb	15. Bomba de óleo do motor 16. Válvula distribuidora do hélice 17. Abertura da válvula distribuidora	
Oleo de Bandeira Pressão ± 600 lb		

Figura Nº 5

1.6.2.2 Controlo de Velocidade Constante (*onspeed*)

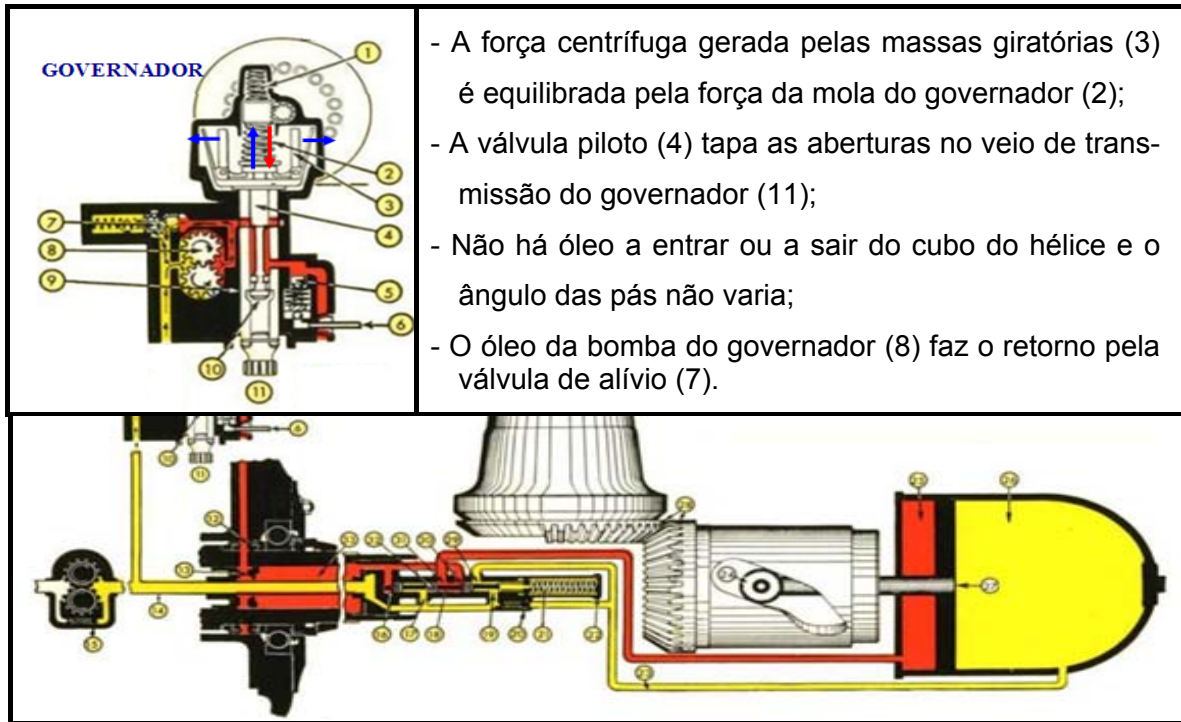


Figura Nº 6

1.6.2.3 Controlo de Excesso de Velocidade (*overspeed*)

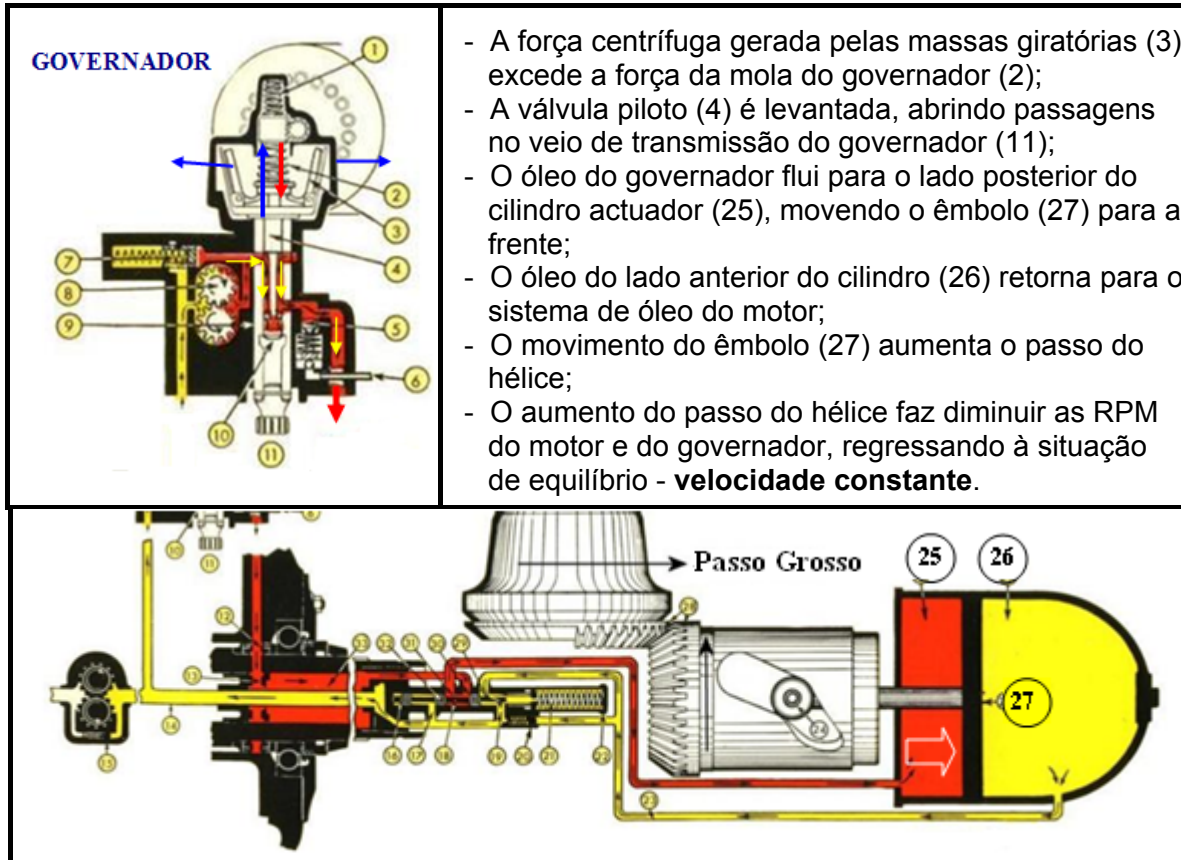


Figura Nº 7

1.6.2.4 Controlo de Redução de Velocidade (*underspeed*)

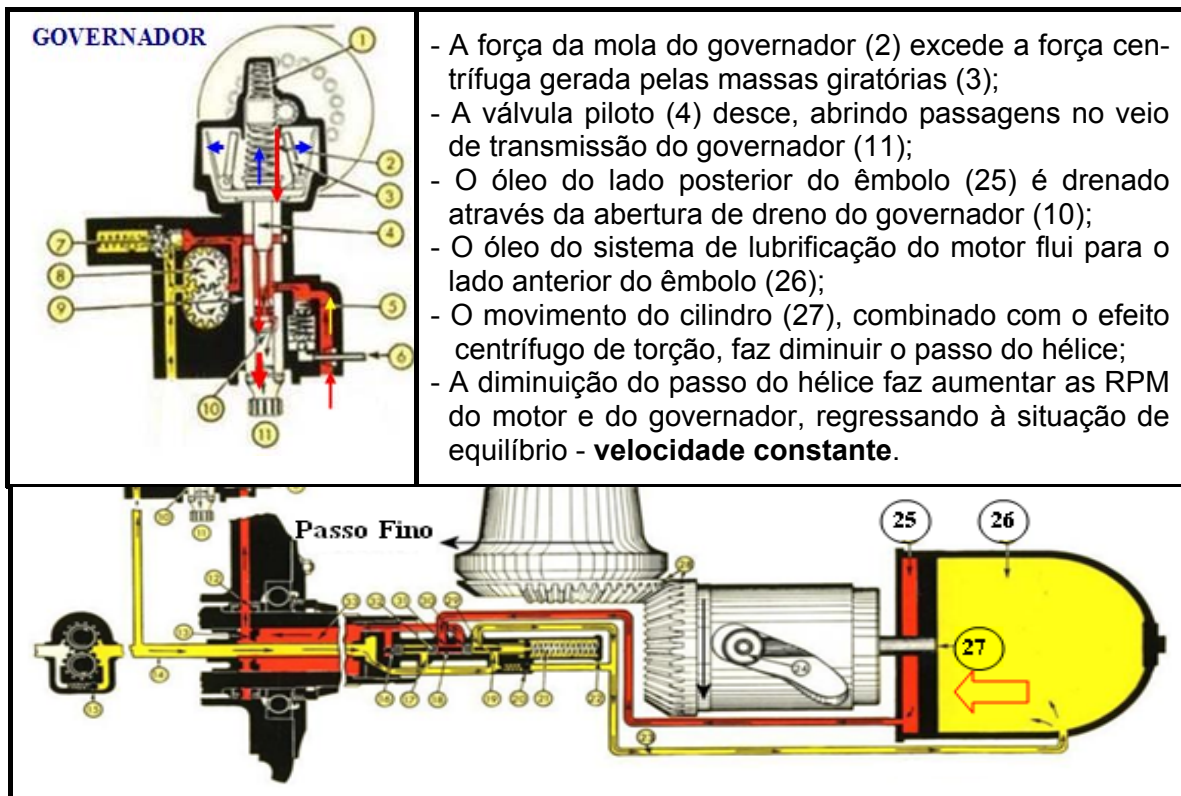


Figura Nº 8

1.6.2.5 Entrada em Bandeira

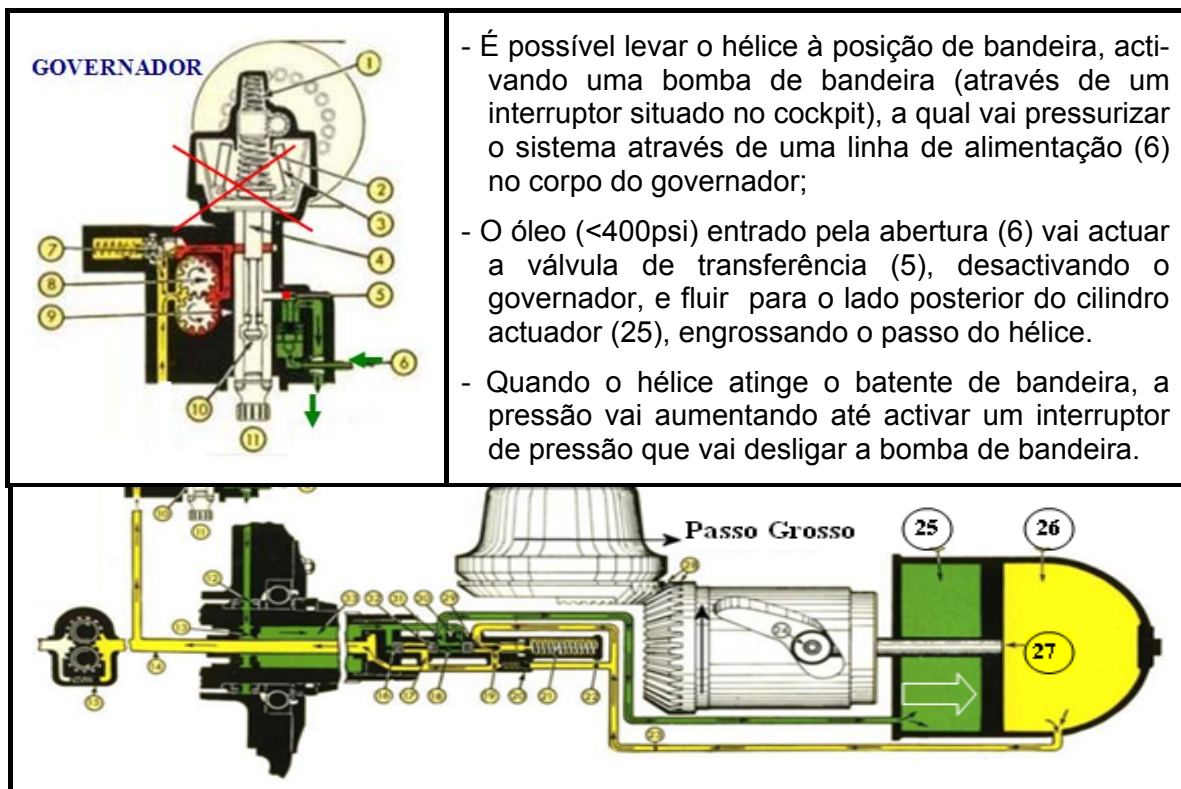


Figura Nº 9

1.6.2.6 Saída de Bandeira

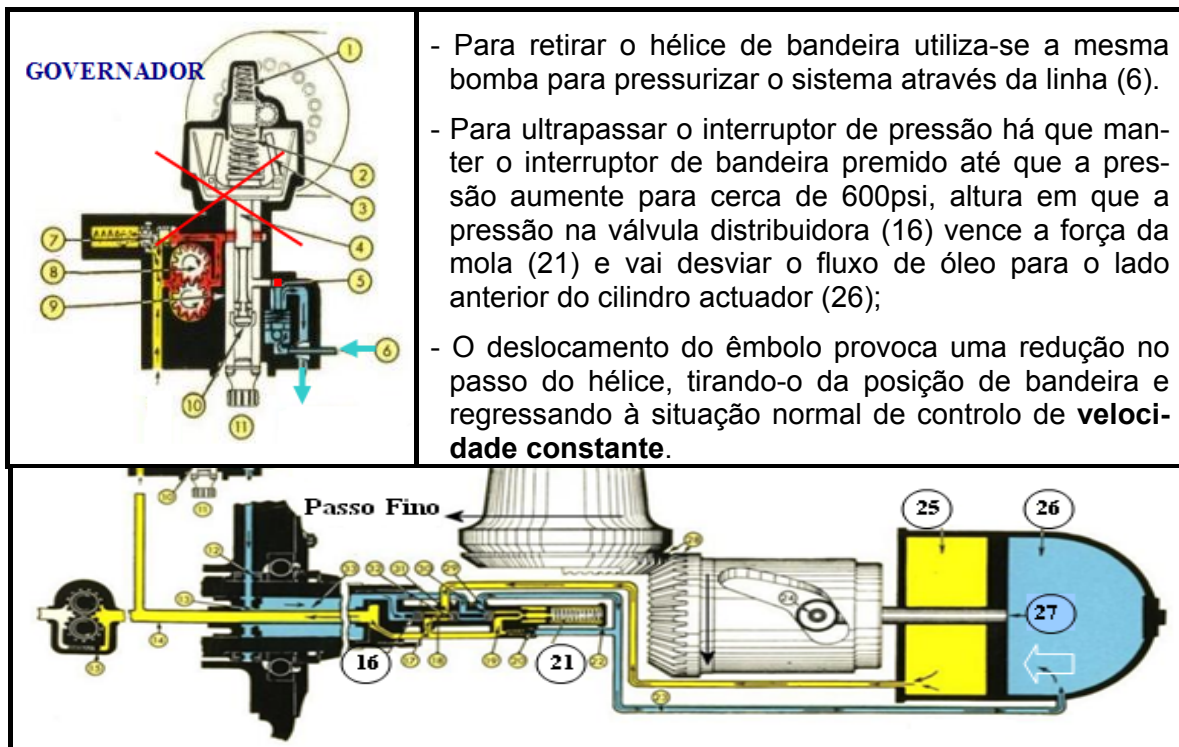


Figura Nº 10

1.7 Meteorologia

Era um dia de sol, com vento moderado a forte, soprando de 120° a 17kt. A visibilidade era superior a dez quilómetros e havia poucas nuvens a 600ft e nuvens esparsas a 1500ft. A temperatura do ar era de 18°C e o ponto de orvalho de 16°C, com humidade relativa elevada. O QNH no aeródromo era de 1012hPc.

1.8 Ajudas à Navegação

Não aplicável.

1.9 Comunicações

Não aplicável.

1.10 Aeródromo

Não aplicável.

1.11 Registadores de Voo

A aeronave não estava equipada com registadores de voo.



1.12 Destroços e Impactos

Não aplicável.

1.13 Médica ou Patológica

Não aplicável.

1.14 Fogo

Não houve fogo.

1.15 Sobrevivência

Não aplicável.

1.16 Ensaios e Pesquisas

O hélice em causa havia sido instalado na aeronave C-FTXB em Abril de 2004, com zero horas TSO, tendo acumulado 341.7 horas. O Governador retirado (s/n WH 91780) foi enviado para “**AVIATION B. L. inc.**”, para investigação. Do relatório emitido consta:

“O governador foi encontrado cheio de depósitos sólidos de contaminação, que impediam a operação correcta da válvula piloto. Foi detectada uma fractura no corpo (p/n 321898), depois de observado a magno-fluxo”.

O relatório não referia nenhuma razão para a acumulação de contaminantes dentro do governador, no entanto é de supor que a exposição aos elementos, combinada com a falta de cuidados de manutenção, estejam na base dessa acumulação.

1.17 Organização e Gestão

Não foi fornecida qualquer informação sobre a organização e gestão do operador, bem como sobre os seus procedimentos de operação e manutenção.

1.18 Informação Adicional

Não existem informações complementares a referir.

1.19 Técnicas de Investigação Utilizadas

Não foram utilizadas técnicas especiais de investigação. As evidências foram recolhidas da documentação oficial e dos testes efectuados pela empresa “Aviation B. L. inc.”.

2. ANÁLISE

2.1 Funcionamento do Hélice #1 do C-FTXB

2.1.1 Expectativa

Durante a subida o passo do hélice seria relativamente fino. Ao atingir o nível de cruzeiro, a potência do motor e o passo do hélice eram ajustados para o regime de cruzeiro.

A diminuição da carga do hélice, após nivelar em cruzeiro, iria provocar um aumento de rotações do motor e do hélice.

Por isso a força centrífuga criada pelas massas giratórias (3) do governador do hélice aumentaria, até ultrapassar a força da mola (2) e levantar a válvula piloto (figura nº 11), permitindo que o óleo do governador fluísse para o lado posterior do cilindro actuador (25), engrossando o passo do hélice e reduzindo as RPM do hélice e do motor, regressando à operação normal - **velocidade constante**.

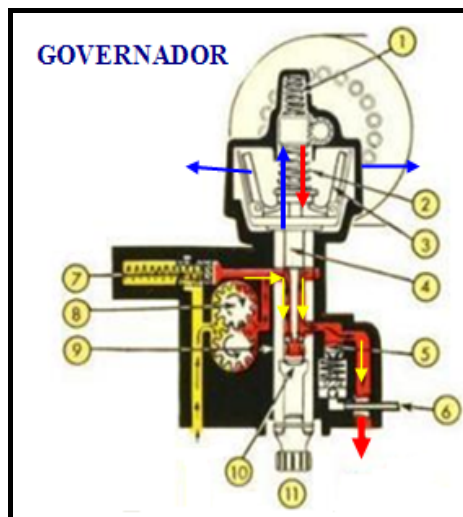


Figura Nº 11

2.1.2 Realidade

Quando a aeronave atingiu o nível de voo assinalado e nivelou em cruzeiro, foi acertada a potência e o passo para o regime de cruzeiro.

O aumento da velocidade, após nivelar em cruzeiro, provocou uma diminuição da carga do hélice, levando a um conseqüente aumento de RPM do motor e do hélice.

Esta aceleração deveria aumentar a força centrífuga criada pelas massas giratórias (3), o que iria levantar a válvula e equilibrar de novo o sistema.

A existência de contaminação dentro do corpo do governador (figura nº 12) impediu a actuação das massas giratórias (3) e o deslocamento (para cima) da válvula piloto (4).

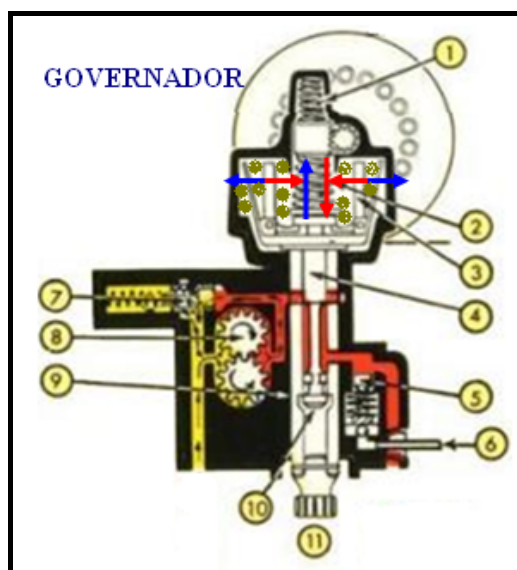


Figura Nº 12

Nesta situação, a pressão do óleo do motor foi aumentando e, incidindo no lado anterior do cilindro actuador (26), associada ao efeito de torção das pás do hélice, ultrapassou o valor da pressão de óleo do governador, encerrado na linha do lado posterior do cilindro actuador, levando a que as pás girassem para um ângulo de passo inferior.

Este afinamento de passo diminuiu ainda mais a carga aerodinâmica no hélice e as RPM do motor aumentaram para valores inaceitáveis, que afectavam o desempenho do motor e eram susceptíveis de provocar danos irreparáveis.

Nestas condições, o piloto só tinha que proceder à paragem do respectivo motor e embandeiramento do hélice, para evitar a sua possível destruição. A existência de contaminantes no interior do governador não afectava a operação de bandeira, pois que a actuação do motor de bandeira ia desactivar o governador e enviar o óleo à pressão, directamente, para o lado posterior do cilindro actuador (ver 1.6.2.5).

Com um motor parado a decisão de aterrar no aeródromo mais próximo demonstrou ser a mais acertada.



3. CONCLUSÕES

3.1 Factos Estabelecidos

- 1º O voo estava devidamente autorizado e foram cumpridos todos os requisitos e formalidades;
- 2º A tripulação estava devidamente qualificada e actuou em conformidade com a situação;
- 3º A aeronave tinha o Certificado de Navegabilidade válido e não havia registo de anomalias ou limitações à sua operação;
- 4º Já depois de estabilizado em cruzeiro, o hélice do motor esquerdo aumentou a sua velocidade, atingindo os limites de overspeed, sem reagir aos procedimentos recomendados pelo fabricante e executados pela tripulação;
- 5º A tripulação decidiu parar o motor esquerdo, embandeirar o respectivo hélice e regressar ao aeroporto de partida,
- 6º A aterragem com um motor parado, em Sta Maria, decorreu sem mais problemas;
- 7º Foi substituído o governador do hélice esquerdo e a aeronave continuou para o seu destino;
- 8º Os exames a que o governador removido foi submetido revelaram uma fractura do corpo do governador e a presença de contaminação no seu interior, o que impediu o normal funcionamento da válvula piloto e daí a falta de controlo do passo do hélice.

3.2 Causas do Incidente

A aeronave teve que regressar ao aeroporto de partida em virtude de ter que parar o motor esquerdo e embandeirar o hélice respectivo, por impossibilidade de controlar o ângulo das pás do hélice, em cruzeiro, tendo as RPM do motor e do hélice aumentado para valores excessivos (overspeed).

A presença de contaminantes sólidos dentro do corpo do governador do hélice #1 foi, provavelmente, o principal factor contributivo para o funcionamento incorrecto da válvula piloto do governador, o que impedia o envio de óleo do governador para o lado posterior do cilindro actuador e, conseqüentemente, o engrossamento do passo das pás do hélice.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA

Considerando que um programa de manutenção apropriado teria possibilidades de evitar, ou detectar e corrigir atempadamente, qualquer desvio de comportamento ou anomalia verificada em qualquer sistema ou componente da aeronave, era de emitir uma recomendação de segurança, alertando o operador Buffalo Airway, Ltd para a necessidade de avaliar os procedimentos de manutenção e procurar melhorá-los.

Tendo recebido a confirmação de que a Autoridade Canadiana para a Aviação Civil (Transport Canada) havia emitido o CADOR² 2009C0714 e os seus inspectores de manutenção iniciaram um processo de acompanhamento da empresa Buffalo Airways, Ltd, em 26 de Março de 2009, a recomendação de segurança prevista deixou de ser relevante.

Consequentemente, não foram emitidas Recomendações de Segurança.

Lisboa, 11 de Junho de 2010

O Investigador Responsável,

António A. Alves

² - Civil Aviation Daily Occurrence Report