

**COMANDO DA AERONÁUTICA
ESTADO-MAIOR DA AERONÁUTICA**

**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO
DE ACIDENTES AERONÁUTICOS**



RELATÓRIO FINAL

AERONAVE: PR-HVR

MODELO: A-119

DATA: 30 AGO 2004

AERONAVE	Modelo: A-119 Matrícula: PR-HVR	OPERADOR: SP HOLDING
ACIDENTE	Data/hora: 30 AGO 2004 Local: Heliponto Málaga – Vila Santa Fé Cidade, UF: Osasco - SP	TIPO: Falha de sistema /componente



O único objetivo das investigações realizadas pelo Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER) é a prevenção de futuros acidentes aeronáuticos. De acordo com o Anexo 13 da Organização de Aviação Civil Internacional - OACI, da qual o Brasil é país signatário, o propósito dessa atividade não é determinar culpa ou responsabilidade. Este Relatório Final, cuja conclusão baseia-se em fatos ou hipóteses, ou na combinação de ambos, objetiva exclusivamente a prevenção de acidentes aeronáuticos. O uso deste relatório para qualquer outro propósito poderá induzir a interpretações errôneas e trazer efeitos adversos ao SIPAER. Este relatório é elaborado com base na coleta de dados efetuada pelos elos SIPAER, conforme previsto na NSCA 3-6.

I. HISTÓRICO DO ACIDENTE

O helicóptero, com cinco pessoas a bordo, realizaria um voo de demonstração do equipamento para a Secretaria de Segurança Pública do Governo do Estado da Bahia.

Durante a decolagem do Heliponto Málaga (SDHG), em Osasco-SP, a aeronave apresentou perda de rotação do rotor principal. Em seguida, realizou um pouso forçado no pátio de uma fábrica, a cerca de 296 m do heliponto.

Após o toque com o solo, o helicóptero girou 180 graus no eixo vertical e ingressou num declive do terreno, deslizando aproximadamente 15 m até parar junto a uma grade metálica limítrofe da referida fábrica, sofrendo danos graves.

O piloto sofreu ferimentos leves e cinco passageiros saíram ilesos.

II. DANOS CAUSADOS

1. Pessoas

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	-	-	-
Graves	-	-	-
Leves	01	-	-
Ilesos	-	05	-

2. Materiais

a. À aeronave

A aeronave sofreu danos irrecuperáveis no rotor principal e no de cauda, bem como nos esquis e estabilizadores horizontais. Sofreu também danos graves na transmissão, na estrutura e no cone de cauda.

b. A terceiros

Houve danos em uma valeta de concreto para coleta de água e a uma cerca metálica.

III. ELEMENTOS DE INVESTIGAÇÃO

1. Informações sobre o pessoal envolvido

a. Horas voadas	PILOTO
Totais	2.500:00
Totais nos últimos 30 dias	06:40
Totais nas últimas 24 horas	00:05
Neste tipo de aeronave	56:55
Neste tipo nos últimos 30 dias	00:00
Neste tipo nas últimas 24 horas	00:00

b. Formação

O piloto foi formado pela FAST AIR Escola de Pilotagem em 1997.

c. Validade e categoria das licenças e certificados

O piloto possuía Licença de Piloto Comercial de Helicóptero e de Avião, e estava com as Habilitações de RHBS, A119 e SK76 válidos.

Seu Certificado IFR estava vencido, embora isso não seja aplicável para o acidente.

d. Qualificação e experiência para o tipo de voo

O piloto qualificou-se na aeronave por um instrutor que recebera instrução no próprio fabricante.

O piloto foi submetido a exame de proficiência por INSPAC do DAC em março de 2004 sendo considerado aprovado. Por conseguinte, o piloto era qualificado e experiente para realizar o voo proposto.

e. Validade da inspeção de saúde

O piloto estava com o Certificado de Capacidade Física válido.

2. Informações sobre a aeronave

A aeronave PR–HVR, monomotora, tipo A119, tinha válidos o Certificado de Matrícula número 16101, emitido em 20 MAIO 2002, e o Certificado de Aeronavegabilidade. Fora fabricada pela AGUSTA em 2002. Não era homologada para o voo IFR.

Suas últimas inspeções, dos tipos IAM/300 – 12 meses e 600 – 24 meses, foi realizada pela SOBRAHEL em 20 ABR 2004, tendo voado 54 h 30 min após os serviços de inspeção.

Sua última revisão geral, do tipo Montagem Parcial, foi realizada pela oficina supracitada em 05 MAIO 2002, tendo voado 297 h 25 min após os trabalhos citados.

As cadernetas de célula e motor estavam válidas.

Os serviços de manutenção foram considerados periódicos e adequados.

A aeronave estava equipada com um motor P&W, modelo PT6B 37A, número de série PU-0022, num total de 297 h 25 min de operação.

Esse motor possuía três modos de controle do débito de combustível para a turbina de potência.

Através de um botão seletor (ECC/MEC), localizado na caixa do comando coletivo, o piloto poderia selecionar o modo eletrônico automático (ECC – controle eletrônico do motor), ou o modo mecânico (MEC – controle mecânico do motor).

No modo eletrônico (EEC), a rotação da turbina de potência era governada automática e eletronicamente, dependendo da solicitação do passo coletivo. No modo MEC, era governada mecanicamente, sendo este comando conectado na alavanca do coletivo.

Finalmente, em caso de mau funcionamento do controle de combustível, o piloto poderia utilizar o modo manual (MAN), que atuava na unidade de controle de combustível (FCU), controlando diretamente o fluxo de combustível.

O Governador Eletrônico originalmente instalado na aeronave (P/N 3049709-03, S/N 044) foi substituído em 11 JUL 2003, quase dois meses antes do acidente, sendo instalado outro, de P/N 3049709-03, S/N 032, em virtude do operador haver relatado oscilações nos parâmetros de torque, temperatura interturbinas (ITT) e rotação da turbina de potência (NT).

A aeronave estava dentro dos limites de peso e do CG especificados pelo fabricante, com um total de 337 litros de combustível remanescentes.

3. Exames, testes e pesquisas.

Foram conduzidos testes e pesquisas no motor e em todos os seus componentes.

Entre os dias 26 a 29 de outubro de 2004, o motor foi submetido à análise nas instalações da Pratt & Whitney. Nos exames preliminares e visuais o motor não mostrou quaisquer sinais de quebra ou fratura de componentes.

Todas as porcas de retenção das linhas de pressão de ar estavam frenadas, porém alguns freios foram encontrados presos de maneira invertida. Este serviço foi realizado nas dependências da SOBRAHEL, representante do fabricante, no Brasil.

Apesar dessa deficiência ser contrária ao preconizado nos manuais de manutenção, não houve sua contribuição para o acidente.

Conforme Laudo Preliminar de Dados Factuals, realizado de 16 a 29 de outubro de 2004, no fabricante do motor, a Pratt & Whitney Canadá, os testes revelaram mau funcionamento do componente Governor – NF Speed, Electronic (EGU), P/N nº 3049709-03 e S/N nº 032, que transmitem informações para débito de combustível no FCU (Fuel Control Unit)

O motor, submetido à análise no banco de testes do fabricante, reproduziu integralmente a deficiência ocorrida e relatada pelo piloto durante o vôo do acidente.

Os componentes afetados foram encaminhados ao seu fabricante, a Woodward Governors, para ser submetido à análise mais aprofundada dos motivos que levaram à falha.

O relatório emitido pela Pratt & Whitney Canadá, o Report nº 04-096, datado de 21 de fevereiro de 2005, no seu item 3.0, página 4, indicou que houve uma falha do EGU.

Em 29 de março de 2005, foi emitida a Revisão 1 do Report nº 04-096, recomendando algumas alterações no conteúdo do Report nº 04-096, datado de 21 de fevereiro de 2005, relatando o mau funcionamento daquele componente, quando selecionado o modo EEC no coletivo, que é o normalmente utilizado em vôo.

Em 17 de dezembro de 2004, a Agusta, fabricante do helicóptero, emitiu um “Accident Report” sobre o acidente.

Os demais Service Bulletins relacionados com o sistema e expedidos pelo fabricante do motor a partir de dezembro de 2001 e, portanto, anteriores ao acidente, foram:

- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39007, de 06 de dezembro 2001 – Modification/Replacement of Fuel Control Unit (FCU) (anexo 13)
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39009, de 16 de maio 2001 – Replacement of Fuel Control Unit (FCU) (anexo14).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39011R1, de 22 de novembro 2002, Revisão de 07 de abril de 2003 – Replacement of Power Turbine Governor (Mechanical N2 Governor) (anexo 15).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39013, de 24 de dezembro de 2001 – Inspection of Fuel Control Unit (FCU) (anexo 16).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39014, de 1 de março 2002 – Replacement of Fuel Control Unit (FCU) (anexo 17).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39015, de 17 de janeiro 2002 – Inspection of Fuel Control Unit (FCU) (anexo 18).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39017, de 28 de março 2002 – Replacement of Eletronic Engine Control (EEC) (anexo 19).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39018, de 28 de março 2002 – Inspeccion of Eletronic Engine Control (EEC) (anexo 20).
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39021, de 11 de fevereiro 2003 – Replacement of P3 Compressor Delivery Air Tube (anexo 21)
- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39026, de 02 de dezembro de 2002 – Inspection of Fuel Pump (contamination of the FCU) (anexo 22).

- Pratt & Whitney Canadá – Service Bulletin P&WC S.B, No. 39027R2, de 17 de dezembro 2002, Revisão de 02 de novembro de 2004 - Replacement of Fuel Pump (contaminants introduced in the FCU) (anexo 23).

Boletins posteriores ao acidente:

- Service Bulletin P&WC S.B. Nº 39037, de 14 SET 2004, Revisão 1, de 15 SET 2004) e Revisão 2, de 16 DEZ 2004 – Inspection of Electronic Speed Governor (the same as “Electronic N2 Governor” or “Electronic Governor Unit” or “Electronic Governor”).
- Service Bulletin P&WC S.B. Nº 39036, de 24 SET 2004 – Reprogramming/Replacement of the Electronic Engine Control (EEC).
- Service Bulletin P&WC S.B. Nº 39038, de 15 MAR 2005 – Replacement/Modification of Electronic Governing Unit (EGU), Fuel Control Unit and Pneumatic Tubes.

4. Informações meteorológicas

O piloto voava em condições visuais diurnas no momento do acidente, não havendo contribuição deste aspecto para a ocorrência do acidente.

5. Navegação

Nada a relatar.

6. Comunicação

Nada a relatar.

7. Informações sobre o aeródromo

O acidente ocorreu fora de área de heliponto. A aeronave decolou do heliponto da SOBRAHEL – Málaga, o qual mede 20 X 20 metros, de piso de grama, localizado a 2.526 ft de altitude.

8. Informações sobre o impacto e os destroços

A aeronave tocou o solo primeiramente com os esquis, sem inclinação apreciável em atitude ligeiramente picada e com rotor nivelado, na margem superior de um talude de grande inclinação. O local era de terreno firme.

A potência residual aplicada fez com que a aeronave girasse 180º para a direita, em relação ao seu deslocamento, levando-a a deslizar pelo talude até se imobilizar nos gradis metálicos situados na parte inferior do mesmo.

No processo, as pás do rotor principal se desfragmentaram até a altura do cubo, um indicativo de boa potência residual. O cone de cauda sofreu rompimento parcial em sua fixação à estrutura, deslocando-se para a direita, também sofrendo torção para o mesmo lado.

Os destroços ficaram concentrados, não tendo havido qualquer impacto anterior apreciável, a não ser os danos causados pelos esquis à valeta de concreto na parte superior do talude. Não houve fogo em decorrência do impacto.

O motor da aeronave foi cortado e os interruptores desligados pelo piloto após o acidente.

No comando coletivo, foram encontradas as posições “MEC” e “MAN” selecionadas.

A válvula “Fuel Shut Off” estava na posição ON; as bombas de combustível 1 e 2 estavam desligadas, e a alimentação cruzada estava selecionada.

9. Dados sobre o fogo

Não houve fogo.

10. Aspectos de sobrevivência e/ou abandono da aeronave

A correta amarração dos pilotos e passageiros amenizou os efeitos do impacto. A atuação da tripulação, realizando os procedimentos previstos, mostrou-se eficaz. A estrutura do helicóptero, apesar de avariada, resultou intacta no ambiente interno da cabine, evitando lesões aos passageiros e permitindo a saída com segurança dos destroços.

11. Gravadores de Vôo

Não requeridos e não instalados.

12. Aspectos operacionais

Tratava-se de um vôo para demonstração do equipamento a um cliente potencial, partindo o vôo das instalações da SOBRAHEL – AGUSTA no Brasil, em Osasco – São Paulo.

O helicóptero estava inicialmente hangarado no HELIPARK, em Carapicuíba – São Paulo, tendo sido trasladado até a SOBRAHEL.

Por volta das 13:30h, o piloto realizou o “daily check”, os procedimentos de segurança constantes da inspeção pré-vôo e acompanhou o abastecimento. A aeronave foi preparada para a decolagem com 300 kg de combustível total.

Após a partida, foram realizados os testes de marcha lenta e de atuação do governador mecânico, ambos efetuados com sucesso.

O vôo até a SOBRAHEL durou cerca de 7 minutos e não apresentou qualquer anormalidade.

No solo e já na SOBRAHEL, foi feita a apresentação externa do helicóptero à equipe que representava o futuro cliente.

Foi combinado que se efetuariam dois vôos: o primeiro, com a duração aproximada de 10 minutos, consistiria em um sobrevôo da região. Já no segundo vôo, seriam apresentadas as qualidades do equipamento ao piloto do possível cliente.

Segundo relato do piloto que ocupava a cadeira esquerda, antes da partida e do início do vôo, o comandante realizou um “briefing” detalhado para familiarizá-lo com os procedimentos operacionais. Realizou o táxi do “spot” até o heliponto para a decolagem, dentro do efeito solo, utilizando de 60 a 65% de torque.

Ao efetuar o pairado para a decolagem, o comandante efetuou um cheque visual em todos os instrumentos e luzes do painel, aplicou cerca de 85% de torque e anunciou em voz alta: “ALL GREEN, NO LIGHTS”.

Ao iniciar a decolagem, isto é, o deslocamento horizontal ascendente para atingir a altura de vôo, ainda à baixa altura e já fora da área de decolagem, ocorreu perda de rotação do rotor principal, com o conseqüente acendimento da luz vermelha de advertência no painel de instrumentos (ROTOR RPM), bem como o aviso sonoro respectivo.

A atitude imediata do piloto foi baixar o coletivo tendo a rotação se recuperado momentaneamente, porém com oscilações, também se apagando a luz de advertência e cessando o aviso sonoro.

O comandante informou que não percebeu qualquer indicação luminosa nos painéis de aviso que não fosse a luz de “ROTOR RPM”, bem como a aeronave não apresentou qualquer momento de guinada, característico de grande oscilação de potência do motor.

Nessas condições, optou por um pouso forçado. Por já estar baixo para o local escolhido para o pouso, e observando que a rotação havia aumentado com o procedimento anterior, o piloto aplicou o comando coletivo e novamente a luz de advertência “ROTOR RPM” acendeu-se, mais uma vez acompanhada do sinal sonoro.

O piloto comandou então o coletivo mais uma vez para baixo para recuperar a RPM do rotor, o que não mais aconteceu.

A luz “ROTOR RPM” acendeu-se conforme previsto, com rotações entre 80 e 96%, e acima de 108%, sendo que na primeira situação (80 e 96%), também se teria o acionamento do alarme sonoro de baixa rotação.

O procedimento de emergência preconizado pelo fabricante no manual de vôo (RFM 3-4: UTILIZE O COLETIVO PARA AJUSTAR A RPM), não era explícito se o mesmo era para ser BAIXADO ou LEVANTADO.

O piloto baixou o coletivo por julgar que estava em situação de “LOW RPM”, reforçado pelo alarme sonoro.

Como última tentativa de estabelecer a normalidade na situação, o piloto passou, a chave do governador eletrônico para o modo MEC (mecânico) e acionou o “speed beep trim” para aumentar a RPM. Porém não obteve resposta satisfatória.

Conforme previsto pelo fabricante, em caso de falha do ECC (controle eletrônico do motor), o sistema comutaria automaticamente para o modo MEC.

O piloto julgou que não havia altura disponível para sanar a pane, nem tampouco condições de manter o vôo e/ou retornar para o heliponto. Dessa forma, prosseguiu para um pouso forçado no pátio do estacionamento de veículos de uma fábrica.

A distância percorrida desde a decolagem até o pouso foi de, aproximadamente, 296 metros.

13. Aspectos humanos

a. Fisiológico

O piloto referiu que, na véspera do acidente, recolheu-se por volta das 21:30 h, acordando por volta das 8 h do outro dia, tendo uma boa noite de sono. No dia do acidente, não se recordou de qualquer evento que pudesse comprometer suas respostas fisiológicas.

Após a avaliação física e laboratorial do piloto, bem como a análise de seu prontuário médico, concluiu-se que não houve indícios da participação do aspecto fisiológico neste acidente.

b. Psicológico

O piloto alegou que estava em condições de descanso normal, sem queixas físicas ou fisiológicas. Não fazia uso de medicamentos. Negou problemas de preocupações pessoais ou com familiares.

Reportou que já voara em serviços de “off-shore”, atividade que, segundo ele, lhe conferiram uma boa experiência.

Considerou que estava muito bem preparado para a emergência enfrentada, tendo se mantido bem consciente até o último momento, aplicando todos os conhecimentos decorrentes de sua experiência global.

Reportou que primeiro, tentou sanar a situação, mas como estava com baixa altitude, teve que procurar um lugar para pousar.

Reportou que a aeronave era praticamente nova e que todas as inspeções haviam sido cumpridas.

Dessa forma, não foram evidenciados fatores psicológicos que tenham interferido nesse acidente.

14. Aspectos ergonômicos

Nada a relatar.

15. Informações adicionais

A título de ilustração,, segue-se uma listagem de eventos ocorridos com o modelo Agusta A119, relacionados ao funcionamento do Grupo Motopropulsor, que podem ou não ter relação de semelhança com o acidente em questão.

- A119 N119RX Ogden, Utah – 09 NOV 2001

Dias antes do acidente, ocorreu um evento de queda de 4% de RPM, com ativação de alarmes aural e luminoso, quando o coletivo foi baixado após o pouso. Outro operador (não identificado) reportou a ocorrência do mesmo problema.

No vôo em que ocorreu o acidente, o piloto pretendia realizar uma passagem baixa para observar um heliponto, circular e pousar. Ao baixar o coletivo, ocorreu queda de RPM para 96%, ativando os alarmes de LOW ROTOR WARNING.

O helicóptero estava muito baixo para realizar uma auto-rotação. O piloto baixou o coletivo e assumiu atitude picada. A RPM baixou para 90% e estabilizou. Aproximadamente a 20 ft, o piloto puxou o coletivo para realizar o “flare”, quando então a RPM caiu bruscamente e ocorreu o impacto com o solo, com a cauda baixa. O helicóptero rolou para a esquerda. O piloto e um ocupante sofreram ferimentos leves. A aeronave tinha apenas 40 h de vôo.

- A119 OE-XSB Godensee, Áustria – 14 OUT 2002

Durante um treinamento de resgate, com um elemento de resgate preso a um cabo externo, ocorreu uma queda de RPM para 70 a 80% por 20 segundos, seguido de aumento de rotação que não pôde ser controlado.

O piloto liberou o tripulante preso ao cabo sobre um lago, a cerca de 15 ft de altura, com velocidade entre 70 a 80 kt. Após, cortou o motor e pousou em auto-rotação. A aeronave não sofreu danos, todavia, o tripulante faleceu na queda.

- A119 N928KR Big Bear City, CA. USA – 19 JUL 2004

Durante um vôo de demonstração pela Agusta Aerospace Corporation, com peso máximo, a 8.800 ft e 20°C, ocorreu queda de RPM. O piloto não conseguiu evitar a colisão com o solo. O helicóptero sofreu danos graves e nenhum ocupante sofreu ferimentos.

- A119 PP-MSF Osasco – SP – 17 MAR 2005

Em função das atividades de pesquisa de panes anteriores apresentadas no motor do PR – HVR, o PP – MSF recebeu um novo motor e todos os acessórios com as devidas modificações incorporadas.

No entanto, o PP-MSF realizou um pouso de precaução, que resultou em novas substituições de componentes do motor.

A descrição deste evento é narrada na Análise. O helicóptero estava com apenas duas pessoas a bordo.

IV. ANÁLISE

O acidente envolveu o PT – HVR quando estava decolando para um vôo de demonstração a um provável cliente. Após a decolagem, a aeronave sofreu oscilações na RPM do rotor principal. O piloto, não conseguindo reverter a situação, conduziu a aeronave para um pouso forçado.

O piloto encontrava-se com os Certificados de Habilitação Técnica e Capacidade Física válidos, estando qualificado para a função.

A avaliação médica a que foi submetido, após o acidente, não identificou qualquer distúrbio de ordem fisiológica ou psicológica que pudesse ter contribuído para a ocorrência.

O piloto relata ter utilizado 60 a 65% de torque do motor para efetuar o táxi (deslocamento até o ponto de decolagem), ainda sob o “efeito solo”. Na decolagem, puxou o coletivo até atingir 85% de torque do motor, tendo iniciado o deslocamento horizontal ascendente para atingir a altura do vôo. A partir daí, os fatos se sucederam conforme descrito nos Aspectos Operacionais.

O Manual de Vôo deste helicóptero (Rotorcraft Flight Manual, Section 2 – Normal Procedures, page 2-25), descrevia os procedimentos a serem adotados durante a decolagem e subida.

Analisando-se os procedimentos recomendados pelo citado manual, pode-se afirmar que o piloto realizou a decolagem cumprindo os parâmetros previstos.

Na realidade, a emergência se configurou pela deficiência do desempenho do motor, durante a transição do vôo pairado para o vôo ascendente.

Considerando que, no momento em que o piloto aplica o coletivo para cima, duas reações ocorrem no helicóptero:

- aumento do passo do rotor principal que, para manter a rotação, exige maior torque de motor.
- aceleração do motor para atender às demandas por mais torque.

No momento do acidente, a solicitação de potência do motor para compensar o aumento do passo do rotor principal não foi atendida, fazendo, dessa forma, com que o mesmo perdesse rotação. A partir dessa situação, a aeronave iniciou um vôo descendente até o pouso forçado.

A emergência ocorrida deve ser analisada sob dois aspectos:

- **A Emergência Anunciada**, isto é, a emergência apresentada ao piloto através do painel de instrumentos.
- **A Emergência Real**, ou seja, a emergência que realmente aconteceu e somente pôde ser identificada e confirmada na pesquisa realizada em banco de testes do fabricante do motor e nas análises de seus componentes.

Da Emergência Anunciada

A análise deste aspecto visa identificar as informações disponíveis ao piloto através do painel de instrumentos, e as medidas corretivas exigidas e recomendadas no Manual de Vôo do Helicóptero.

A seção 3 do RFM (Rotorcraft Flight Manual) estabelece as possíveis emergências que podem surgir em todas as etapas de vôo, e as medidas corretivas que devem ser adotadas pelo piloto para contornar essa situação e manter o vôo com segurança.

Muitas emergências são indicadas através de luzes de advertência, vermelhas e de precaução, amarelas, localizadas no painel de instrumentos.

As luzes de advertência vermelhas de ROTOR RPM e ENG OUT são acompanhadas por um sinal auditivo intermitente na cabine.

O piloto teve a indicação de “ROTOR RPM”, caracterizada pela iluminação da luz de advertência e pela ativação do alarme auditivo intermitente na cabine, esta indicando uma situação de baixa RPM.

Para esse tipo de emergência, a ação corretiva indicada é: “USAR O COLETIVO PARA AJUSTAR A RPM”.

O piloto cumpriu o procedimento indicado para essa emergência só obtendo resultado satisfatório na primeira intervenção. Quando foi necessário mais uma solicitação de coletivo para cima, a anormalidade se repetiu e, dessa vez, a correção anterior (alívio do passo) não surtiu efeito.

Na seqüência, para tentar solucionar a emergência, o piloto relatou que, mesmo sem ter notado qualquer indicação de *falha* ou *degradação* do ECC no painel de instrumentos, considerou que era isso o que ocorria e então movimentou o “switch”, do modo eletrônico para a posição MEC, acionando também o “switch” do “speed beep trim” como última tentativa de acelerar o motor, tentando aumentar a sua RPM, o que permitiria manter o vôo.

No caso de falha do modo EEC, o sistema deveria passar automaticamente para o modo MEC, seguido de uma indicação luminosa (EEC FAIL), o que não ocorreu. (A-119-RFM-A)

Mesmo partindo-se da premissa que não ocorreu uma falha súbita, o que parece ser o caso, mas um mau funcionamento ou degradação progressiva do EEC, o manual do fabricante afirmava, textualmente que: “EEC degraded malfunctions have no impact on engine performance. The EEC DEGRADED caution light is only displayed on ground (at NR < 20%), for maintenance purposes.” (A-119-RFM-A)

No entanto, no acidente em questão, o mau funcionamento da EEC afetou sobremaneira a performance do motor.

Desse modo, a iniciativa do piloto em passar do modo EEC para MEC, mesmo sem as indicações previstas foi correta sob a ótica da segurança de voo.

As deformações encontradas no terreno adjacente às valetas, em consequência do giro horário de 180º em relação ao deslocamento original do helicóptero, foram indicativos que o toque se realizou com potência, decorrente do sobrepujamento do modo EEC pelo modo MEC.

Nos destroços foi encontrado o comando do controle do motor no modo manual (MAN), entretanto, o piloto afirma não tê-lo colocado nessa posição e nem utilizado o punho rotativo do coletivo nesse modo, por falta de indicação no painel e não haver tempo disponível.

Da Emergência Real e Procedimentos Adotados

Em 17 de dezembro de 2004, a Agusta, fabricante do helicóptero, emitiu um “Accident Report” sobre o acidente.

Entre os dias 26 a 29 de outubro de 2004, o motor foi submetido à análise nas instalações da Pratt & Whitney. Nos exames preliminares e visuais o motor não mostrou quaisquer sinais de quebra ou fratura, com exceção de alguns freios irregulares que, apesar de estarem contrários ao que se previa nos manuais de manutenção, não contribuiu para o acidente.

Conforme Laudo Preliminar de Dados Factuais, os testes revelaram mau funcionamento do Governor – NF Speed, Electronic (EGU).

O relatório emitido pela Pratt & Whitney Canadá, Report nº 04-096, datado de 21 de fevereiro de 2005, no seu item 3.0, página 4, indica que a falha foi do EGU, que remeteu informações errôneas ao FCU (Fuel Control Unit).

O motor, submetido à análise no banco de testes do fabricante reproduziu integralmente a deficiência ocorrida e relatada pelo piloto durante o voo do acidente.

Foi evidenciado que uma pequena variação no ganho do EGU foi suficiente para tornar o funcionamento do motor instável

Em 29 de março de 2005, foi emitida a Revisão 1 do Report nº 04-096, com algumas alterações no conteúdo do Report nº 04-096, datado de 21 de fevereiro de 2005, as quais confirmam que a falha foi do FCU, manifestada através de oscilação de potência (oscillation of the power output in EEC mode during the test-cell testing).

Nenhuma irregularidade foi encontrada no sistema mecânico de controle do motor (MEC mode), e o sistema Manual “Override” mostrou integridade e capacidade de responder aos comandos de potência, estando, portanto, operando normalmente dentro dos padrões normais de performance.

Constam do manual de vôo os procedimentos de emergência (RFM 3-14: MALFUNCTION OF THE FUEL CONTROL SYSTEM), os quais orientam a atitude e os cuidados que o piloto deve tomar em caso de mau funcionamento do sistema de controle do combustível, e a sua seleção para o modo MAN.

É importante observar que, no modo MAN, o piloto deve redobrar a atenção quanto a um possível sobretorque, sobretemperatura, sobrevelocidade de RPM ou mesmo “surge” do motor.

O piloto relatou que não utilizou esta função (modo MAN), pois não teve indicação evidente de falha nesse sistema, mesmo porque não houve qualquer indicação de advertência no painel de instrumentos do piloto, que o alertasse dessa emergência. O único aviso foi de “ROTOR RPM”, mais o alarme sonoro de baixa RPM.

Antecedentes

Essas falhas no funcionamento no sistema de controle do motor já eram do conhecimento do fabricante há algum tempo. Este helicóptero já apresentara sintomas de mau funcionamento nesse sistema, bem como o outro helicóptero do mesmo modelo operando no Brasil (PP-MSF), conforme reportado por seus pilotos.

No dia 17 MAR 2005, durante um vôo de verificação de revalidação de habilitação técnica do piloto no PP-MS, durante uma manobra de auto-rotação, a RPM do rotor principal caiu abaixo do normal, ocasionando o acendimento da luz “ROTOR RPM” e o disparo do sinal sonoro.

O ocorrido foi informado ao DAC, por intermédio da Divisão de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos – DIPAA.

Todos os trabalhos de manutenção eram realizados nas instalações da subsidiária do fabricante do helicóptero no Brasil, a SOBRAHEL.

Do total de 31 (trinta e um) Service Bulletin expedidos pela Pratt & Whitney a respeito desse motor, cerca de 14(quatorze) foram emitidos para corrigir o funcionamento do sistema de controle, sendo onze deles emitidos antes do acidente.

Esses boletins incluíram, inclusive, a substituição completa dos principais componentes do sistema.

Este helicóptero, submetido à manutenção do fabricante no Brasil, cumpriu todos os Service Bulletins expedidos a respeito. Inclusive, em 16 JUL 2003, teve o originalmente instalado EGU P/N 3049709 S/N 044, substituído por outro de mesmo P/N e S/N 032.

Após o acidente, o fabricante do motor expediu mais 03 (três) Service Bulletins a respeito, sendo que o primeiro – diretamente ligado ao acidente – foi revisado por duas vezes, tal qual se segue:

- Service Bulletin P&WC S.B. Nº 39037, de 14 Set 2004, Revisão 1, de 15 Set 2004) e Revisão 2, de 16 Dez 2004 – Inspection of Electronic Speed Governor (the same as “Electronic N2 Governor” or “Electronic Governor Unit” or “Electronic Governor”). As duas revisões são semelhantes na descrição do problema, da causa e da solução.

“Reasons:

Problem:

Contamination may be present in the Electronic Speed Governor which can result in changes to engine output stability in automatic mode. This does not affect the manual mode of operation. The manual override mode is still available.

Cause

Contamination may migrate from the engine to the Electronic Speed Governor.

Solution

Inspect the Electronic Speed Governor for contaminants and clean if contaminants are found”.

- Service Bulletin P&WC S.B. N° 39036, de 24 Set 2004 – Reprogramming/Replacement of the Electronic Engine Control (EEC).

“Reason

Problem

The software for the ECC does not meet the customer requirement for rotor stability.

Cause

The EEC software does not provide sufficient stability margin.

Solution

Replace the EEC with one which has updated software to improve rotor governing stability”.

- Service Bulletin P&WC S.B. N° 39038, de 15 Mar 2005 – Replacement/Modification of Electronic Governing Unit (EGU), Fuel Control Unit and Pneumatic Tubes.

Desse modo, concluiu-se que o mau funcionamento do motor não ocorreu em função de procedimentos inadequados de manutenção ou de operação da aeronave, mas de um problema crônico de fabricação do motor, que o seu fabricante, a Pratt Whitney Canadá, vinha buscando solucionar desde antes do acidente, haja vista os inúmeros boletins de Serviços emitidos.

Identificou-se, assim, uma deficiência no processo de fabricação ou de projeto do motor, especificamente na atuação dos componentes do sistema de combustível, acarretando o funcionamento instável desse motor específico em vários operadores em todo o mundo.

Concluindo, dos fatos levantados durante a investigação deste acidente, pôde-se afirmar que não houve contribuição dos Fatores Humano e Operacional.

Quanto ao Fator Material, pode-se concluir que o acidente resultou do mau funcionamento do sistema de controle de combustível do motor. Este problema impediu que o motor do PR-HVR disponibilizasse a potência necessária à continuação do vôo.

O mau funcionamento do sistema de controle resultou de uma instabilidade de funcionamento, com fortes oscilações de potência. Este fato foi observado e reproduzido em bancada de testes.

A instabilidade citada resultou da extrema sensibilidade do sistema de controle à variação dos seus parâmetros intrínsecos de funcionamento.

Nesta investigação foi evidenciado que uma pequena variação no ganho do EGU foi suficiente para tornar o funcionamento do motor instável, o que acarretou o acidente.

V. CONCLUSÃO

1. Fatos

- a. o piloto estava com seu Certificado de Capacidade Física válido;
- b. o piloto possuía as Licenças e Habilitações para o vôo proposto;
- c. o piloto possuía a experiência necessária para realizar o vôo proposto;
- d. os serviços de manutenção foram considerados adequados e periódicos;
- e. as condições meteorológicas eram adequadas ao vôo pretendido;
- f. os procedimentos de partida e táxi foram normais;
- g. durante a decolagem a aeronave perdeu rotação no rotor principal;
- h. mesmo após o piloto ter realizado os procedimentos previstos, a aeronave não recuperou a rotação;
- i. a aeronave realizou um pouso de emergência, com baixa rotação, no estacionamento de uma fábrica;
- j. o impacto contra o solo foi duro e ocorreu em terreno firme;
- k. o giro decorrente da potência residual levou o helicóptero a deslizar por um terreno inclinado que margeava o ponto do toque;
- l. a aeronave sofreu danos graves;
- m. o piloto sofreu ferimentos leves e os passageiros saíram ilesos;
- n. o motor foi encaminhado ao fabricante para análise; e
- o. os testes evidenciaram que o sistema de controle eletrônico de combustível apresentou mau funcionamento.

2. Fatores contribuintes

a. Fator Humano

(1) Fisiológico – Não contribuiu.

(2) Psicológico - Não contribuiu.

b. Fator Material

Foi verificado que a instabilidade apresentada pelo motor resultou da extrema sensibilidade do sistema de controle à variação dos seus parâmetros intrínsecos de funcionamento. Nesta investigação foi evidenciado que uma pequena variação de saída no EGU foi suficiente para tornar o funcionamento do motor instável.

c. Fator Operacional

Não contribuiu.

VI. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA DE VÔO

Recomendação de Segurança, conforme definido na NSMA 3-9 de JAN 96, é o estabelecimento de uma ação ou conjunto de ações emitidas pelo Chefe do Estado-Maior da Aeronáutica, de CUMPRIMENTO OBRIGATÓRIO pelo órgão ao qual foi dirigida, em ação, prazo e responsabilidade nela estabelecidas.

1. O CTA/IFI deverá, de imediato:

a) 106/A/06 - Revisar a certificação da operação no Brasil das aeronaves Agusta A119 equipadas com o motor Pratt Whitney Canadá PT-6B-37A.

b) 107/A/06 - Reavaliar a certificação para operação no Brasil do motor Pratt Whitney Canadá PT-6B-37A.

Ações preventivas/corretivas já adotadas:

- Emitida Divulgação Operacional referente ao acidente em questão.
- O proprietário da outra aeronave, do mesmo tipo operando no Brasil, foi notificado sobre os problemas encontrados no equipamento durante o transcorrer da investigação.
- A SOBRAHEL realizou reciclagem de seus mecânicos com relação aos procedimentos básicos de manutenção.

Em 05/05/2006.