

COMANDO DA AERONÁUTICA
CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE
ACIDENTES AERONÁUTICOS



RELATÓRIO FINAL
A - 207/CENIPA/2013

OCORRÊNCIA:

ACIDENTE

AERONAVE:

PR-MXM

MODELO:

R66

DATA:

20NOV2013



ADVERTÊNCIA

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

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

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

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

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

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

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

SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente aeronáutico com a aeronave PR-MXM, modelo R66, ocorrido em 20NOV2013, classificado como perda de controle em voo.

No início do procedimento de descida para o local de pouso, ao cruzar 400ft de altitude, a aeronave descontrolou-se de forma abrupta, separou-se em três partes durante o voo, e caiu verticalmente até colidir com a água.

Houve danos substanciais à aeronave.

O tripulante sofreu lesões fatais.

Houve a designação de representante acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) na investigação da ocorrência.

ÍNDICE

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS	5
1. INFORMAÇÕES FACTUAIS	6
1.1 Histórico da ocorrência	6
1.2 Lesões às pessoas	6
1.3 Danos à aeronave.....	6
1.4 Outros danos	6
1.5 Informações acerca do pessoal envolvido	6
1.5.1 Experiência de voo dos tripulantes	6
1.5.2 Formação.....	7
1.5.3 Validade e categoria das licenças e certificados de habilitação	7
1.5.4 Qualificação e experiência no tipo de voo	7
1.5.5 Validade da inspeção de saúde	7
1.6 Informações acerca da aeronave.....	7
1.7 Informações meteorológicas	7
1.8 Auxílios à navegação	8
1.9 Comunicações	8
1.10 Informações acerca do aeródromo	8
1.11 Gravadores de voo	8
1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços.....	8
1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas	15
1.13.1 Aspectos médicos.....	15
1.13.2 Informações ergonômicas.....	15
1.13.3 Aspectos Psicológicos.	15
1.14 Informações acerca de fogo	15
1.15 Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave	15
1.16 Exames, testes e pesquisas	15
1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento.....	23
1.18 Informações operacionais.....	23
1.19 Informações adicionais	25
1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação	29
2. ANÁLISE	29
3. CONCLUSÃO	31
3.1 Fatos.....	31
3.2 Fatores contribuintes	31
4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA.....	32
5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA	32
ANEXO A - Comentários do NTSB não incorporados ao relatório.....	38

GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS

ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CG	Centro de Gravidade
CHT	Certificado de Habilitação Técnica
CIV	Caderneta Individual de Voo
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DIVOP	Divulgação Operacional
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FSB	<i>Flight Standardization Board</i>
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
Lat	Latitude
Long	Longitude
METAR	<i>Meteorological Aerodrome Report</i>
MPH	Manual de Procedimentos de Homologação
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
PPH	Piloto Privado – Helicóptero
PCH	Piloto Comercial – Helicóptero
RBAC	Regulamento Brasileiro de Aviação Civil
RPM	Rotações Por Minuto
RS	Recomendação de Segurança
SBJR	Designativo de localidade – Aeródromo de Jacarepaguá
SFAR	<i>Special Federal Aviation Regulation</i>
SIWS	Designativo de localidade – Heliponto do Hotel Porto Bello
SERIPA	Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
TCDS	<i>Type Certificate Data Sheet</i>
TMA-RJ	Área de Controle de Terminal – Rio de Janeiro
TPP	Serviços Aéreos Privados
UTC	<i>Coordinated Universal Time</i>
VFR	<i>Visual Flight Rules</i>
VMC	<i>Visual Meteorological Conditions</i>
V _{ne}	<i>Never Exceed Airspeed</i>

1. INFORMAÇÕES FACTUAIS

Aeronave	Modelo: R66	Operador: Hotel Portobello S/A
	Matrícula: PR-MXM	
Ocorrência	Fabricante: Robinson Helicopter	Tipo: Perda de controle em voo
	Data/hora: 20NOV2013 / 10:23 (UTC)	
	Local: Praia do Junqueira	
	Lat. 22°59'20"S Long. 044°15'00"W	
	Município – UF: Mangaratiba - RJ	

1.1 Histórico da ocorrência

A aeronave decolou do Aeródromo de Jacarepaguá (SBJR), RJ, para o heliponto do Hotel Porto Belo (SIWS), município de Mangaratiba, RJ, às 10h02min (UTC), para realizar um voo de traslado com um piloto a bordo.

Ao cruzar 400ft de altitude, na descida para o local de pouso, a aeronave descontrolou-se de forma abrupta, separou-se em três partes durante o voo, precipitando-se verticalmente até colidir contra a água.

1.2 Lesões às pessoas

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	1	-	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

1.3 Danos à aeronave

Houve danos substanciais em toda a estrutura da aeronave.

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
Totais	627:48
Totais nos últimos 30 dias	02:35
Totais nas últimas 24 horas	00:20
Neste tipo de aeronave	236:50
Neste tipo nos últimos 30 dias	02:35
Neste tipo nas últimas 24 horas	00:20

Obs.: Os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio de registros na Caderneta Individual de Voo (CIV) do piloto.

1.5.2 Formação

O piloto realizou o curso de Piloto Privado – Helicóptero (PPH) na Escola de Aviação SKYLAB, em 2008.

1.5.3 Validade e categoria das licenças e certificados de habilitação

O piloto possuía a licença de Piloto Comercial – Helicóptero (PCH) e estava com a habilitação técnica de aeronave tipo R66 válida.

1.5.4 Qualificação e experiência no tipo de voo

O piloto estava qualificado e possuía experiência suficiente para realizar o tipo de voo.

1.5.5 Validade da inspeção de saúde

O piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido.

1.6 Informações acerca da aeronave

A aeronave, modelo R66, número de série 0195, foi fabricada pela empresa *ROBINSON HELICOPTER COMPANY*, em 2012, e estava registrada na categoria de Serviços Aéreos Privados (TPP).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

As cadernetas de célula, motor e rotores estavam com as escriturações atualizadas.

Não foi possível precisar o peso da aeronave no momento da ocorrência, entretanto, foi possível estimar que a aeronave estava dentro do limite de peso especificados pelo fabricante no momento da decolagem.

A última inspeção da aeronave, do tipo "IAM", foi realizada em 12NOV2013, pela HELIBASE AVIAÇÃO, em Arujá, SP, estando com 02 horas e 35 minutos voadas após a inspeção.

A última revisão da aeronave, do tipo "600h/12 meses", foi realizada em 03SET2013, pela HELIBASE AVIAÇÃO, em Arujá, SP, estando com 67 horas voadas após a revisão.

O motor *Rolls Royce*, modelo 250-C300/A1, número de série RRE-200199, estava instalado no helicóptero desde novo e possuía 365 horas totais, o mesmo que a célula da aeronave.

1.7 Informações meteorológicas

As condições meteorológicas nos aeródromos de partida, destino e na rota eram favoráveis para a operação visual.

Abaixo seguem os METAR, do dia 20NOV2013 das 10:00 (UTC), dos aeródromos da região.

METAR SBJR 201000Z 36006KT CAVOK 28/24 Q1014=

METAR SBSC 201000Z 02008KT CAVOK 26/22 Q1014=

METAR SBAF 201000Z 00000KT CAVOK 26/20 Q1015=

METAR SBGL 201000Z 07004KT CAVOK 26/20 Q1015=

METAR SBRJ 201000Z 34005KT CAVOK 28/22 Q1014=

Segundo relatos, a direção aproximada do vento, no local da ocorrência, variava de 315° a 340°, com intensidade entre média e forte.

Não havia qualquer registro de turbulência na Área Terminal do Rio de Janeiro (TMA-RJ), nem qualquer publicação de Aviso de Aeródromo, informando sobre a possibilidade de ventos fortes com rajadas.

1.8 Auxílios à navegação

Nada a relatar.

1.9 Comunicações

Nada a relatar.

1.10 Informações acerca do aeródromo

A ocorrência se deu fora de aeródromo.

1.11 Gravadores de voo

Não requeridos e não instalados.

1.12 Informações acerca do impacto e dos destroços

A síntese radar da rota realizada pela aeronave mostra que esta voou próximo à Praia do Junqueira, que fica no sopé da face sul de uma elevação que possui 1.100ft de altura em sua cota máxima (Figuras 1 e 2).



Figura 1 – Síntese radar instantes antes da ocorrência com o PR-MXM. Em destaque (círculo vermelho) a posição da aeronave acidentada abordando a face sul da elevação da Praia do Junqueira.



Figura 2 – Síntese radar instantes antes da ocorrência com o PR-MXM. Em destaque (círculo vermelho) a posição da aeronave contornando a elevação da Praia do Junqueira.

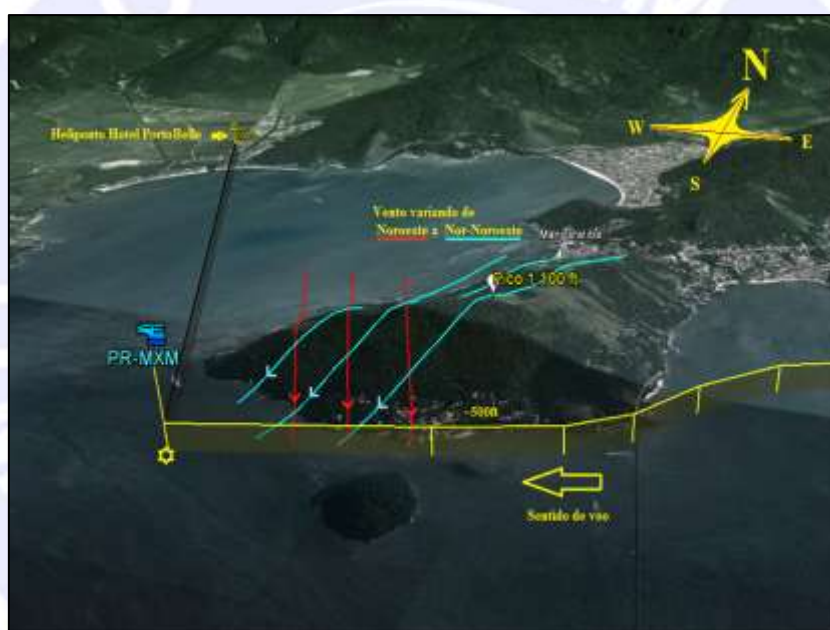


Figura 3 – Croqui da rota, do vento (estimado) e do relevo.

Durante a descida, a aeronave descontrolou-se de forma abrupta, separou-se em três partes durante o voo, e precipitou-se verticalmente até colidir contra a água.

Por meio dos relatos de moradores nas proximidades do local da ocorrência, foi possível triangular a posição e resgatar os destroços da aeronave, conforme exposto nas figuras 4 e 5.

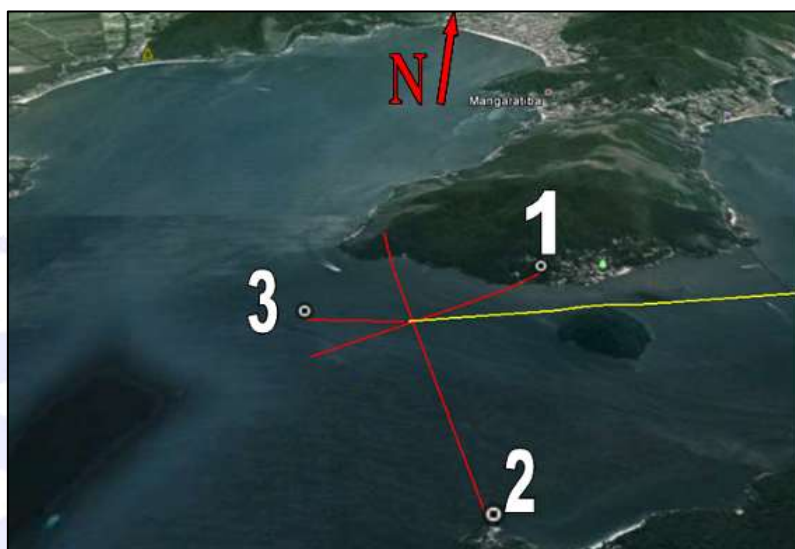


Figura 4 – Posicionamento das testemunhas e representação da triangulação realizada.



Figura 5 – Croqui da posição onde as partes da aeronave foram encontradas.

Os destroços resgatados foram levados ao hangar do SERIPA III, onde foi efetuada uma reconstituição em duas dimensões (2D), conforme as figuras 6, 7 e 8.



Figura 6 – Reconstituição da aeronave em 2D no hangar do SERIPA III.



Figura 7 – Reconstituição da aeronave em 2D no hangar do SERIPA III, com destaque para a caixa de transmissão principal, parte da cabine e rotor principal.



Figura 8 – Reconstituição da aeronave no hangar do SERIPA III, com destaque para o cone (*boom*) de cauda.

Durante a reconstituição da aeronave, foi identificado que uma das pás do rotor principal estava com deflexão para cima no primeiro terço a partir da raiz da pá (figura 9).

A outra pá do rotor principal apresentava uma deflexão para baixo no início de sua extensão, a partir da raiz (figura 10) e curvatura à esquerda do sentido de rotação, no bordo de ataque, com ausência de material do perfil da pá, medindo aproximadamente 1 metro de extensão. Em um ponto a cerca de 2,10 metros a partir da raiz da pá, havia uma quebra perpendicular à sua extensão (figura 11).



Figura 9 – Pá do rotor principal com deflexão para cima.



Figura 10 – Pá do rotor principal com deflexão para baixo.



Figura 11 – Bordo de ataque da pá com curvatura para a esquerda do sentido de rotação, ausência de material do perfil da pá e quebra perpendicular à sua extensão.

O esqui esquerdo apresentava uma quebra na parte traseira (figura 12).



Figura 12 – Esqui esquerdo com quebra na parte traseira.

Os *Teeter stops* da cabeça do rotor principal estavam partidos (figura 13).



Figura 13 – *Teeter stop* da cabeça do rotor principal partido.

O *forward strut fairing* do esqui esquerdo da aeronave apresentava deformação (figura 14), enquanto os *strut fairing* do esqui direito e parte da fuselagem direita estavam com poucas avarias (figura 15).



Figura 14 – *Forward strut fairing* com deformações.



Figura 15 – *Strut fairing* do esqui direito e parte da fuselagem com poucas avarias.

O cone de cauda (boom) apresentava quebra por torção da esquerda para a direita, vista de cima (figura 16).

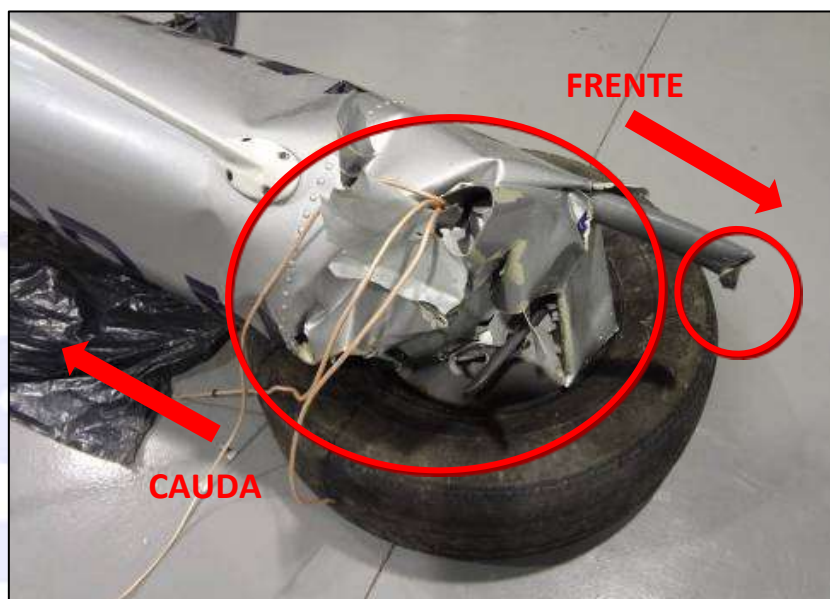


Figura 16 – Cone de cauda (*boom*) com quebra por torção, da esquerda para a direita, vista de cima.

1.13 Informações médicas, ergonômicas e psicológicas

1.13.1 Aspectos médicos

Não havia nenhuma evidência de questões de ordem fisiológica ou de incapacitação que tenham afetado o desempenho do tripulante do voo.

1.13.2 Informações ergonômicas

Nada a relatar.

1.13.3 Aspectos Psicológicos.

Não havia nenhuma evidência de questões de ordem psicológica que tenham afetado o desempenho do tripulante do voo.

1.14 Informações acerca de fogo

Não havia nenhuma evidência de fogo em voo ou após o impacto.

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

Nada a relatar.

1.16 Exames, testes e pesquisas

Após a recuperação dos destroços da aeronave, o motor da aeronave foi analisado na sede do SERIPA III. Participaram dessa análise o Investigador Encarregado do acidente, além de representantes da *Robinson Helicopter Company*, fabricante da aeronave, e *Rolls-Royce*, fabricante do motor.

O relatório de análise do motor concluiu que não foram encontrados indícios que pudessem impedir a operação normal do motor.

Os *pitch links* (figura 17), *spindles* das pás (figura 18), o conjunto do comando cíclico (figura 19) e a treliça (figura 20) foram enviados ao Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) com a finalidade de realizar análise dos componentes e de identificar o tipo de quebra e possíveis falhas de material.



Figura 17 – Pitch links da aeronave encaminhados ao DCTA para análise.

As pás foram seccionadas próximo à raiz com o intuito de facilitar o transporte. O corte realizado não prejudicou as análises realizadas nos *spindles*.



Figura 18 – *Spindles* das pás seccionadas encaminhados ao DCTA para análise.

No conjunto do comando cíclico da aeronave enviado ao DCTA, estava incluído o mecanismo de ajuste de fricção.



Figura 19 – Conjunto do comando cíclico, incluindo o mecanismo de ajuste de fricção, enviado ao DCTA.



Figura 20 – Trelça da aeronave enviada ao DCTA.

O relatório do DCTA concluiu que todos os componentes avaliados tiveram danos indicativos de sobrecarga.

As superfícies de fratura dos *spindles* das pás e dos *pitch links* apresentavam amassamentos e inclinação de aproximadamente 45 graus, indicativos de sobrecarga (figura 21 e 22).



Figura 21 – Superfície de fratura do *spindle* da pá.



Figura 22 – Amassamento e deformação com inclinação de 45°.

O comando cíclico apresentava aspectos, tais como, amassamentos e deformações, principalmente em flexão, indicativos de sobrecarga (figura 23).



Figura 23 – Amassamentos e deformações nas partes móveis do comando cíclico.

As partes móveis do cíclico apresentaram movimentos relativamente livres, considerando o grau de corrosão que as peças sofreram devido ao período de imersão em água salina.

O sistema de fricção do cíclico estava ajustado na posição de batente anti-horário (posição de mínima fricção).



Figura 24 – Parafuso do ajuste de fricção do cíclico no batente anti-horário: sem fricção aplicada.

Na figura 24, percebe-se que o parafuso e a porca do mecanismo apresentam corrosão em toda a superfície. Nesta condição de batente anti-horário, não há separação do parafuso-porca do batente do mecanismo. Ao se girar a borboleta do ajuste de fricção do cíclico no sentido horário, ocorreu a separação entre o parafuso e a porca do batente do mecanismo, conforme figura 25.



Figura 25 – Separação entre o parafuso e a porca do batente do mecanismo de ajuste de fricção.

Neste momento, foi possível identificar que não havia corrosão no interior do batente do sistema “porca-parafuso” (figura 26), indicando que estas superfícies não estavam expostas durante o tempo em que a aeronave permaneceu submersa em água salina.



Figura 26 – Inexistência de corrosão no interior do batente do sistema “porca-parafuso”.

Na análise da treliça só foram encontrados indícios de fratura decorrentes de sobrecarga. A corrosão presente nas partes observadas não apresentava indícios de ter surgido antes do acidente. Aspectos como inclinação de 45 graus na superfície da fratura (figura 27) e deformações plásticas nas hastes de comando de voo (figura 28), além de aspectos como “boca de peixe” nas rupturas dos tubos (figura 29), característicos de falha por sobrecarga, foram observados nas fraturas da treliça.



Figura 27 – Haste de comando de voo fraturado por sobrecarga, com inclinação de 45° na superfície da fratura.



Figura 28 – Haste de comando de voo fraturado por sobrecarga, com deformações plásticas.



Figura 29 – Tubo da treliça fraturado por sobrecarga, com deformações do tipo “boca de peixe” nas rupturas dos tubos.

Não foram encontrados aspectos de fratura por fadiga em nenhuma das partes examinadas pelo DCTA.

A transmissão principal da aeronave foi analisada na sede do fabricante na cidade de *Torrance, Califórnia*, EUA, na presença dos investigadores do SERIPA III, *National Transportation Safety Board* (NTSB), *Federal Aviation Administration* (FAA) e *Robinson Helicopter Company* (figura 30).

O relatório de análise concluiu que não foram encontrados indícios de falha material ou mecânica que pudessem resultar em operação anormal do componente.



Figura 30 – Transmissão principal da aeronave que foi analisada na sede do fabricante.

1.17 Informações organizacionais e de gerenciamento

Nada a relatar.

1.18 Informações operacionais

Após a decolagem de SBJR, a aeronave iniciou voo visual com destino ao aeródromo de SIWS, voando próximo ao continente. O tempo previsto de deslocamento era de 30 minutos e havia somente o piloto a bordo. A aeronave seria utilizada para realizar outro voo a partir do hotel.

Considerando-se a direção do vento no local da ocorrência, a aeronave voou pelo lado do sota-vento do morro onde, normalmente, são esperadas correntes de vento descendentes, devido à existência do obstáculo natural (figura 31).

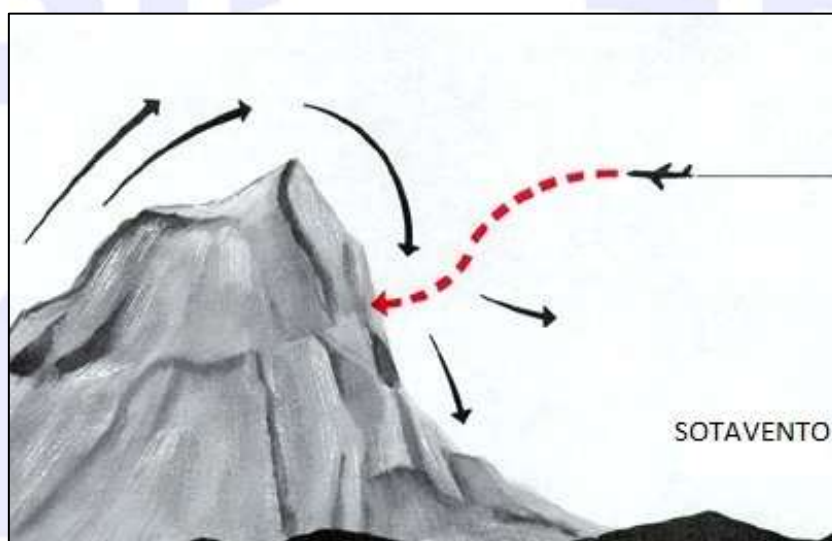


Figura 31 – Ilustração da predominância de ventos próximos a elevações.

Na Praia do Junqueira, moradores informaram que visualizaram a aeronave voando normalmente quando efetuou uma pequena curva para a direita. Em seguida, ouviram um forte estrondo, perceberam objetos voando pelo ar e caindo na vertical, sobre o mar. O cone de cauda estava separado da cabine. As testemunhas afirmaram que não avistaram fogo ou fumaça.

A velocidade da aeronave medida pelo radar de terminal localizado na Base Aérea de Santa Cruz, distante 18NM e com linha de visada direta para a aeronave, mostrou, nos minutos finais do voo, velocidade em relação ao solo (*ground speed*) variando gradualmente entre 122kt e 110kt, e altitude entre 500ft e 400ft.

Não foi possível precisar o peso da aeronave no momento da ocorrência. Entretanto, foi constatado que a aeronave fora abastecida com 229 litros no Aeródromo de Jacarepaguá.

Considerando que a capacidade máxima do tanque de combustível da aeronave era de 282 litros e que o tanque de combustível possuía uma quantidade de combustível residual não utilizável de três litros, foi possível estimar que a aeronave estava com uma quantidade de combustível entre 232 e 282 litros no momento da decolagem.

Considerando-se, também, que a densidade do querosene de aviação empregado era de 0,8196 kg/l, estima-se que havia entre 190kg e 231kg de combustível no tanque.

Adicionando aos valores acima, ao peso estimado do piloto de 80kg e ao peso vazio da aeronave de 603kg, conforme ficha de peso e balanceamento, estima-se que o peso da aeronave no momento da decolagem estava entre 873kg e 914kg.

O peso máximo de decolagem do *Robinson R66*, previsto no manual da aeronave, era de 1225kg.

A seção 2 do *Pilot's Operating Handbook*, na parte de limites, estabelecia que a *Never-Exceed Airspeed* (V_{ne}) em função do peso da aeronave, era de 130kt (Velocidade Indicada) para o peso acima de 998 kg, 140kt para o peso abaixo de 998 kg e 100kt para autorrotação (figura 30).

ROBINSON MODEL R66		SECTION 2 LIMITATIONS
SECTION 2 LIMITATIONS		
AIRSPEED LIMITS		
NEVER-EXCEED AIRSPEED (V_{ne})		
2200 lb (998 kg) TOGW or above	130 KIAS	
Below 2200 lb (998 kg) TOGW	140 KIAS	
Autorotation	100 KIAS	
For V_{ne} reductions with altitude and temperature, see placards on page 2-9.		

Figura 30 – Limites de velocidade da aeronave, em função do peso.

Na página 2-9 da mesma seção, estão descritas as limitações de V_{ne} , em função da temperatura e altitude de pressão. Para uma ampla faixa de temperatura ao nível do mar (entre -30° e 40°), o limite de velocidade indicada da aeronave era de 130kt (figura 31).

POWER-ON V_{ne} - KIAS											
PRESS ALT-FT	OAT- C°										
	-40	-30	-20	-10	0	10	20	30	40	50	
SL	129										127
2000	124		130					126	122		
4000	119	127			129	125	121	117	114		
6000	114	122		125	121	117	113	108			
8000	109	117	121	116	112	107	102	97			
10000	105	112	112	106	101	96	91	86			
12000	100	106	101	95	90						
14000	96	95	89								
16000	90										
NO FLIGHT											
BELOW 2200 LB (998 KG) TOGW, ADD 10 KIAS											
NOTE: 65 KIAS MAXIMUM ABOVE 83% TORQUE											

Figura 31 – Limites de velocidade da aeronave, em função da temperatura e altitude de pressão (Section 2 – Limitations, page 2-9, R66 Pilot's Operating Handbook).

1.19 Informações adicionais

1.19.1 *Mast bumping* ou batida da canga no mastro

O *mast bumping* é um efeito aerodinâmico característico de helicópteros bipá, os quais possuem cabeça do rotor principal do tipo semirrígido.

A batida da canga no mastro é um fenômeno que ocorre unicamente em helicópteros equipados com rotores semirrígidos e, frequentemente, é iniciado por atuação inapropriada por parte do piloto no comando cíclico em condição de voo com fator de carga abaixo de 0,5g.

O *mast bumping* causa danos à cabeça do rotor principal e, em casos mais severos, ao próprio mastro do rotor. A consequência mais grave é a quebra da aeronave em voo ocorrendo a separação do rotor e da fuselagem (*in flight break up*).

Comandos inapropriados do piloto no cíclico podem iniciar uma condição de *low-G*, com redução da tração do rotor principal. Em aeronaves com rotor de cauda localizado acima do CG, esta condição gera um movimento de rolagem para o lado da tração do rotor de cauda (figura 32).

Movimentos bruscos de cíclico em voo reto e nivelado ou ao final de uma subida podem colocar o helicóptero em uma condição de voo com fator de carga abaixo de 1g (*low-G*) ou até mesmo negativo. A tração do rotor principal semirrígido em voo com fator de carga baixo é significativamente reduzida, a ponto de a atuação lateral do cíclico ter pouca ou nenhuma eficiência. Dessa feita, o rotor de cauda, normalmente instalado acima do CG da aeronave, gera momento de rolagem para o lado de sua tração.

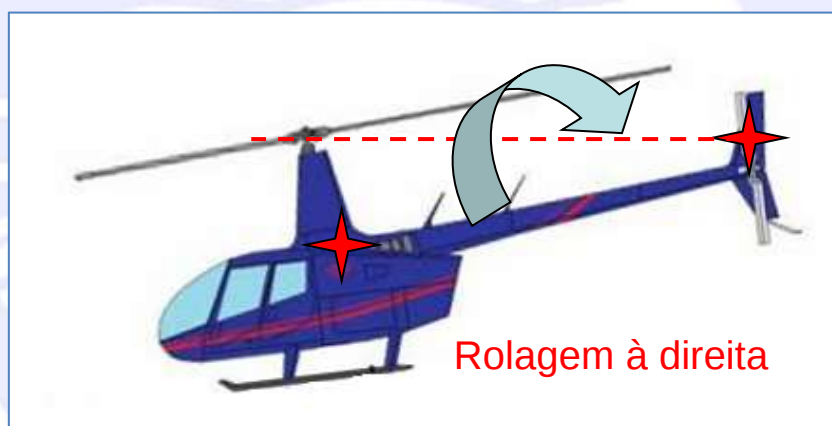


Figura 32 – Ilustração explicativa da tendência de rolagem à direita em condições de *low-G*.

Nos helicópteros com rotores com sentido de rotação anti-horário, se houver tentativa de contrariar a tendência natural da aeronave em rolar para a direita, pode ocorrer o *mast bumping* com consequências catastróficas, como um *in flight break up*.

Em um voo com fator de carga baixo, o rotor principal ainda responde aos inputs de cíclico, mas, por não estar mais produzindo tração efetiva, a resposta não é transmitida a fuselagem. Se o piloto tentar corrigir o momento de rolagem à direita com comando de cíclico à esquerda, o que é perfeitamente factível, o ângulo de batimento das pás pode aumentar o suficiente para permitir a batida da canga no mastro, ou *mast bumping*. Devido às oscilações imprevisíveis de um sistema que sofre separação do rotor, essa condição pode provocar *in flight break up* na fuselagem.

Além do comando inapropriado do piloto no cíclico, outras circunstâncias podem iniciar uma condição de *mast bumping*, como turbulência, rajada de vento e voos laterais próximos da velocidade máxima permitida em manual.

1.19.2 Características da aeronave

O helicóptero modelo R66 possui rotor bipá do tipo semirrígido (gangorra).

Conforme descrito no item 1.19.1, os rotores semirrígidos são suscetíveis à ocorrência do fenômeno de *mast bumping*, caso sejam submetidos a condições de voo com baixa carga G ou carga G negativa o que pode induzir ou agravar esse fenômeno.

Este fenômeno pode ser agravado por um comando de cíclico à frente, de acordo com o descrito no manual de voo, *R66 Pilot's Operating Handbook*, publicado pelo fabricante, especificamente na **CAUTION** da página 2-5, *Section 2 – Limitations* (figura 33).

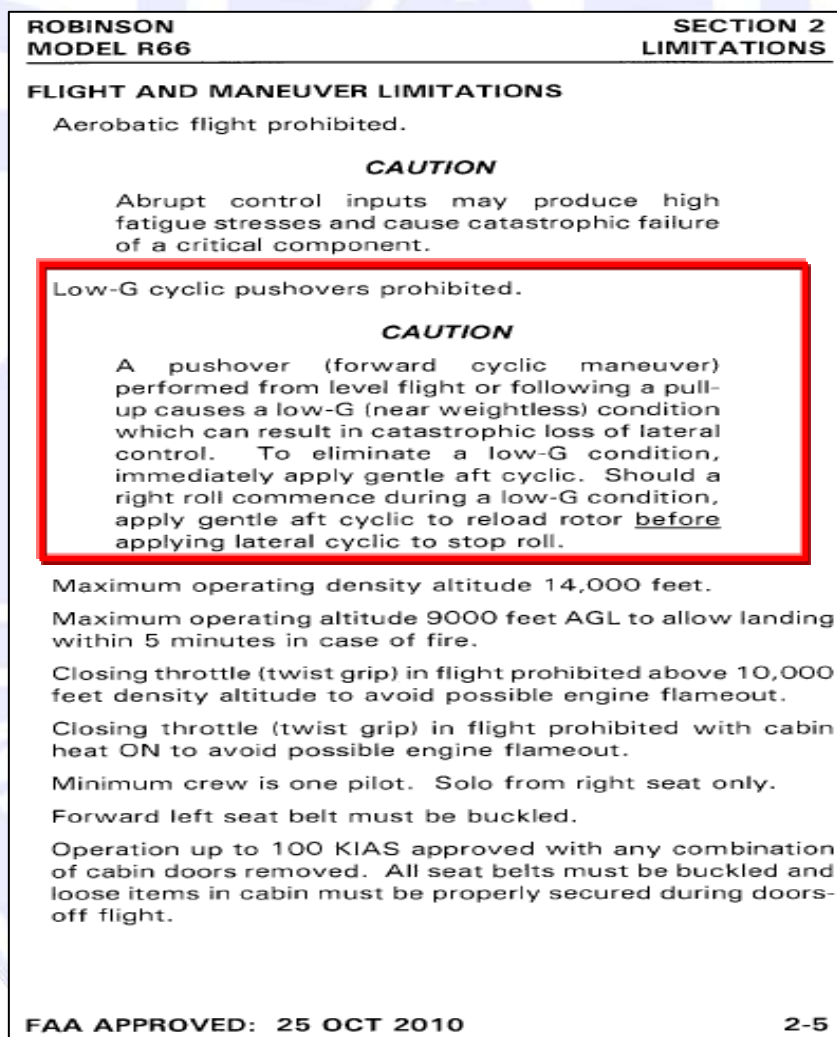


Figura 33 – Proibição de voo acrobático e advertências sobre *low-G*.

Na seção 10 do *Pilot's Operating Handbook*, a *Safety Notice* nº 11 (SN-11) também descreve o perigo da condição de baixa carga G causada por comandos de cíclico à frente logo após uma subida ou a partir do voo nivelado, descrevendo a forte tendência de rolagem à direita, produzida pela combinação da reação do torque do rotor principal com a tração do rotor de cauda (figura 34).

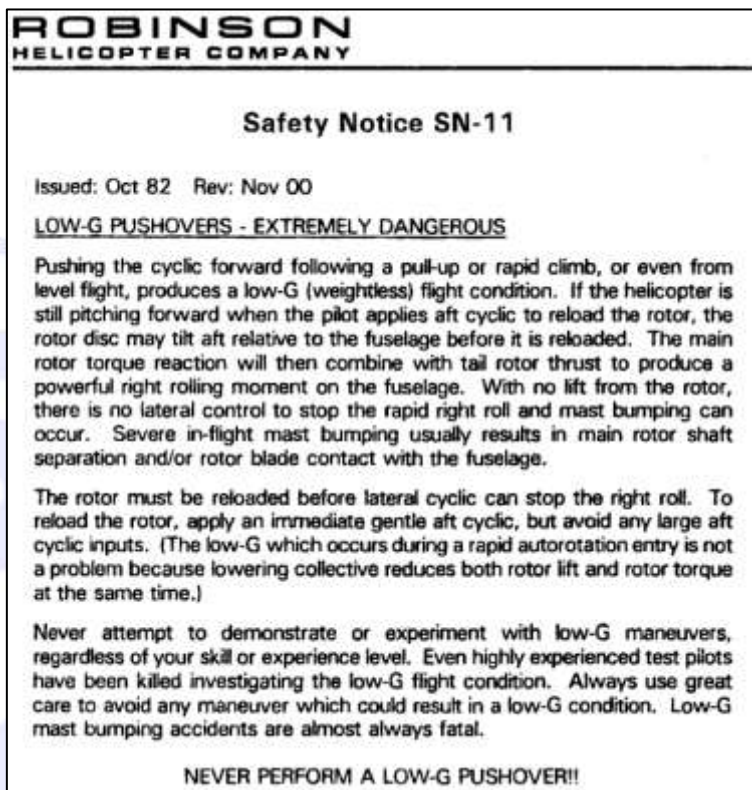


Figura 34 – Safety Notice 11.

Ainda na seção 10 do *Pilot's Operating Handbook*, a Safety Notice nº 32 (SN-32) - *High Winds or Turbulence*, estão descritos procedimentos recomendados a serem tomados e/ou evitados ao se enfrentar condições de ventos fortes ou turbulência, com a finalidade de reduzir a possibilidade de ocorrência de *Mast Bumping*, relacionados com aplicações de comando inadequadas pelo piloto (figura 35).

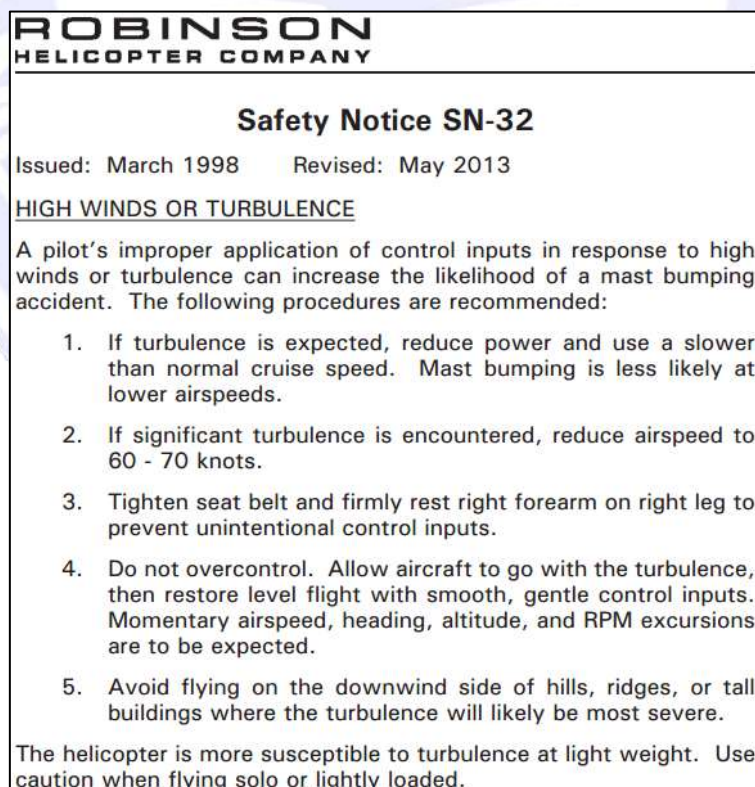


Figura 35 – Safety Notice 32.

1.19.3 SFAR 73 e *Flight Standardization Board – FSB – Report, Robinson R-66 Helicopter*

Durante as investigações de acidentes envolvendo os modelos R22 e R44, as autoridades de segurança de voo americanas chegaram à conclusão de que esses modelos possuíam um número muito maior de acidentes fatais devido ao contato do rotor principal com a fuselagem do que outros helicópteros com motorização convencional.

No R22, o número de acidentes em que a baixa rotação do rotor principal (*low RPM*) ou pela condição de *low-G* esteve era maior do que nos demais modelos de helicóptero pesquisados.

Dessa forma, em complemento a *Federal Aviation Regulation (FAR) Part 61*, o FAA elaborou, em 1995, a *Special Federal Aviation Regulation N.73 (SFAR 73)* que tinha como propósito estabelecer critérios de treinamento e requisitos de experiência para todas as pessoas que buscassem operar ou atuar como piloto em comando nos helicópteros *Robinson* modelos R22 ou R44.

Segundo o FAA, após a adoção da SFAR 73, houve uma redução considerável no número de acidentes envolvendo *mast bumping* ou contato do rotor principal com a fuselagem e, segundo estudo conduzido pelo FAA, em 2008, os benefícios advindos com a aplicação do SFAR 73 superariam os custos de sua implantação.

Com o surgimento do helicóptero *Robinson* modelo R66, o FAA emitiu, em 2010, o memorando (*Flight Standardization Board – FSB – Report, Robinson R-66 Helicopter*), versando sobre a validação dos requisitos para treinamento, cheque e atualizações aplicáveis aos tripulantes que operam o Helicóptero *Robinson* modelo R66 de acordo com as Partes 91 e 135 das FAR. Além disso, este relatório do FSB foi desenvolvido para auxiliar Agências Aéreas regidas pelas Partes 61, 141 e Inspetores de Operações Principais da FAA, na utilização de programas de treinamento aplicáveis. No anexo do memorando (FSB), seguia um resumo do programa de treinamento de solo e de voo da *Robinson Helicopter Company* para o modelo R66.

Ainda no memorando, o FSB concluiu que o helicóptero *Robinson* R66 é uma variante aperfeiçoada do *Robinson* R44. A cabine do R66 é 8 polegadas mais larga e o mastro do seu rotor principal é 8 polegadas mais alto do que o do R44. O Peso bruto foi aumentado para 2.700 libras. As pás do rotor principal têm uma corda maior e são mais pesadas dos que as empregadas nos R44. Além disso, um motor a turbina RR300 da *Rolls Royce* substituiu o motor a pistão de seis cilindros. Muitos dos componentes do R66 são semelhantes aos do R44, com adição de material extra para fortalecimento de áreas críticas.

A preocupação inicial do FSB era com o constante na SFAR 73 que especificava os requisitos de treinamento, avaliação e cheque para os helicópteros *Robinson* R22 e R44. Pelo fato de o R66 ser uma variante aumentada dos helicópteros R22 e R44, o FSB decidiu avaliar o R66 quanto à sua adequação operacional, características específicas de voo, requisitos específicos de treinamento, avaliação e cheque para os pilotos.

O FSB identificou que o R66 não demonstrou características de pilotagem peculiares ou incomuns nos temas da SFAR 73: (I) Gestão de Energia, (II) *Mast Bumping*, (III) Baixa RPM do rotor e Estol de Pá, (IV) Perigos associados com baixa carga G e (V) Queda de RPM do rotor.

O R66 demonstrou ser normal e consistente com outros helicópteros com *design* de rotor semelhante. Contudo, o FSB apontou que era essencial que o piloto tivesse conhecimento de certos fatores aerodinâmicos relacionados com este tipo de sistema de rotor, incluindo operações com baixa carga G e técnicas de recuperação, potencial de estol de pá do rotor, gestão de energia e técnicas de recuperação de baixa RPM do rotor.

Houve consenso no âmbito do FSB que devido ao fato de a performance e características de voo do R66 serem típicas e ordinárias comparadas com helicópteros de *design* semelhante, não era requerido treinamento específico relativo a características de voo peculiares. Ademais, o FSB definiu que a inclusão do R66 na SFAR 73 não era apropriada, e que o R66 não deveria ser utilizado como crédito, no cumprimento da SFAR 73, para pilotos que operam helicópteros R22 ou R44, pois segundo a autoridade de certificação primária, para os helicópteros R22, R44 e R66 as habilitações de tipo (*typing rating*) não eram requeridas.

O SFAR 73 não é aplicado no Brasil.

1.20 Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação

Nada a relatar.

2. ANÁLISE

A conclusão dos relatórios de análise do motor e da transmissão principal da aeronave apontou que não havia indícios de falha material ou mecânica que pudessem resultar em operação anormal desses componentes antes da ocorrência.

No momento do acidente, as condições de teto e visibilidade nos aeródromos de partida, destino e na rota a ser voada eram favoráveis ao voo visual.

A direção do vento variava de noroeste a nor-noroeste, com intensidade de média a forte. Não havia qualquer registro de turbulência na TMA-RJ, nem qualquer publicação de Aviso de Aeródromo, informando sobre a possibilidade de ventos fortes com rajadas. Na Praia do Junqueira, moradores informaram que ventava forte no momento da ocorrência, no sentido do continente para o mar.

Não foi possível precisar o peso da aeronave no momento da ocorrência. Entretanto, foi possível estimar que a aeronave estava, no momento da decolagem, com o peso entre 873kg e 914kg, ou seja, dentro do limite de peso máximo de decolagem previsto pelo fabricante (*Section 2 – Limitations*).

Após a decolagem, a aeronave iniciou voo visual, contornando o litoral.

Durante o deslocamento em rota, a *ground speed* da aeronave, captada pelo radar, variou entre 122kt e 110kt, ou seja, estava dentro dos limites de V_{ne} estabelecidos pelo fabricante.

A altitude variou entre 500ft e 400ft; valores compatíveis com o voo VMC estabilizado.

Foi possível constatar, por meio da síntese radar, que o piloto voou próximo à Praia do Junqueira, que fica no sopé da face sul de uma elevação que possuía 1.100ft de altura em sua cota máxima (vide Figuras 1 e 2). Essa trajetória de voo cruzava uma região que, devido a topografia e às condições meteorológicas no momento da ocorrência poderiam trazer turbulência e ventos descendentes.

Tais fatores aumentaram a probabilidade de que a aeronave entrasse em condições que favorecessem o surgimento de evento relacionado com *mast bumping* ou toque das pás do rotor principal contra fuselagem; fatores que são corroborados pelo descrito pelo fabricante da aeronave na *Safety Notice 32* e pelo FAA no capítulo 11 do FAA-H-8083-21A (*Helicopter Flying Handbook*).

Outra possibilidade para o favorecimento do surgimento ou para o agravamento do evento relacionado com *mast bumping*, estava diretamente relacionado com

comandamentos, por parte do piloto, no comando cíclico após enfrentar condições de voo em ar turbulento.

Foi analisada a possibilidade de que o piloto, ao tentar corrigir a atitude da aeronave após se deparar com uma desestabilização causada pela turbulência, tenha comandando o cíclico à frente, ação esta que pode ter agravado a condição de *low-G*, facilitando o surgimento do *mast bumping*. Esses fatores são corroborados com o descrito pelo fabricante na *Safety Notice 11*. Contudo, não foram encontrados indícios que apontassem para esta possibilidade.

A possibilidade da ocorrência do *mast bumping* também é reforçada pela análise dos destroços da aeronave, pois, foi observado que um dos *teeter stops* possuía marcas condizentes com um possível contato da cabeça do rotor principal ou *spindle* da pá com a referida proteção (Figura 13).

Foi possível constatar, também, que uma das pás do rotor principal apresentava uma deflexão para baixo, próximo à raiz, evidenciando que a aeronave enfrentara uma condição de *mast bumping*.

Na mesma pá, existia uma curvatura no sentido de rotação (bordo de ataque), com ausência de material do perfil da pá. Esta curvatura no sentido de rotação da pá do rotor principal era compatível com a curvatura do lado direito da fuselagem da cabine de pilotagem, evidenciando uma possível colisão da pá contra a estrutura da cabine.

A colisão da pá contra a estrutura da aeronave justifica a quebra, por sobrecarga, de todo o conjunto rotativo da cabeça do rotor principal, incluindo os *spindles* e os *pitch links* (Figuras 17 e 18).

Após o impacto da pá contra a fuselagem da aeronave, possivelmente, houve uma redução brusca/instantânea da RPM do rotor principal favorecendo a quebra, por torção, e consequente separação, do *boom* de cauda da aeronave (Figura 16).

Em seguida, por inércia, a pá do rotor, que colidiu contra a fuselagem, continuou o seu movimento e, sem a ação dos *pitch links*, entrou em um ângulo de passo negativo até atingir a parte traseira do esqui esquerdo, quebrando-o, conforme identificado na análise dos destroços.

Ainda, durante a investigação foram observados, também, aspectos sobre a certificação do modelo R66.

Segundo o órgão certificador primário do modelo R66, a *Federal Aviation Administration*, o R66 é uma variante aperfeiçoada do *Robinson R44*.

A FAA emitiu um memorando *Flight Standardization Board (FSB) Report, Robinson R-66 Helicopter*, identificando que o R66 não demonstrou características de pilotagem peculiares ou incomuns nos temas da SFAR 73: (I) Gestão de Energia, (II) *Mast Bumping*, (III) Baixa RPM do rotor e Estol de Pá, (IV) Perigos associados com baixa carga G, e (V) Queda de RPM do rotor.

O R66 demonstrou ser normal e consistente com outros sistemas de rotores de *design* semelhante (bipá e cabeça semirrígida). Entretanto, era essencial que o piloto tivesse ciência de certos fatores aerodinâmicos relacionados com este tipo de sistema de rotor, incluindo operações com baixa carga G, técnicas de recuperação, potencial de estol de pá do rotor, gestão de energia e técnicas de recuperação de baixa RPM do rotor.

Houve consenso no âmbito do FSB que, devido ao fato de a performance e características de voo do R66 serem típicas e ordinárias comparadas com helicópteros de *design* semelhante, não se requer treinamento específico relativo a características de voo peculiares.

Ademais, o FSB definiu que a inclusão do R66 na SFAR 73 não era apropriada, e que o R66 não deveria ser utilizado como crédito, no cumprimento da SFAR 73, para pessoas que operavam helicópteros R22 ou R44.

No Brasil, na época da validação da certificação dos modelos R22 e R44 a SFAR 73 (*Robinson R22/R44 Special Training and Experience Requirements*) ainda não havia sido emitida pelo órgão certificador primário.

Não foi possível verificar se o piloto envolvido na ocorrência possuía conhecimento teórico ou havia passado por treinamento prático para reconhecer os fatores aerodinâmicos relacionados com o sistema do rotor principal da aeronave que estava operando.

3. CONCLUSÃO

3.1 Fatos

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com o Certificado de Habilitação Técnica (CHT) válido;
- c) o piloto era qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a escrituração das cadernetas de célula, motor e rotores estavam atualizadas;
- f) as condições meteorológicas nos aeródromos de partida, destino e na rota a ser voada, eram favoráveis para a operação visual;
- g) o relatório de análise do motor concluiu que não foram encontrados indícios que pudessem impedir o seu funcionamento normal antes da ocorrência;
- h) o relatório de análise da transmissão principal concluiu que não foram encontrados indícios de falha material ou mecânica que pudessem resultar em operação anormal do componente antes do acidente;
- i) o relatório de análise da treliça, dos *pitch links* e dos *spindles* concluíram que os componentes sofreram fratura por sobrecarga;
- j) uma das pás do rotor principal apresentava uma deflexão para baixo no início de sua extensão (a partir da raiz) e curvatura à esquerda do sentido de rotação, no bordo de ataque, com ausência de material do perfil da pá;
- k) um dos *teeter stops* estava danificado;
- l) a aeronave separou-se em três partes durante o voo e caiu verticalmente até colidir contra a água;
- m) a aeronave ficou destruída; e
- n) o piloto sofreu lesões fatais.

3.2 Fatores contribuintes

- Aplicação dos comandos – indeterminado

Possivelmente, o piloto, ao tentar corrigir a atitude da aeronave após se deparar com uma desestabilização causada pela turbulência, tenha comandando o cíclico à frente, ação esta que pode ter agravado a condição de *low-G*, facilitando o surgimento do *mast bumping* ou o toque das pás contra a fuselagem.

- **Condições meteorológicas adversas – indeterminado**

Apesar de as condições de voo serem favoráveis ao voo visual, ventava forte no local da ocorrência, com a direção do vento variando no sentido de norte a nor-noroeste.

Tais condições de vento, associadas à topografia da região, favoreciam o surgimento de correntes de ar turbilhonado que possivelmente facilitariam o surgimento da condição de *low-G* caso a aeronave trafegasse por essa região.

- **Instrução – indeterminado**

Não foi possível constatar se o piloto possuía o conhecimento teórico ou havia passado por treinamento prático para reconhecer os fatores aerodinâmicos relacionados com o sistema do rotor principal da aeronave que estava operando.

4. RECOMENDAÇÃO DE SEGURANÇA

Medida de caráter preventivo ou corretivo emitida pelo CENIPA ou por um Elo-SIPAER para o seu respectivo âmbito de atuação, visando eliminar um perigo ou mitigar o risco decorrente de condição latente, ou de falha ativa, resultado da investigação de uma ocorrência aeronáutica, ou de uma ação de prevenção e que, em nenhum caso, dará lugar a uma presunção de culpa ou responsabilidade civil, penal ou administrativa.

Em consonância com a Lei nº 7.565/1986, as recomendações são emitidas unicamente em proveito da segurança de voo, devendo 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-207/CENIPA/2013 – 01

Emitida em: 22/04/2016

Incluir no currículo dos cursos de piloto privado e comercial de helicóptero a obrigatoriedade de aulas teóricas sobre os fenômenos de *low-G* e *mast bumping*.

A-207/CENIPA/2013 – 02

Emitida em: 22/04/2016

Avaliar a aplicabilidade e a viabilidade de realização dos treinamentos descritos no SFAR 73 no Brasil.

5. AÇÃO CORRETIVA OU PREVENTIVA JÁ ADOTADA

O CENIPA emitiu, no dia 14 de junho de 2014, a Divulgação Operacional (DIVOP) nº 04/2014 sobre o efeito de turbulência em helicópteros. Neste documento, foi discutida a possibilidade da perda de controle em voo em caso de voo de helicóptero em região turbulenta e com fortes ventos.

A *Robinson Helicopter Company* efetuou algumas modificações no manual de operação da aeronave R66.

- a) a inclusão de uma advertência na Seção 4 – Procedimentos Normais, sobre o voo em região turbulenta, com a orientação de reduzir a velocidade em voo de cruzeiro (figura 42);

**ROBINSON
MODEL R66****SECTION 4
NORMAL PROCEDURES****CRUISE**

1. Beep RPM as required to 100%.
2. Set torque as desired with collective. Observe torque, MGT, and V_{ne} limits.
3. Verify gages in green, no cautions or warnings.
4. Engine anti-ice as required.

CAUTION

If turbulence is expected, reduce power and use a slower than normal cruise speed.

NOTE

Avoid large, rapid power changes. The engine governor reacts slowly and RPM excursions may occur.

NOTE

When loaded near aft CG limit, slight yaw oscillation during cruise can be stopped by applying a small amount of left pedal.

DOORS-OFF OPERATION

Maximum airspeed with any door(s) off is 100 KIAS. Warn passengers to secure loose objects and to keep head and arms inside cabin to avoid high velocity airstream.

CAUTION

Ensure all seat belts are buckled during door-off flight. Rear outboard seat bottoms may lift if not restrained.

CAUTION

Flight with left door(s) removed is not recommended. Loose objects exiting left doors may damage tail rotor.

FAA APPROVED: 20 JAN 2015**4-10**

Figura 42 – Modificação no manual da aeronave sobre o voo em condições de turbulência.

- b) a substituição da informação na descrição do ajuste de fricção do ciclico e do coletivo que seria, normalmente, utilizado no solo, pela informação de que o ajuste deve ser utilizado com cautela em voo, pois o uso excessivo pode tornar difícil o controle do helicóptero (figura 43).

**ROBINSON
MODEL R66****SECTION 7
SYSTEMS DESCRIPTION****CONTROL FRICTION ADJUSTMENT**

Cyclic and collective controls are equipped with adjustable friction devices. The collective friction lever is located near the aft end of the pilot's collective. It is actuated aft to increase friction and forward to release it.

The cyclic friction knob is located left of the cyclic stick. Turning the knob clockwise applies friction to both longitudinal and lateral cyclic.

CAUTION

Control friction must be used with caution in flight. Excessive friction may make the helicopter difficult to control.

The pedals actuate push-pull controls connected directly to the tail rotor pitch control and do not incorporate any friction devices. An elastomeric trim spring provides a left pedal force to balance feedback forces in flight.

ENGINE CONTROLS

A twist grip throttle control is located on each collective stick. The controls are interconnected and actuate the engine fuel control input lever via a push-pull cable. The throttle is normally not used for control but is set either fully closed (idle position) or fully open.

The engine incorporates a hydromechanical governor which attempts to maintain 100% engine output shaft RPM when the throttle is in the open position. A linkage provides the power turbine governor with collective inputs to help anticipate changing power demands.

Large power changes or varying environmental conditions may cause the governor RPM setting to vary by a few percent. A momentary toggle switch (beep switch) on the collective stick is provided to trim, or "beep", the governor setting to the desired RPM. The switch controls an actuator which adjusts the linkage between the collective and power turbine governor. Holding the beep switch up or down will change rotor RPM approximately one percent per two seconds.

REVISED: 20 JAN 2015**7-8**

Figura 43 – Modificação no manual da aeronave sobre o uso do ajuste da fricção

Recentemente, a *Robinson Helicopters* acrescentou a observação de evitar o voo em áreas com turbulência ou com ventos fortes na *Safety Notice* nº 32 (figura 44).

ROBINSON
HELICOPTER COMPANY
2901 Airport Drive, Torrance, California 90505 Phone (310) 539-0508 Fax (310) 539-5198

Safety Notice SN-32

Issued: March 1998 Revised: May 2013; Feb 2016

HIGH WINDS OR TURBULENCE

Flying in high winds or turbulence should be avoided.

A pilot's improper application of control inputs in response to turbulence can increase the likelihood of a mast bumping accident. If turbulence is encountered, the following procedures are recommended:

1. Reduce power and use a slower than normal cruise speed. Mast bumping is less likely at lower airspeeds.
2. For significant turbulence, reduce airspeed to 60-70 knots.
3. Tighten seat belt and rest right forearm on right leg to minimize unintentional control inputs. Some pilots may choose to apply a small amount of cyclic friction to further minimize unintentional inputs.
4. Do not overcontrol. Allow aircraft to go with the turbulence, then restore level flight with smooth, gentle control inputs. Momentary airspeed, heading, altitude, and RPM excursions are to be expected.
5. Avoid flying on the downwind side of hills, ridges, or tall buildings where turbulence will likely be most severe.

The helicopter is more susceptible to turbulence at light weight. Reduce speed and use caution when flying solo or lightly loaded.

Figura 44 - Modificação no manual da aeronave quanto ao voo em áreas de turbulência ou ventos fortes.

Em, 22 de abril de 2016.

ANEXO A - Comentários do NTSB não incorporados ao relatório

A seguir, são listados todos os comentários encaminhados pela *National Transportation Safety Board* (NTSB), oriundos da *Robinson Helicopters*, que não foram incorporados ao texto deste Relatório Final.

a) COMENTÁRIO 1

Com relação ao seguinte trecho do item 4 – Recomendações de Segurança

A-207/CENIPA/2013 – 01

Incluir no currículo dos cursos de piloto privado e comercial de helicóptero a obrigatoriedade de aulas teóricas sobre os fenômenos de *low-G* e *mast bumping*.

Argumentação do NTSB

Embora todas as três aeronaves (R22, R44 e R66) possuam a mesma concepção do sistema de rotor, e têm características semelhantes no que se refere aos fenômenos de *low-G* e *mast bumping*, as três aeronaves possuem diferenças significativas de rotor e da inércia da fuselagem, bem como de características de motorização. Portanto, eles têm características muito diferentes em termos de margem de potência, taxa de decaimento da RPM do rotor e de resposta. As três aeronaves não possuem características de pilotagem semelhantes, notadamente no que diz respeito ao estol do rotor, autorrotação, e gerenciamento de energia / RPM.

Comentário do CENIPA

A argumentação não foi aceita, uma vez que o trecho em questão não versa sobre a implantação do treinamento para um tipo de aeronave em particular.

A intenção da recomendação é a de que os pilotos de helicóptero brasileiros, independente do modelo que voem, ao iniciarem seus treinamentos teóricos conheçam esses fenômenos aerodinâmicos, mesmo sendo fenômenos particulares de helicópteros com rotor principal bi-pá.

b) COMENTÁRIO 2

Com relação ao seguinte trecho do item 4 – Recomendações de Segurança

A-207/CENIPA/2013 – 02

Avaliar a aplicabilidade e a viabilidade de realização dos treinamentos descritos no SFAR 73 no Brasil.

Argumentação do NTSB

A SFAR 73 aplica-se, atualmente, à aeronave R22 e R44; nós não acreditamos que também deva ser aplicada ao R66. Os aspectos da SFAR relativas a *Low-G mast bumping* são aplicáveis ao R66, mas os requisitos de formação seriam mais apropriadamente incluídas no programa de formação de helicóptero padrão para todos os helicópteros bipá. O fabricante apoia a recomendação para a autoridade brasileira para aplicar o treinamento especificado no SFAR-73 para pilotos R22.

Comentário do CENIPA

A argumentação não foi aceita, tendo em vista que o item em momento algum versa sobre a aplicabilidade do SFAR 73 para o R66.