

**COMANDO DA AERONÁUTICA**  
**CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE**  
**ACIDENTES AERONÁUTICOS**



**RELATÓRIO FINAL**  
**A-015/CENIPA/2018**

<b>OCORRÊNCIA:</b>	<b>ACIDENTE</b>
<b>AERONAVE:</b>	<b>PP-HLI</b>
<b>MODELO:</b>	<b>R44 II</b>
<b>DATA:</b>	<b>23JAN2018</b>



## **ADVERTÊNCIA**

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

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

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

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

*Este relatório não recorre a quaisquer procedimentos de prova para apuração de responsabilidade no âmbito administrativo, civil ou criminal; estando em conformidade com o Appendix 2 do Anexo 13 "Protection of Accident and Incident Investigation Records" da Convenção de Chicago de 1944, recepcionada pelo ordenamento jurídico brasileiro por meio do Decreto nº 21.713, de 27 de agosto de 1946.*

*Outrossim, deve-se salientar a importância de resguardar as pessoas responsáveis pelo fornecimento de informações relativas à ocorrência de um acidente aeronáutico, tendo em vista que toda colaboração decorre da voluntariedade e é baseada no princípio da confiança. Por essa razão, a utilização deste Relatório para fins punitivos, em relação aos seus colaboradores, além de macular o princípio da "não autoincriminação" deduzido do "direito ao silêncio", albergado pela Constituição Federal, pode desencadear o esvaziamento das contribuições voluntárias, fonte de informação imprescindível para o SIPAER.*

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

## SINOPSE

O presente Relatório Final refere-se ao acidente com a aeronave PP-HLI, modelo R44 II, ocorrido em 23JAN2018, classificado como “[SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente | Falha Estrutural”.

Durante a realização de uma atividade de aeroreportagem para um canal de televisão, a aeronave impactou contra o mar, próximo à faixa de areia da praia do Pina, em Recife, PE.

A aeronave ficou destruída.

O piloto e os dois passageiros sofreram lesões fatais.

Houve a designação de Representante Acreditado do *National Transportation Safety Board* (NTSB) - Estados Unidos (EUA), Estado de projeto e fabricação da aeronave.



## ÍNDICE

<b>GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS .....</b>	<b>5</b>
<b>1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.....</b>	<b>7</b>
1.1. Histórico do voo.....	7
1.2. Lesões às pessoas.....	7
1.3. Danos à aeronave. ....	7
1.4. Outros danos.....	8
1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.....	8
1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.....	8
1.5.2. Formação.....	8
1.5.3. Categorias das licenças e validade dos certificados e habilitações.....	8
1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.....	8
1.5.5. Validade da inspeção de saúde.....	8
1.6. Informações acerca da aeronave.....	8
1.7. Informações meteorológicas.....	18
1.8. Auxílios à navegação.....	19
1.9. Comunicações.....	19
1.10. Informações acerca do aeródromo.....	20
1.11. Gravadores de voo.....	20
1.12. Informações acerca do impacto e dos destroços.....	20
1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.....	21
1.13.1. Aspectos médicos.....	21
1.13.2. Informações ergonômicas.....	22
1.13.3. Aspectos Psicológicos.....	22
1.14. Informações acerca de fogo.....	22
1.15. Informações acerca de sobrevivência e/ou de abandono da aeronave.....	22
1.16. Exames, testes e pesquisas.....	22
1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.....	46
1.18. Informações operacionais.....	47
1.19. Informações adicionais.....	48
1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.....	56
<b>2. ANÁLISE.....</b>	<b>56</b>
<b>3. CONCLUSÕES.....</b>	<b>64</b>
3.1. Fatos.....	64
3.2. Fatores contribuintes.....	66
<b>4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA .....</b>	<b>67</b>
<b>5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.....</b>	<b>68</b>
<b>ANEXO A - AD 2014-23-16.....</b>	<b>70</b>
<b>ANEXO B - SB 72A.....</b>	<b>79</b>
<b>ANEXO C - DIVOP N° 002/2018 .....</b>	<b>82</b>
<b>ANEXO D - DIVOP N° 003/2018 .....</b>	<b>87</b>
<b>ANEXO E - COMENTÁRIOS DOS ESTADOS PARTICIPANTES DA INVESTIGAÇÃO..</b>	<b>92</b>

**GLOSSÁRIO DE TERMOS TÉCNICOS E ABREVIATURAS**

AC	<i>Advisory Circular</i>
AD	<i>Airworthiness Directive</i> - Diretriz de Aeronavegabilidade
ANAC	Agência Nacional de Aviação Civil
ANP	Agência Nacional de Petróleo, Gás Natural e Biocombustíveis
APP	<i>Approach Control</i> - Controle de Aproximação
APP-RF	Controle de Aproximação de Recife
APRS	Aprovador para Retorno ao Serviço
CA	Certificado de Aeronavegabilidade
CB	Nuvem <i>Cumulonimbus</i>
CENIPA	Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
CIV	Caderneta Individual de Voo
CMA	Certificado Médico Aeronáutico
CP-FAA	<i>Commercial Pilot - Federal Aviation Administration</i>
CPTEC	Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos
CTA	Caminhão Tanque Abastecedor
CTTU	Autarquia de Trânsito e Transporte Urbano do Recife
DA	Diretriz de Aeronavegabilidade
DCTA	Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial
DIVOP	Divulgação Operacional
EDS	Espectrografia de Energia Dispersiva
EUA	Estados Unidos
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FCDA	Ficha de Cumprimento de Diretriz de Aeronavegabilidade
HMNC	Habilitação de Classe Helicóptero Monomotor Convencional
IAM	Inspeção Anual de Manutenção
ICA	Instrução do Comando da Aeronáutica
IFRH	Habilitação de Voo por instrumentos - Helicóptero
IPEV	Instituto de Pesquisas e Ensaio em Voo
IS	Instrução Suplementar
MCQ	Manual de Controle de Qualidade
METAR	<i>Aviation Routine Weather Report</i> - Informe Meteorológico Aeronáutico Regular
MEV	Microscópio Eletrônico por Varredura
MOM	Manual da Organização de Manutenção
MRB	<i>Main Rotor Blade</i>

NSCA	Norma de Sistema do Comando da Aeronáutica
NTSB	<i>National Transportation Safety Board</i>
OM	Organização de Manutenção
PCH	Licença de Piloto Comercial - Helicóptero
PMD	Peso Máximo de Decolagem
P/N	<i>Part Number</i> - Número de Peça
POH	<i>Pilot's Operating Handbook</i>
PPH	Licença de Piloto Privado - Helicóptero
RADAR	<i>Radio Detection And Ranging</i>
RBAC	Regulamento Brasileiro da Aviação Civil
RBHA	Regulamento Brasileiro de Homologação Aeronáutica
REDEMET	Rede de Meteorologia do Comando da Aeronáutica
RHC	<i>Robinson Helicopter Company</i>
RPM	Rotações Por Minuto
RS	Recomendação de Segurança
RT	Responsável Técnico
SAE	Categoria de Registro de Aeronave de Serviço Aéreo Especializado Público
SB	<i>Service Bulletin</i>
SBRF	Designativo de localidade - Aeródromo Internacional Guararapes - Gilberto Freire, Recife, PE
SERIPA II	Segundo Serviço Regional de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SGSO	Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional
SIPAER	Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos
SN	<i>Serial Number</i> - Número de Série
TCU	<i>Towering Cumulus</i> - Cumulus Encastelados
TLV	Tempo Limite de Vida
TWR-RF	Torre de Controle do Aeródromo de Recife, PE
UTC	<i>Universal Time Coordinated</i> - Tempo Universal Coordenado
VFR	<i>Visual Flight Rules</i> - Regras de Voo Visual

## 1. INFORMAÇÕES FACTUAIS.

Aeronave	<b>Modelo:</b> R44 II	<b>Operador:</b> Helisae Serv. Aéreo Especializado Ltda.
	<b>Matrícula:</b> PP-HLI	
Ocorrência	<b>Fabricante:</b> <i>Robinson Helicopter</i>	<b>Tipo(s):</b> [SCF-NP] Falha ou mau funcionamento de sistema/componente
	<b>Data/hora:</b> 23JAN2018 - 09:02 (UTC)	
	<b>Local:</b> Praia do Pina	
	<b>Lat.</b> 08°05'17"S <b>Long.</b> 034°52'42"W	
	<b>Município - UF:</b> Recife - PE	<b>Subtipo(s):</b> Falha estrutural

### 1.1. Histórico do voo.

A aeronave decolou do Aeródromo Internacional Guararapes - Gilberto Freyre (SBRF), Recife, PE, para um voo local, por volta das 08h48min (UTC), a fim de realizar imagens aéreas da região metropolitana da cidade para um canal de televisão, com um piloto e dois passageiros a bordo.

Com cerca de quinze minutos de voo, populares avistaram a aeronave em uma trajetória descendente até colidir contra o mar. A colisão ocorreu próximo à faixa de areia da praia do Pina, localizada no setor Nordeste de SBRF.

A aeronave ficou destruída.

O piloto e os dois passageiros sofreram lesões fatais.



Figura 1 - Local do impacto da aeronave contra o mar.

### 1.2. Lesões às pessoas.

Lesões	Tripulantes	Passageiros	Terceiros
Fatais	1	2	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ilesos	-	-	-

### 1.3. Danos à aeronave.

A aeronave ficou destruída.

#### 1.4. Outros danos.

Não houve.

#### 1.5. Informações acerca do pessoal envolvido.

##### 1.5.1. Experiência de voo dos tripulantes.

Horas Voadas	
Discriminação	Piloto
Totais	2.041:20
Totais, nos últimos 30 dias	32:05
Totais, nas últimas 24 horas	00:00
Neste tipo de aeronave	1.263:00
Neste tipo, nos últimos 30 dias	10:50
Neste tipo, nas últimas 24 horas	00:00

**Obs.:** os dados relativos às horas voadas foram obtidos por meio dos registros da Caderneta Individual de Voo (CIV) do piloto.

##### 1.5.2. Formação.

O piloto realizou o curso de *Pilot Private Rotorcraft*, equivalente ao Piloto Privado - Helicóptero (PPH) no Brasil, no *American Red Cross*, em *Washington, DC*, EUA, em 2006.

Realizou os cursos de Piloto Comercial - Helicóptero (PCH) e de Voo por Instrumentos - Helicóptero (IFRH), na *Monarch Sky Flight School*, em *Las Vegas, NV*, EUA, em 2010.

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

O piloto possuía a licença americana *Commercial Pilot - Federal Aviation Administration* (CP-FAA).

Em 30MAIO2011, a Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC) validou a licença americana como PCH no Brasil.

A habilitação de aeronave Classe de Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC), que incluía o modelo R44 II, estava válida.

##### 1.5.4. Qualificação e experiência no tipo de voo.

O piloto estava qualificado e possuía experiência no 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, de número de série (S/N) 10026, foi fabricada pela *Robinson Helicopter Company* (RHC), em 2003, e estava registrada na Categoria de Serviços Aéreos Especializados (SAE).

O Certificado de Aeronavegabilidade (CA) estava válido.

A caderneta do motor estava com as escriturações atualizadas. As escriturações da caderneta de célula não estavam de acordo com o preconizado na legislação em vigor à época do acidente.

A última inspeção da aeronave, do tipo "Inspeção Manual de Manutenção (IAM)", foi realizada em 17JAN2018, pela Organização de Manutenção (OM) Fênix - Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda., em Recife, PE, estando a aeronave com 05 horas e 30 minutos voadas após a inspeção.

A aeronave operou por aproximadamente sete anos nos EUA, tendo sido exportada para o Brasil em 15DEZ2010, conforme *Export Certificate of Airworthiness*, emitido pela FAA.

Em 08FEV2011, o helicóptero foi adquirido pela empresa Helisae, conforme consta na Certidão de Inteiro Teor emitida pela ANAC. No momento da aquisição pela Helisae, a aeronave possuía um total de 2.392 horas voadas.

#### CARACTERÍSTICAS GERAIS DA AERONAVE R44 II

O modelo R44 II possuía um rotor principal e um rotor de cauda, ambos bi-pá (duas pás). O helicóptero era monomotor, equipado com motor a pistão *Lycoming IO-540-AE145*, S/N: L-28784-48A.

A fuselagem era composta de tubulações de aço cobertas por folhas de alumínio rebitadas. O cone de cauda (*tailcone*) era constituído de uma estrutura monocoque coberta por folhas de alumínio. Além disso, fibras de vidro e materiais termoplásticos eram utilizados na estrutura da cabine secundária e em algumas outras partes da aeronave como carenagens, dutos e portas. O trem de pouso que sustentava a estrutura era do tipo esqui (*skid*).

Paredes de fogo de aço inoxidável estavam instaladas à frente e acima do motor.

De acordo com o CA, o helicóptero possuía capacidade para transportar três pessoas.

#### SISTEMA DO ROTOR PRINCIPAL

De acordo com a *Section 7 - Systems Description* do *Pilot's Operating Handbook* (POH), *Revision* 10MAR2015, do R44, o sistema do rotor principal era composto por duas pás metálicas montadas em um cubo (*hub*), por meio de articulações cônicas (*coning hinges*). O cubo, por sua vez, era montado em um mastro (*shaft*) por meio de uma articulação do tipo gangorra (*teeter hinge*). O sistema possuía batentes de inclinação (*droop stops*) que limitavam o movimento de gangorra das pás.

#### PÁS DO ROTOR PRINCIPAL - MAIN ROTOR BLADES (MRB)

As pás do PP-HLI, *Part Number* (P/N) C016-5, possuíam os S/N 6128 e S/N 6131.

As pás foram fabricadas pela mesma fabricante do helicóptero.

A pá S/N 6128 fazia parte do lote nº 619 e a pá S/N 6131 fazia parte do lote nº 620. Ambos os lotes tiveram o seu processo de fabricação iniciado em 29OUT2008 e concluído em 19JAN2009.

Não foram encontrados registros de falhas ou relato de problemas nos documentos relativos ao processo de fabricação das pás.

As pás foram adquiridas pela primeira proprietária/operadora da aeronave, empresa *Sky Helicopters Inc.*, situada no estado do Texas, EUA, tendo sido instaladas novas, em 15JUL2009, pela própria operadora. No momento da instalação, a aeronave possuía um total de 2.200 horas de voo.

Antes de ser adquirida pelo operador brasileiro, a aeronave PP-HLI, que possuía as marcas de nacionalidade americana N401TV, operou com as pás S/N 6128 e S/N 6131, de 15JUL2009 a 15DEZ2010, tendo voado um total de 192 horas nesse período.

Não há registros da realização de serviços de reparo nas pás S/N 6128 e S/N 6131 no *logbook* da aeronave, nem no período em que o helicóptero operou com as pás nos EUA, nem após a importação da referida aeronave pelo operador brasileiro.

As pás S/N 6128 e S/N 6131, assim como todas as pás P/N C016-5, possuíam Tempo Limite de Vida (TLV) de 2.200 horas ou 12 anos de operação, o que ocorresse primeiro.

Na data do acidente, as pás do PP-HLI estavam com 1.659 horas e 10 minutos de voo e possuíam pouco mais de nove anos desde a sua data de fabricação. Os componentes estavam dentro dos limites de operação estabelecidos pelo fabricante.

Cada pá P/N C016-5 era composta por um núcleo de alumínio em estrutura do tipo colmeia (*honeycomb*). Uma longarina de aço inoxidável (*spar*) era instalada no bordo de ataque e se prolongava desde a raiz até a ponta da pá. A pá era finalizada, em sua extremidade (ponta), por uma estrutura interna chamada de *tip cap* ou *tip block*. A ponta da pá era protegida pelo *tip cover*, o qual era fixado ao *tip cap* por meio de dois parafusos.

Por fim, uma camada de aço inoxidável revestia a pá por cima e por baixo (*upper skin* e *lower skin*). Cada *skin* se estendia desde o bordo de ataque até o bordo de fuga; bem como desde a raiz até a ponta da pá, conforme ilustra a Figura 2.

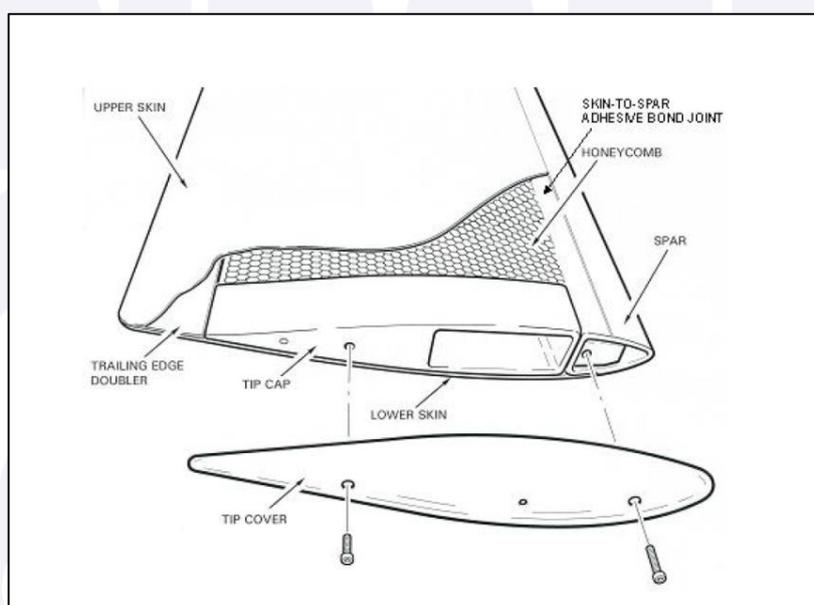


Figura 2 - Composição da pá do rotor principal do R44 II.  
(Fonte: [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

A *upper* e a *lower skin* eram fixadas às superfícies superior e inferior do núcleo da pá por meio de material adesivo. No bordo de ataque (*leading edge*) da pá, a *upper* e a *lower skin* eram coladas ao *spar*, aproximadamente uma polegada atrás do bordo de ataque, em uma região chamada *skin-to-spar bond joint* (*adhesive joint for upper/lower skin/spar*). Na região da ponta da pá, a *upper* e a *lower skin* eram coladas ao *tip cap*. No bordo de fuga (*trailing edge*) da pá, a *upper* e a *lower skin* eram coladas uma à outra, logo após o núcleo de *honeycomb* (Figura 3).

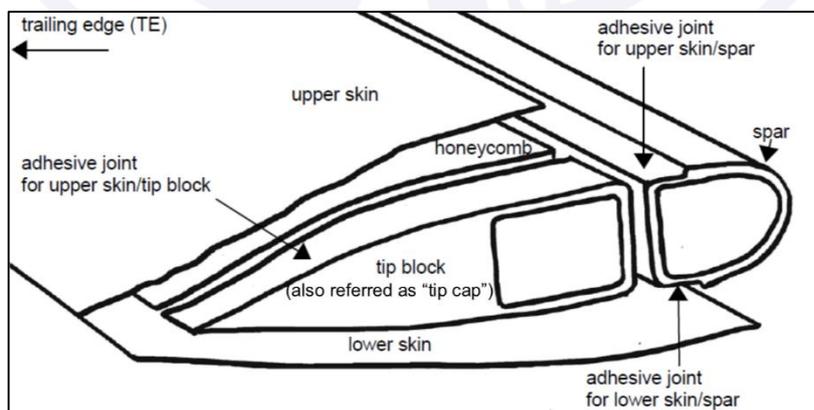


Figura 3 - Detalhe das regiões de colagem da *skin* ao *spar* (*skin-to-spar bond line*) e de colagem da *skin* ao *tip cap*. (Fonte: NTSB).

O POH especificava, ainda, que o *spar* era resistente à corrosão e erosão, ressaltando que as pás deveriam ser repintadas (*refinished*) em caso de erosão da pintura e exposição de partes metálicas (*bare metal*) na região da *skin-to-spar bond line*, área de colagem próxima ao bordo de ataque das pás. O manual abordava, também, que a colagem poderia ser prejudicada em caso de exposição da *bond line*.

As pás que equipavam os modelos R44 II possuíam um histórico de documentações relacionadas ao descolamento da *skin*.

Essa questão foi inicialmente observada pela RHC, por ocasião da publicação do *Safety Alert*, de 04JAN2007, e do *Service Bulletin* (SB) n° 61, de 29MAR2007, que versava sobre *Main Rotor Blade Erosion*.

Em 30ABR2010, foi publicado o SB-72, que tratava sobre *Main Rotor Blade Bond Inspection*, inspeção de colagem nas pás do rotor principal. Esse boletim foi revisado em 19JUL2012, quando passou a receber a denominação de SB-72A (Figura 4). A publicação aplicava-se aos helicópteros R44 equipados com pás P/N C016-2 e P/N C016-5 (modelo das pás que equipavam o PP-HLI).

<b>ROBINSON</b> HELICOPTER COMPANY	
2901 Airport Drive, Torrance, California 90505	Phone (310) 539-0508 Fax (310) 539-5198
Page 1 of 3	
<b><u>R44 SERVICE BULLETIN SB-72A</u></b> (supersedes R44 SL-24 and R44 SB-72)	
<b><u>DATE:</u></b> 30 April 2010	<b><u>REVA:</u></b> 19 July 2012
<b><u>TO:</u></b> R44 and R44 II owners, operators, and maintenance personnel	
<b><u>SUBJECT:</u></b> Main Rotor Blade Bond Inspection	
<b><u>ROTORCRAFT AFFECTED:</u></b> R44 helicopters with C016-2 main rotor blades, and R44 II helicopters with C016-5 main rotor blades.	
<b><u>TIME OF COMPLIANCE:</u></b> Every four months, 100-hour inspection, or annual inspection, whichever occurs first.	
<b><u>BACKGROUND:</u></b> Debonding of rotor blade skins can occur when the bond line is exposed due to erosion of the blade finish, or when corrosion occurs on the internal aluminum tip cap. Proper inspection and protection (refinishing) of bonded areas is required. Debonding resulting from improper inspection and maintenance could cause a catastrophic accident.	

Figura 4 - Extrato da primeira página do SB-72A.  
(Fonte: [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

O item *background* do SB-72A alertava sobre a possibilidade de descolamento da *skin* quando houvesse exposição da *bond line* devido à erosão da pintura ou à corrosão no *tip cap*. Ressaltava, ainda, para a possibilidade do descolamento resultar em um acidente catastrófico.

O texto destacado pelo retângulo vermelho da Figura 5, extraída do SB-72A, ilustrava exemplos de falhas nas pás que, se encontradas, tornariam a pá não aeronavegável (*unairworthy*), requerendo a substituição do componente.

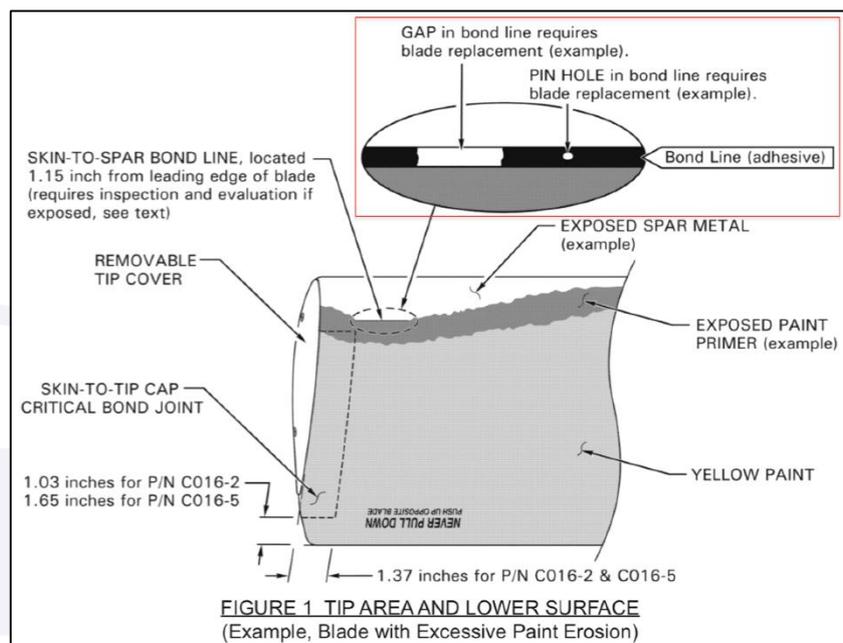


Figura 5 - Exemplos de falhas em áreas críticas que tornariam uma pá não aeronavegável (*unairworthy*). (Fonte: [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

Da mesma forma, a partir de 2007, a FAA, autoridade de certificação primária do projeto, manifestou-se sobre o tema por meio da publicação de três *Airworthiness Directives* (AD).

A primeira AD 2007-26-12 foi emitida em 17DEZ2007, tendo sido substituída pela AD 2011-12-10 em 02JUN2011 e, posteriormente, pela AD 2014-23-16, em 09JAN2015. Todas as publicações versavam acerca da prevenção de falhas das pás do rotor principal e subsequente perda de controle da aeronave, devido ao descolamento da *skin*.

A AD 2014-23-16 (Figura 6) aplicava-se, dentre outros, aos helicópteros R44 II equipados com pás P/N C016-5. O parágrafo (b) *Unsafe Condition* deixava claro que a FAA considerava a possibilidade de descolamento das pás do rotor principal uma condição de insegurança que poderia levar à falha do componente e, conseqüentemente, à perda de controle do helicóptero.

	<b>FAA</b> Aviation Safety	<b>AIRWORTHINESS DIRECTIVE</b>  <a href="http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/">www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/</a> <a href="http://www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html">www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html</a>
	<b>2014-23-16 Robinson Helicopter Company:</b> Amendment 39-18032; Docket No. FAA-2013-0159; Directorate Identifier 2012-SW-010-AD.	
<b>(a) Applicability</b>  This AD applies to Model R22, R22 Alpha, R22 Beta, and R22 Mariner helicopters with main rotor blade (blade), part number (P/N) A016-2 or A016-4; and Model R44 and R44 II helicopters with blade, P/N C016-2 or C-016-5, certificated in any category.		
<b>(b) Unsafe Condition</b>  This AD defines the unsafe condition as blade skin debonding, which could result in blade failure and subsequent loss of control of the helicopter.		
<b>(c) Affected ADs</b>  This AD supersedes AD 2011-12-10, Amendment 39-16717 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991).		
<b>(d) Effective Date</b>  This AD becomes effective January 9, 2015.		

Figura 6 - Extrato da página 7 da AD 2014-23-16. (Fonte: [www.faa.gov](http://www.faa.gov)).

O parágrafo (f) da AD 2014-23-16 descrevia as ações requeridas para o cumprimento da Diretriz de Aeronavegabilidade (Figura 7).

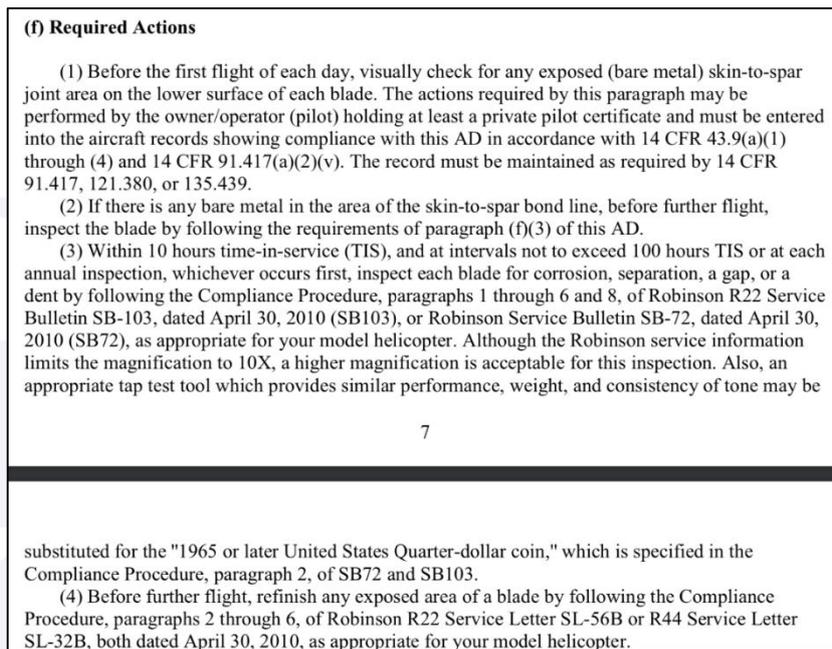


Figura 7 - Extrato do parágrafo (f) da AD 2014-23-16.  
(Fonte: [www.faa.gov](http://www.faa.gov)).

O item (1) do parágrafo (f) estabelecia que as pás deveriam ser verificadas visualmente quanto à presença de metal exposto (*bare metal*), antes do primeiro voo de cada dia. Essa inspeção visual deveria ser realizada pelo proprietário/operador ou pelo piloto. O cumprimento dessa ação deveria constar nos registros da aeronave.

O item (2) do mesmo parágrafo estabelecia que, caso fosse encontrado metal exposto (*bare metal*) durante as inspeções visuais a que se referia o item (1), as pás deveriam ser inspecionadas de acordo com os procedimentos descritos no item (3), antes do próximo voo.

O item (3) do parágrafo (f) estabelecia procedimentos que deveriam ser realizados a cada 100 horas de voo ou a cada inspeção anual, o que ocorresse primeiro. Esse mesmo item mencionava que a inspeção deveria ser realizada em conformidade com os *Compliance Procedures* estabelecidos nos parágrafos (1) a (6) e (8) do boletim SB-72A, de 19JUL2012 (Figura 8).

Intencionalmente em branco

1. Refer to Figures 1 and 2. Remove both main rotor blade tip covers and clean the blades. Clean and remove any corrosion from tip covers.
2. Using 10x magnification, visually inspect uncovered skin-to-tip cap bond joints. Using a 1965-or-later United States quarter-dollar coin, tap test skin-to-tip cap bond joints on both upper and lower surfaces. If corrosion, separation, or voids are detected, blade is unairworthy. A tap test tutorial video is available on our website, [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com), under the Publications tab.
3. Using 10x magnification, visually inspect any exposed skin-to-spar bond line for gaps (empty space between skin and spar). Blade is unairworthy if any gap, including "pin hole(s)", is detected in the bond line.
4. Refer to Figure 2. Mark outboard 135 inches of blade lower surface as shown to identify skin-to-spar bond joint area.

(OVER)

R44 SB-72A  
Page 2 of 3

5. Verify no visible dents within the bond joint area. Blade is unairworthy if bond joint area is dented.
6. Tap test the lower skin-to-spar bond joint and verify no voids exist. Blade is unairworthy if a void is detected.
7. Refinish all exposed bare metal, including tip covers, per R44 SL-32B.
8. Install blade tip covers, ensuring cover edges are flush with blade profile.
9. Make appropriate maintenance record entries.

Figura 8 - Extrato dos parágrafos (1) a (9) do SB-72A.  
(Fonte: [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

O parágrafo (2) do SB-72A mencionava um procedimento chamado *tap test*. De acordo com a *Advisory Circular (AC) 43.13-1B, Acceptable Methods, Techniques, and Practices Aircraft Inspection and Repair*, publicada pela FAA, em 08SET1998, o *tap test* consistia em um tipo de ensaio acústico não destrutivo.

O teste ainda era utilizado largamente para avaliação rápida de superfícies de aeronaves, no tocante à detecção de delaminações e descolamentos.

O teste consistia em realizar batidas na superfície a ser verificada e comparar a resposta acústica do local com a resposta obtida em uma área já conhecida e considerada em boas condições. Respostas acústicas como as de superfícies ocas (*flat or dead*) eram consideradas inaceitáveis pelo teste.

De acordo com a AC 43.13-1B, o teste dependia de interpretação subjetiva do inspetor, no que tange aos resultados (Figura 9).

Intencionalmente em branco

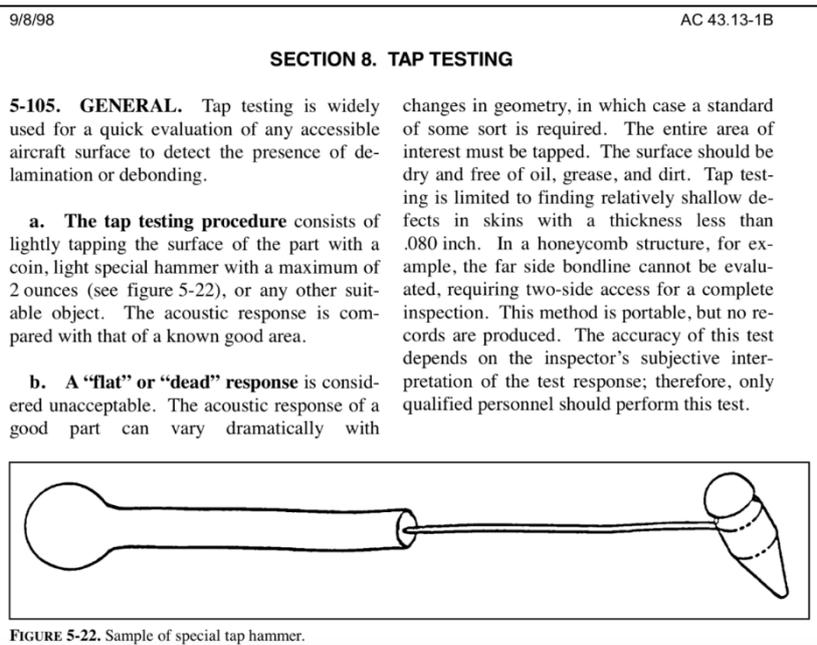


Figura 9 - Descrição de *tap testing* na AC 43.13-1B, publicada pela FAA.  
(Fonte: [www.faa.gov](http://www.faa.gov)).

De acordo com as alíneas (ii) e (iii), do item (6), do parágrafo (f) da AD 2014-23-16, as pás do R44 (P/N C016-2 e P/N C016-5) deveriam ser substituídas pelos novos modelos de pá, P/N C016-7, no prazo de cinco anos, a contar da data da publicação da AD.

Ainda de acordo com a alínea (iv) do referido documento, a substituição das pás era considerada ação terminal para o cumprimento da AD 2014-23-16 (Figura 10).

(6) Within 5 years of the effective date of this AD:

(i) For Model R22 series helicopters, replace blade P/N A016-2 or A016-4 with a blade, P/N A016-6.

(ii) For Model R44 series helicopters fitted with hydraulically boosted main rotor flight controls, replace blade P/N C016-2 or C016-5 with a blade, P/N C016-7.

(iii) For Model R44 series helicopters without hydraulically boosted main rotor flight controls, replace blade P/N C016-2 or C016-5 with a blade, P/N C016-7. Prior to installing a blade P/N C016-7, verify the helicopter has been modified as required by Robinson R44 Service Letter SL-37, dated June 18, 2010, Compliance Procedures, paragraphs 1. through 10.

(iv) Installing blades, P/N A016-6 or P/N C016-7, is terminating action for the inspection requirements of paragraphs (f)(1) through (f)(4) of this AD.

Figura 10 - Extrato do item (6), parágrafo (f) da AD 2014-23-16.  
(Fonte: [www.faa.gov](http://www.faa.gov)).

Não havia, na data do acidente, Diretriz de Aeronavegabilidade (DA) emitida pela ANAC, relacionada ao descolamento nas pás do R44.

Entretanto, para os casos em que a Autoridade de Aviação Civil do Estado do projeto emitisse uma diretriz, os regulamentos da ANAC se pronunciavam de forma a recepcionar o documento em sua integralidade, como mostram os excertos do Regulamento Brasileiro de Aviação Civil (RBAC) 39, Seção 39.5 e da Instrução Suplementar (IS) 39-001 Rev A, vigentes à época do acidente.

O RBAC 39, de 02MAR2011, em sua Seção 39.5-I, estabelecia que:

**39.5-I Diretriz de Aeronavegabilidade emitida por Autoridade de Aviação Civil estrangeira**

Para os efeitos deste regulamento, a ANAC considera a Diretriz de Aeronavegabilidade, ou documento equivalente, emitido por Autoridade de Aviação Civil do Estado de Projeto, como uma Diretriz de Aeronavegabilidade emitida pela própria ANAC. Caso a ANAC emita Diretriz de Aeronavegabilidade que apresente conflito com Diretriz de Aeronavegabilidade estrangeira, prevalecerão os requisitos da Diretriz de Aeronavegabilidade emitida pela ANAC.

A IS 39-001 Rev A, de 17AGO2012, estabelecia que:

## 5. DESENVOLVIMENTO DO ASSUNTO

### 5.2 Diretrizes de Aeronavegabilidade Estrangeiras

O RBAC 39 estabelece que as Diretrizes de Aeronavegabilidade emitidas pela autoridade de aviação civil do Estado de Projeto do produto são consideradas como Diretrizes de Aeronavegabilidade Brasileiras e, desta forma, são de cumprimento obrigatório para todos os produtos aeronáuticos.

### 5.11 Cumprimento com um Boletim de Serviço

5.11.2 Se um Boletim de Serviço foi incorporado por referência em uma DA, a ação nele contida passa a ser um requisito de cumprimento obrigatório, independentemente da eventual classificação fornecida pelo fabricante para aquele boletim (mandatório, recomendado, altamente recomendado, etc.). Entretanto, não prevalece qualquer orientação do boletim, contrário ao requisito da DA. Por exemplo, se uma DA requer uma inspeção por líquido penetrante a cada 1 500 horas de voo de uma aeronave, onde a descrição para a realização da inspeção encontra-se, por referência, em um Boletim de Serviço que estabelece tal inspeção a cada 3 000 horas de voo da aeronave, a inspeção deve, então, ser realizada a cada 1 500 horas de voo.

No caso específico do acidente em tela, a execução dos procedimentos da AD 2014-23-16 era de caráter obrigatório e o seu conteúdo incorporava o SB-72A, tornando-o, também, de cumprimento compulsório.

As AD referentes ao R44 II encontravam-se disponibilizadas no *website* da FAA e da própria fabricante da aeronave.

A caderneta de célula da aeronave possuía registros referentes ao cumprimento de IAM, AD e SB. Por meio da análise desses registros, foi possível estabelecer uma linha do tempo das atividades de manutenção realizadas após a data em que a aeronave recebeu marcas de nacionalidade brasileira (24MAR2011), já com as pás S/N 6128 e S/N 6131 instaladas (Figura 11).

REGISTROS DE INSPEÇÕES DO PP-HLI					
DATA	HORAS TOTAIS DA AERONAVE	TIPO DE INSPEÇÃO	REGISTRO PRIMÁRIO	REGISTRO SECUNDÁRIO	REALIZADO POR
04JUN2011	2.511,1h	100h	AD 2007-26-12	Sem registro	Helibase
16JAN2012	2.622,5h	100h	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
12MAR2012	2.658,3h	IAM / Apêndice D do RBAC 43	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
14JAN2013	2.824,7h	100h	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
14ABR2013	2.902,7	IAM / Apêndice D do RBAC 43	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
21AGO2013	3.028,4h	100h/12M	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
23JAN2014	3.1296h	100h/12M	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
18MAR2014	3.145,2h	IAM	AD 2011-12-10	AD 2011-12-10	
15AGO2014	3.206,5h	100h/12M	Sem registro	AD 2011-12-10	
07FEV2015	3.310,8h	100h/12M	Sem registro	AD 2014-23-16	
27MAR2015	3.335,5h	IAM	Sem registro	Sem registro	Fênix
02SET2015	3.398,5h	100h/12M	Sem registro	AD 2014-23-16	
24MAR2016	3.491,4h	IAM	Sem registro	Sem registro	
04MAIO2016	3.503,5h	100h/12M 300h/36M	Sem registro	Sem registro	

DATA	HORAS TOTAIS DA AERONAVE	TIPO DE INSPEÇÃO	REGISTRO PRIMÁRIO	REGISTRO SECUNDÁRIO	REALIZADO POR
29DEZ2016	3.575,8h	100h	Sem registro	AD 2014-23-16	Fênix
16JAN2017	3.612h	IAM	Sem registro	Sem registro	
30JUN2017	3.710,7h	100h/12M	Sem registro	AD 2014-23-16	
11NOV2017	3.804,1h	100h/12M	Sem registro	AD 2014-23-16	
17JAN2018	3.853,7h	IAM-Apêndice D do RBAC 43	Sem registro	AD 2014-23-16	

Figura 11 - Tabela de registro de inspeções realizadas na aeronave PP-HLI.

A Figura 11 apresenta as atividades de manutenção as quais a aeronave foi submetida e que possuíam ou deveriam possuir registros de cumprimento de AD e/ou SB relacionados com as pás do rotor principal.

Por ocasião da inspeção de 100 horas, realizada em 04JUN2011, não havia registro secundário de cumprimento da AD 2007-26-12.

Em três oportunidades em que a IAM foi realizada (27MAR2015, 24MAR2016 e 16JAN2017), não havia registros primários e secundários de cumprimento da AD 2014-23-16 tampouco do SB-72A.

Em uma ocasião, na inspeção de 100 horas realizada em 04MAIO2016, também não havia registros primários e secundários de cumprimento da AD 2014-23-16.

Por ocasião das inspeções realizadas em 15AGO2014, 07FEV2015, 02SET2015, 29DEZ2016 e 30JUN2017, foram encontrados apenas registros secundários de cumprimento das AD 2011-12-10 e AD 2014-23-16.

Os registros de execução da AD encontrados na caderneta de célula da aeronave PP-HLI não apresentavam, com clareza, o método de cumprimento utilizado, conforme preconizava o item 5.14 da IS 39-001C, de 17AGO2012, vigente à época do acidente:

#### 5.14 Registro Primário

5.14.1 Um registro primário de cumprimento deve ser completo e claro, contendo o método de cumprimento utilizado e o resultado da ação executada. Exemplificando, uma DA normalmente requer inspeções periódicas, que podem ser do tipo inspeção visual ou através de ensaio não destrutivo, até a incorporação de uma ação final, que poderá estar descrita, por referência, em um Boletim de Serviço. Uma DA pode também requerer uma revisão em procedimentos operacionais do Manual de Voo da aeronave. Desta forma, o registro deve apresentar com clareza o método de cumprimento utilizado.

Por ocasião das inspeções, realizadas nos dias 11NOV2017 e 17JAN2018, foram apresentadas Fichas de Cumprimento de Diretriz de Aeronavegabilidade (FCDA) como registro de cumprimento da AD 2014-23-16. Nas FCDA constava a seguinte escrituração: "Realizada inspeção visual". Não havia lançamentos evidenciando a realização de *tap test* nessas inspeções.

A FCDA é um formato aceitável de registro primário, relacionado à análise da aplicabilidade e ao cumprimento de uma Diretriz de Aeronavegabilidade, no caso de ser aplicável ao produto aeronáutico utilizado pelo proprietário/operador, conforme definido na IS 39-001A.

A FCDA possuía um campo referente à aprovação das pás para retorno ao serviço. Esse campo deveria ser assinado pelo Responsável Técnico (RT) da OM que realizou a inspeção. Na FCDA referente ao cumprimento da AD 2014-23-16, realizada durante a IAM concluída no dia 17JAN2018, onde deveria constar a assinatura do RT constava a assinatura do inspetor.

## 1.7. Informações meteorológicas.

Nas imagens de satélite das 08h00min (UTC), hora que antecedeu o acidente, e das 09h00min (UTC), hora aproximada do evento, identificaram-se áreas com brilho acentuado na região da divisa entre os estados de Pernambuco e Alagoas. Essas imagens mostraram que havia nuvens do tipo *Cumulonimbus* (CB) naquela faixa do litoral nordeste.

Na área do aeródromo de Recife e em sua circunvizinhança, notou-se que não havia nuvens do tipo CB. A área de SBRF está identificada pelos círculos vermelhos nas imagens da Figura 12.

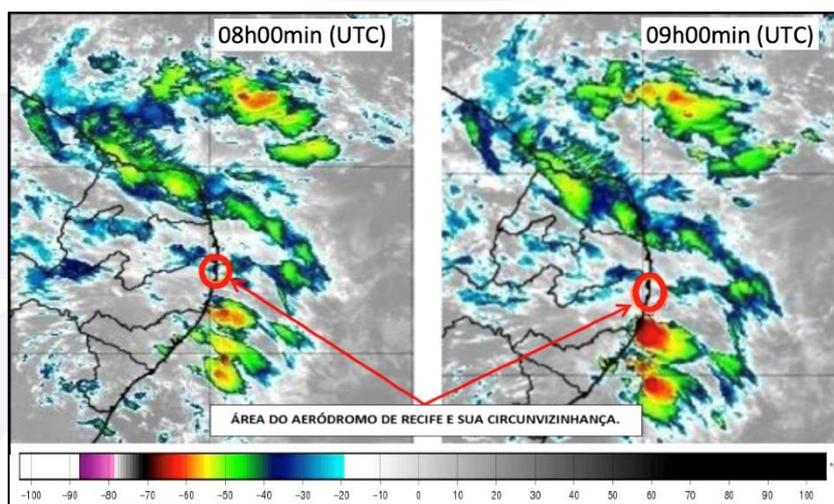


Figura 12 - Imagens de satélite das 08h00min (UTC) e das 09h00min (UTC).  
(Fonte: CPTEC/INPE).

Observando-se o comportamento sequencial das formações meteorológicas registradas nas imagens das 08h00min (UTC) e das 09h00min (UTC), percebeu-se que a área de maior instabilidade, com presença de CB, apresentou deslocamento predominante para o Sul, afastando-se da circunvizinhança do aeródromo de Recife e da área do acidente.

O radar meteorológico de Maceió, AL, registrou imagens com potencial de precipitação nulo, muito leve ou leve na região do aeródromo de Recife e circunvizinhança (Figura 13).

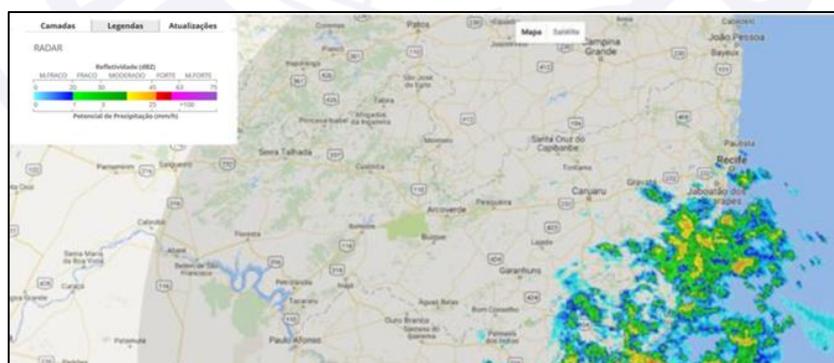


Figura 13 - Imagem do radar meteorológico de Maceió, AL, das 09h05min (UTC).  
(Fonte: REDEMET).

Imagens do Sistema STARNET, obtidas junto ao laboratório STORM-T da Universidade de São Paulo, mostraram que não houve ocorrência significativa de raios no aeródromo de Recife e circunvizinhança durante todo o dia 23JAN2018 (Figura 14).

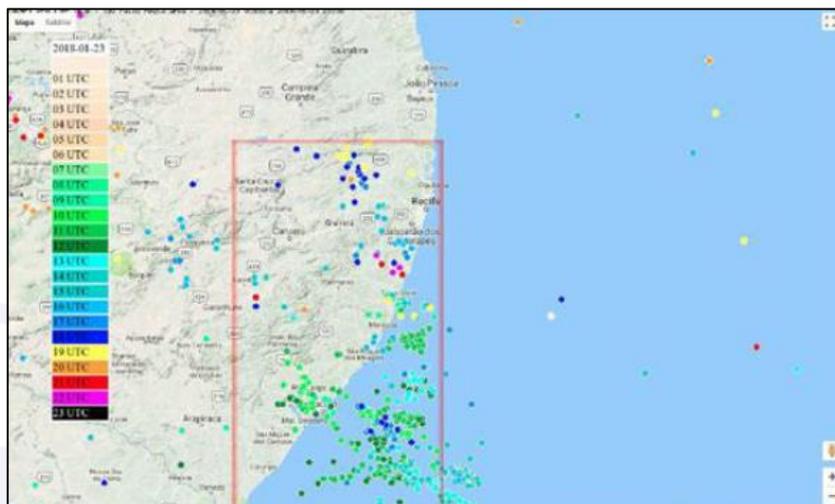


Figura 14 - Mapa de raios referente ao dia 23JAN2018.  
(Fonte: STARNET).

O Informe Meteorológico Aeronáutico Regular (METAR) das 08h00min (UTC) e das 09h00min (UTC), para o Aeródromo Guararapes - Gilberto Freyre (SBRF), traziam as seguintes informações:

METAR SBRF 230800Z 22005KT 9999 SCT040 24/23 Q1010=

METAR SBRF 230900Z 31005KT 9999 VCSH SCT015 FEW020TCU BKN040 24/23 Q1010=

Não foi constatado nenhum fenômeno meteorológico severo nas imediações de SBRF, na data do acidente.

Todas as informações de previsão e vigilância meteorológicas necessárias para o planejamento do voo estavam disponíveis para o piloto.

A Instrução do Comando da Aeronáutica (ICA) 100-4, que versava sobre Regras e Procedimentos Especiais de Tráfego Aéreo Para Helicópteros, vigente à época do acidente, estabelecia que:

**3.1.1** Dentro de espaço aéreo controlado, o voo VFR de helicóptero realizar-se-á somente quando, simultânea e continuamente, puderem ser cumpridas as seguintes condições:

- a) manter-se em condições de visibilidade de voo iguais ou superiores a 3000 m;
- b) permanecer, no mínimo, a 1500 m horizontalmente e 500 pés verticalmente de nuvens ou qualquer outra formação meteorológica de opacidade equivalente; e
- c) manter referência com solo ou água, de modo que as formações meteorológicas, abaixo do nível de voo, não obstruam mais da metade da área de visão do piloto.

## 1.8. Auxílios à navegação.

Nada a relatar.

## 1.9. Comunicações.

De acordo com as transcrições dos áudios de comunicação entre o PP-HLI e os órgãos de controle de tráfego aéreo, verificou-se que o piloto manteve contato rádio com a Torre de Controle de Recife (TWR-RF) e o Controle de Aproximação de Recife (APP-RF).

Com a finalidade de fundamentar as análises acerca da sequência de eventos que antecederam o acidente, foram destacados alguns trechos das comunicações entre a aeronave e os órgãos de controle.

Às 08h47min39s (UTC), a TWR-RF questionou se o PP-HLI se encontrava em condições de decolar da *Taxiway "M"*, com proa Norte. De imediato, o PP-HLI solicitou as condições do vento.

Às 08h47min46s (UTC), a TWR-RF informou que o vento era proveniente da direção 350° com intensidade de 06kt. Na sequência, o PP-HLI alinhou e decolou na proa Norte.

Às 08h48min29s (UTC), a TWR-RF informou que o PP-HLI havia decolado às 08h48min (UTC) e que aquela aeronave deveria chamar o APP-RF.

Às 08h48min37s (UTC), o PP-HLI informou ao APP-RF que tinha intenção de permanecer no setor "E" de SBRF, sobre a praia de Boa Viagem, mantendo a escuta daquele órgão de controle. A mensagem foi cotejada pelo APP-RF.

Às 08h50min32s (UTC), o PP-HLI voltou a fazer contato com o APP-RF, informando sobre a intenção de permanecer na vertical do centro da cidade do Recife. Cinco segundos após, o APP-RF informou que estava ciente da intenção do PP-HLI e solicitou que aquela aeronave permanecesse afastada do eixo de aproximação final de SBRF.

Às 08h50min43s (UTC), o PP-HLI cotejou a mensagem do APP-RF, acrescentando que iria permanecer na escuta daquele órgão de controle.

Às 09h10min55s (UTC), o APP-RF iniciou uma série de chamadas pelo PP-HLI, sem obter resposta.

Não houve registro de qualquer anormalidade técnica no funcionamento dos equipamentos de comunicação durante o voo.

Não houve registro de comunicações relacionadas a situações de emergência entre o PP-HLI e os órgãos de controle de tráfego aéreo.

#### **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 maior parte dos destroços permaneceu concentrada na região da Praia do Pina, onde foi encontrada a cabine principal. O cone de cauda estava seccionado e o conjunto do rotor de cauda foi encontrado separado do restante da estrutura da aeronave.



Figura 15 - Conjunto do rotor de cauda da aeronave.

A queda da aeronave foi observada por populares, que afirmaram ter avistado partes da estrutura se separando em voo.

Câmeras de segurança registraram a aeronave em uma trajetória praticamente vertical, com elevada razão de descida.

A Figura 16 mostra dois momentos da gravação em que foi possível observar partes do helicóptero se desprendendo em voo.



Figura 16 - Separação de partes do helicóptero em voo.  
(Fonte: CTTU).

A pá S/N 6128 foi encontrada com a raiz ainda conectada ao mastro do rotor principal. Essa pá apresentou danos substanciais em sua estrutura, sobretudo na região mais distante em relação ao mastro (Figura 17).

A pá S/N 6131 foi encontrada inteira, relativamente bem conservada e ainda conectada ao mastro do rotor principal. Essa pá apresentava ligeira curvatura para cima (empenamento) em sua estrutura (Figura 17).



Figura 17 - Pás do rotor principal da aeronave.

### 1.13. Informações médicas, ergonômicas e psicológicas.

#### 1.13.1. Aspectos médicos.

O piloto havia realizado sua última inspeção de saúde para renovação do CMA em 13JAN2018. De acordo com o CMA, o piloto encontrava-se apto para a atividade aérea.

Segundo relatos, o piloto havia repousado na noite anterior ao acidente e não apresentou queixas de fadiga ou estresse.

Não houve evidência de que ponderações de ordem fisiológica ou de incapacitação tenham afetado o desempenho do tripulante.

### 1.13.2. Informações ergonômicas.

Nada a relatar.

### 1.13.3. Aspectos Psicológicos.

O piloto possuía, aproximadamente, sete anos de carreira. Segundo os relatos obtidos, procurava manter-se operacionalmente atualizado e mostrava-se um profissional dedicado nas suas atividades. Mantinha um bom relacionamento interpessoal no ambiente de trabalho e apresentava atitudes cooperadoras com a equipe.

Segundo as informações passadas pelos colegas de trabalho, o piloto se caracterizava pelo alto grau de profissionalismo e elevado senso de responsabilidade.

Ele trabalhava para a empresa proprietária da aeronave desde novembro de 2012 e era considerado um profissional disciplinado e cumpridor das normas operacionais.

### 1.14. Informações acerca de fogo.

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

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

Os ocupantes do helicóptero foram resgatados do mar por populares.

O piloto e a passageira faleceram no local do acidente.

O terceiro ocupante foi socorrido, por meio do Serviço de Atendimento Móvel de Urgência, e encaminhado para o pronto socorro da cidade, vindo a falecer nove dias após a ocorrência.

### 1.16. Exames, testes e pesquisas.

Nos dias 15 e 16FEV2018, os destroços da aeronave foram analisados por investigadores do Sistema de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos (SIPAER), acompanhados de técnicos do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) e por representantes da RHC, fabricante da aeronave (Figura 18).



Figura 18 - Disposição dos destroços da aeronave.

#### EXAME DA ESTRUTURA DA AERONAVE

Os exames realizados na estrutura da fuselagem constataram que todas as fraturas encontradas apresentavam ângulo de aproximadamente 45°, bem como dobras e amassamentos nas tubulações de aço cobertas por folhas de alumínio rebitadas. Essas características eram condizentes com fraturas por sobrecarga, em consequência do impacto da aeronave contra o mar (Figura 19).

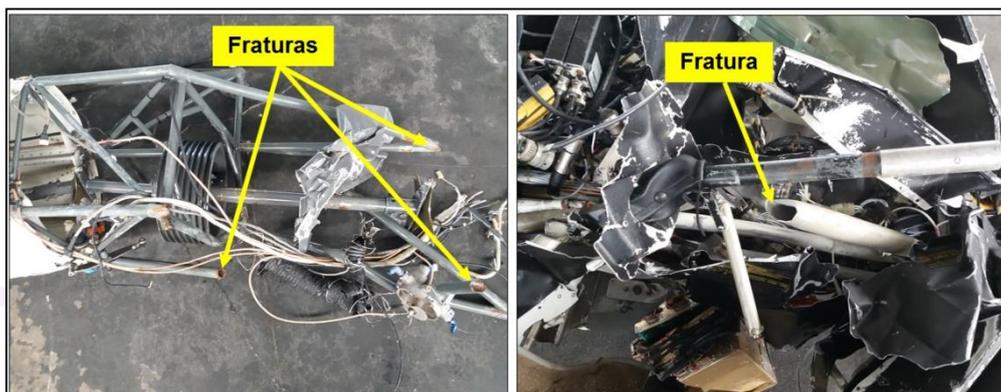


Figura 19 - Estrutura tubular com amassamentos e fraturas.

Os exames realizados nos comandos de voo constataram que não havia falha de continuidade nas tubulações e nos *bellcranks* que integravam os mecanismos de acionamento dos rotores principal e de cauda. As fraturas encontradas nos componentes do sistema de comandos de voo apresentavam características de sobrecarga, em consequência do impacto da aeronave contra o mar.

O cone de cauda do helicóptero possuía amassamentos indicativos de impactos das pás do rotor principal contra a sua estrutura. O aspecto do componente, bem como as características dos danos encontrados, era condizente com o choque das pás do rotor principal contra o cone de cauda (Figura 20).



Figura 20 - Amassamento do cone de cauda decorrente do impacto da pá do rotor principal.

Os danos encontrados nas duas pás do rotor de cauda apresentavam características condizentes com sobrecarga, devido ao impacto da aeronave contra o mar (Figura 21).

Intencionalmente em branco



Figura 21 - Danos nas pás do rotor de cauda destacados pelas setas vermelhas.

Os exames concluíram que não havia sinais de impacto por projétil de arma de fogo na estrutura da aeronave.

Os exames concluíram que não havia evidências de colisão com fauna na estrutura da aeronave.

#### EXAME DO COMBUSTÍVEL

Os exames realizados nas amostras de combustível coletadas do Caminhão Tanque Abastecedor (CTA), que abasteceu a aeronave antes do voo, concluíram que o combustível estava de acordo com as especificações estabelecidas pela Agência Nacional de Petróleo (ANP) e órgãos internacionais.

Não foi possível coletar amostras de combustível dos tanques da aeronave em virtude do vazamento causado pelos danos provocados pelo impacto.

#### EXAME DO MOTOR

O motor não apresentava amassamentos ou avarias severas decorrentes da colisão da aeronave contra o mar. Entretanto, havia quantidade significativa de areia e água salgada no interior do motor e de seus acessórios, além de oxidação e corrosão severas devido ao período em que o componente ficou submerso em água salina (Figura 22).

Intencionalmente em branco



Figura 22 - Vista geral do motor da aeronave.

Todas as bielas do motor foram movimentadas antes da desmontagem e não foram observados emperramentos nem sinais de falta de lubrificação.

Foi possível observar coloração de porcelana em algumas velas do motor, condizente com operação normal dos componentes.

Não foi possível realizar testes funcionais nos magnetos; condensador; platinados; rolamentos; e nos demais componentes dos sistemas de ignição e de alimentação de combustível, em virtude da grande quantidade de areia, corrosão e oxidação encontradas nesses componentes, devido ao contato com a água do mar.

As bronzinas dos mancais e das bielas; os pinos das bielas nos pistões; o eixo de manivelas; e o eixo comando de válvulas apresentaram movimento normal e resíduos de óleo lubrificante.

Os cilindros e os pistões não apresentavam sinais de detonação, operação com mistura pobre ou ausência de lubrificação.

Foi observada a presença de carbonização na guia das válvulas dos cilindros. No entanto, não havia riscos nas hastes das válvulas decorrentes do acúmulo de carbonização.

Foram realizadas medidas comparativas da carbonização e constatou-se que o volume encontrado não era suficiente para provocar o travamento das válvulas durante o funcionamento do motor.

As análises do motor concluíram que o componente apresentava desempenho operacional normal, no momento do acidente.

#### EXAMES DA MAIN GEAR BOX (MGB) E MASTRO DO ROTOR PRINCIPAL

A desmontagem da MGB exigiu ferramental específico, disponível apenas nas instalações do fabricante. Por esse motivo, os exames foram conduzidos na sede da RHC, em Torrance, CA, EUA. Todos os procedimentos e exames foram acompanhados por membros da Comissão de Investigação do SIPAER (Figura 23).

Intencionalmente em branco

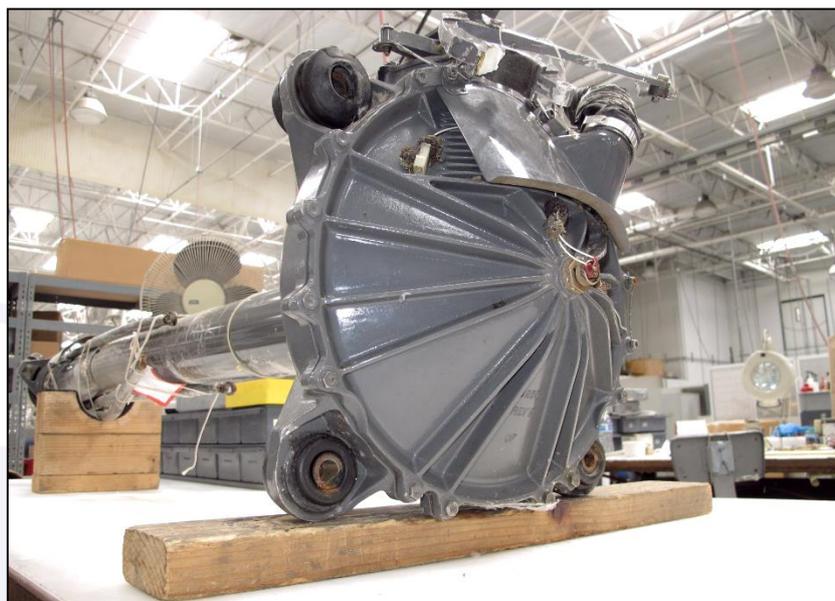


Figura 23 - Aspecto geral da MGB antes da desmontagem.

Antes da desmontagem, foi verificado que a MGB girava quando forçada manualmente, não havendo sinais de travamento do componente.

O mastro apresentava danos na estrutura externa do *mast tube* (Figura 24).



Figura 24 - Danos na carenagem externa do mastro.

Não foram detectadas rupturas na parte interna do mastro.

Havia quantidade significativa de óleo lubrificante no interior da MGB. A coloração do óleo era compatível com a operação normal do sistema, sem sinais de superaquecimento ou de ausência de lubrificação.

Não havia vestígios de partículas metálicas no detector de limalhas (*chip detector*) da MGB.

A bomba hidráulica da MGB apresentava bom estado de conservação interno e óleo em seu interior. Os rolamentos da bomba giravam livremente.

Os rolamentos internos da MGB apresentavam sinais de corrosão em razão da imersão em água salina.

Os rolamentos internos das caixas de redução estavam girando.

Não foram encontrados danos significativos nas engrenagens da MGB, embora tenha sido observada corrosão oriunda da imersão em água salina e da presença de areia no interior da MGB.

Os exames da MGB constataram que o componente apresentava sinais compatíveis com a operação normal. Não foram encontradas características relacionadas com superaquecimento, problemas de lubrificação, presença de limalha, falhas de funcionamento ou travamento do sistema, durante os exames realizados na MGB.

#### EXAME DO GOVERNOR CONTROLLER (GOVERNADOR DE RPM DO ROTOR PRINCIPAL)

O Governador de RPM foi testado em bancada, obedecendo os critérios de funcionalidade em vigor pela fabricante (RHC).

Todos os procedimentos e exames foram acompanhados por membros da Comissão de Investigação do SIPAER.

O teste realizado no governador da aeronave acidentada foi o mesmo que era realizado por ocasião das revisões gerais deste tipo de componente.

O equipamento foi testado em dezenove parâmetros, tendo sido aprovado em dezesseis e apresentado desvio em três.

As discrepâncias encontradas não eram relevantes, no que tange ao desempenho do motor no controle da RPM do Rotor Principal da aeronave.

Os testes concluíram que o *Governor Controller* se apresentava funcional no momento do acidente.

#### EXAME DAS PÁS DO ROTOR PRINCIPAL

As pás do rotor principal eram do P/N C016-5 e possuíam S/N 6128 e S/N 6131. Para efeitos de controle de manutenção, as pás eram identificadas por um código de cores. A cor vermelha foi atribuída à pá S/N 6128 e a cor azul foi atribuída à pá S/N 6131 (Figura 25).



Figura 25 - Aspecto geral das pás do rotor principal.

A pá vermelha (S/N 6128) foi encontrada com danos substanciais, desde a seção intermediária até a região da ponta. Algumas partes da seção intermediária não foram recuperadas. A ponta dessa pá foi encontrada seccionada e separada do restante da estrutura. Fragmentos da pá vermelha foram encaminhados para exame laboratorial nas instalações do NTSB, em Washington, DC, EUA (Figura 26).

A pá azul (S/N 6131) foi encontrada com alguns amassamentos e empenamentos ao longo de sua estrutura. A ponta desta pá foi seccionada manualmente pela Comissão de Investigação e enviada para exame laboratorial nas instalações do NTSB, em Washington, DC, EUA (Figura 26).

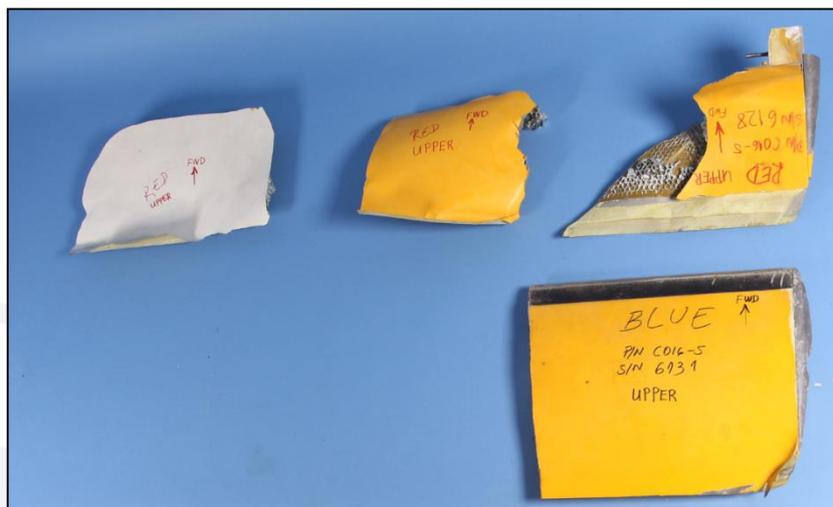


Figura 26 - Fragmentos das pás do rotor principal enviados para exames laboratoriais.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

As pás foram analisadas em três diferentes níveis: exames visuais, exames estereoscópicos e exames por Espectrografia de Energia Dispersiva (EDS) em Microscópio Eletrônico por Varredura (MEV). Além disso, algumas análises de composição química foram realizadas em amostras coletadas de ambas as pás.

Todos os procedimentos e exames foram acompanhados por membros da Comissão de Investigação do SIPAER.

- Exames da pá vermelha (S/N 6128)



Figura 27 - Fragmento da pá vermelha (S/N 6128) enviado para exames laboratoriais.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

Os exames visuais constataram que a *upper skin* estava descolada do núcleo da pá em sua porção dianteira, incluindo a região da *skin-to-spar bond line*. A extremidade frontal da *upper skin* estava dobrada para trás e, aproximadamente, 50% da superfície superior do *tip cap* estava exposta. A extremidade traseira da *upper skin* permaneceu colada na região do bordo de fuga da pá (Figura 28).

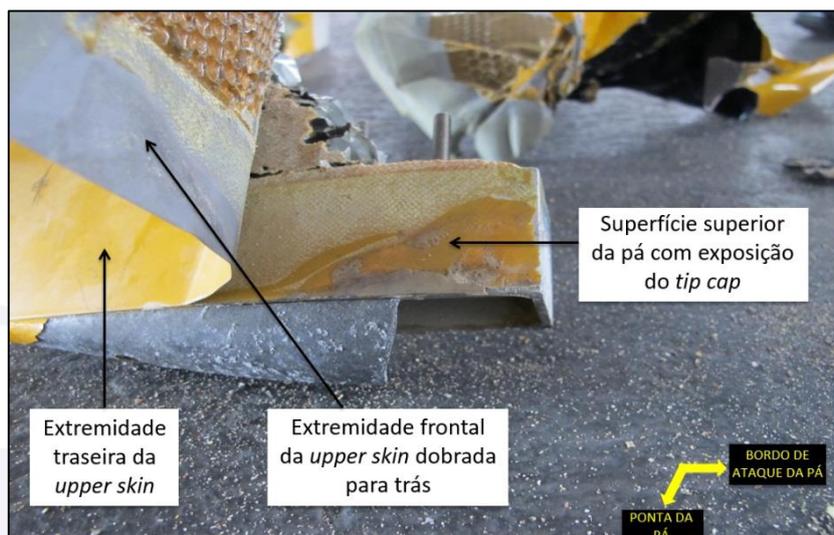


Figura 28 - Superfície superior da pá vermelha (S/N 6128). Destaque para o descolamento da porção frontal da *upper skin* e para a parte exposta do *tip cap*. (Fonte: adaptado de NTSB).

A extremidade frontal da *lower skin* não estava junto à estrutura da pá e 90% da superfície inferior do *tip cap* estava exposta. A porção da extremidade traseira remanescente da *lower skin* estava colada ao *tip cap* (Figura 29).

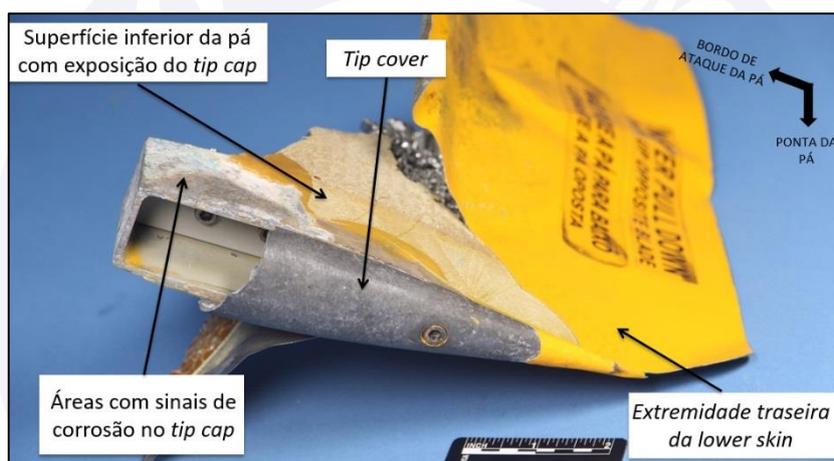


Figura 29 - Superfície inferior da pá vermelha (S/N 6128). Destaque para a ausência da porção frontal da *lower skin* e para a parte exposta do *tip cap*. (Fonte: adaptado de NTSB).

O *spar* (longarina de aço inoxidável instalada no bordo de ataque) não foi encontrado junto à ponta da pá.

A porção traseira do *tip cover* estava conectada ao *tip cap* por meio do parafuso de fixação traseiro, mas a porção frontal do *tip cover* estava fraturada e não foi encontrada junto aos destroços da aeronave (Figura 29).

Tanto na superfície superior como na superfície inferior do *tip cap* havia sinais de corrosão e depósito de substâncias de diferentes colorações. Fragmentos dessas substâncias foram submetidos a exames em EDS, comentados adiante neste relatório.

Observou-se, também, a presença de material de coloração e características diferentes do material adesivo original, que era utilizado durante a fabricação da pá. O material estranho (*filler material*) estava concentrado na região mais externa do *tip cap*, na superfície superior da pá (Figura 30).

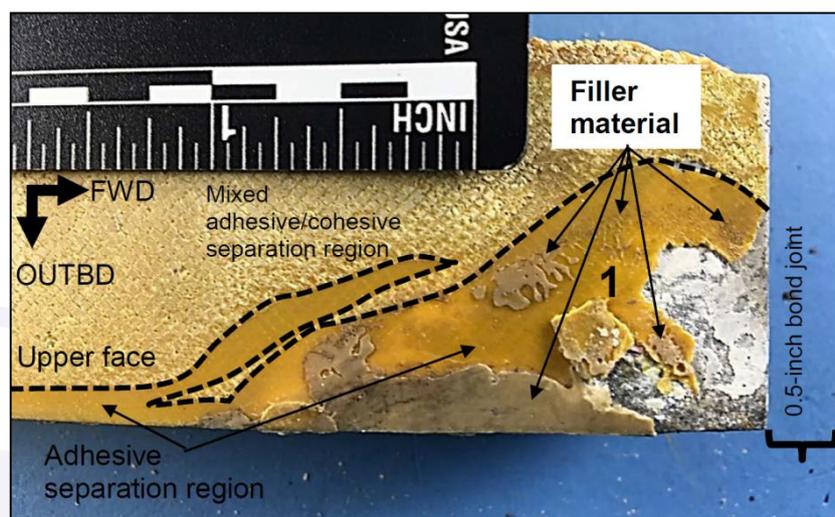


Figura 30 - Superfície superior do *tip cap* da pá vermelha (S/N 6128). Destaque para a presença de material estranho (*filler material*) na área “1”.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

O material estranho foi encontrado a partir de regiões mais externas do *tip cap* com propagação em direção às regiões mais internas da pá, características essas condizentes com um material que foi inserido ou injetado de fora para dentro.

O exame visual da pá revelou áreas de fratura na camada de polímero utilizada para colagem das *skins*. Essas fraturas apresentaram sinais de separação do tipo adesiva (*adhesive separation*), do tipo coesiva (*cohesive separation*) e do tipo mista adesiva/coesiva (*mixed adhesive/cohesive separation*) (Figura 31).

A separação coesiva ocorre quando uma fratura se propaga dentro do material adesivo, enquanto a separação adesiva ocorre quando uma fratura se propaga na interface entre o material adesivo e o metal.

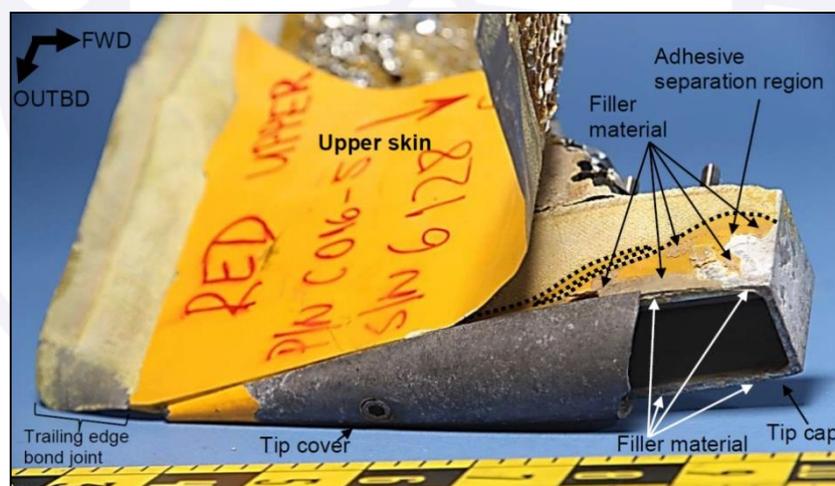


Figura 31 - Aspecto da ponta da pá vermelha (S/N 6128). (Fonte: NTSB).

Durante os exames em laboratório, a *upper skin* foi removida com o auxílio de um alicate. Com a remoção da *skin*, as juntas adesivas que estavam por baixo da *upper skin* ficaram expostas e puderam ser examinadas. Foram encontradas duas áreas principais com presença de separação do tipo adesiva (*adhesive separation*). Essas áreas se estendiam desde o bordo de ataque até o bordo de fuga da pá.

As áreas foram demarcadas por uma linha tracejada e rotuladas com os numerais “1” e “2”. As áreas “1” e “2” se estendem para dentro, a partir da região mais externa da pá (ponta) em direção à região mais interna (raiz) (Figura 32).

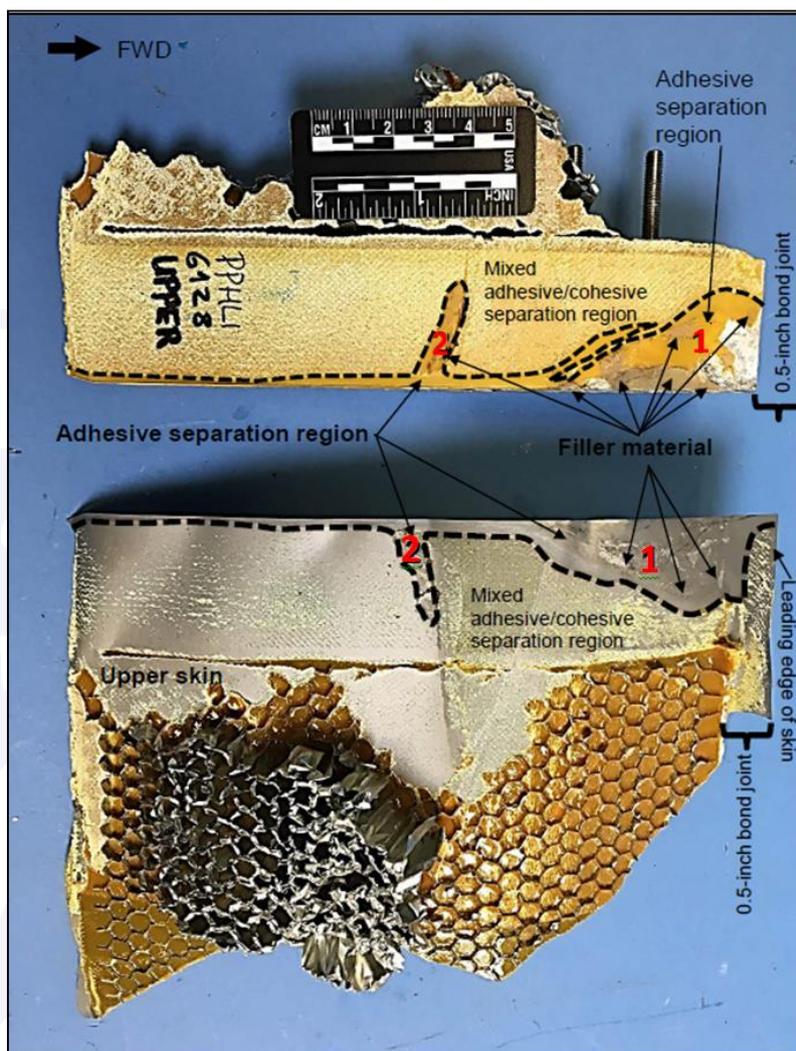


Figura 32 - Superfície superior da vermelha (S/N 6128), após a remoção da *upper skin*. Destaque para as áreas “1” e “2” onde foram encontradas separação do tipo adesiva (*adhesive separation*).  
(Fonte: adaptado de NTSB).

A área maior, rotulada pelo numeral “1”, estava localizada na extremidade frontal do *tip cap*, mais próxima ao bordo de ataque da pá.

A área menor, rotulada pelo numeral “2”, estava localizada na porção central do *tip cap*, entre o bordo de ataque e o bordo de fuga da pá.

As áreas “1” e “2” foram medidas tendo por referência duas linhas imaginárias: uma de profundidade (*length*) e outra de comprimento de corda (*chord*).

A área “1” media, aproximadamente, 5,6cm (2,2in) x 2,5cm (1in). A área “2” media, aproximadamente, 0,8cm (0,3in) x 2,5cm (1in).

Na parte mais externa da pá, observou-se uma área estreita em formato longitudinal, com presença de separação do tipo adesiva, que se alongava até o bordo de fuga. Essa área incluía a região onde era realizada a colagem da *skin* ao *spar*, chamada *skin-to-spar bond line*. A referida área está destacada por uma elipse vermelha na Figura 33.

Intencionalmente em branco



Figura 33 - *Upper skin* pá vermelha (S/N 6128), após remoção em laboratório. Destaque para a área estreita com formato longitudinal na região mais externa, incluindo a *skin-to-spar bond line*. (Fonte: adaptado de NTSB).

As áreas com presença de fratura e separação da camada de polímero utilizada como material adesivo foram examinadas com um microscópio binocular de bancada, a fim de determinar a direção de propagação das fraturas.

As fraturas cruzaram vazios (*voids*) microscópicos presentes no material adesivo. A direção da fratura foi determinada a partir da localização de lacerações (*tear portions*) observadas nesses vazios. A direção geral dessas lacerações indicou a direção de propagação das fraturas, ilustrada por uma seta vermelha na Figura 34.

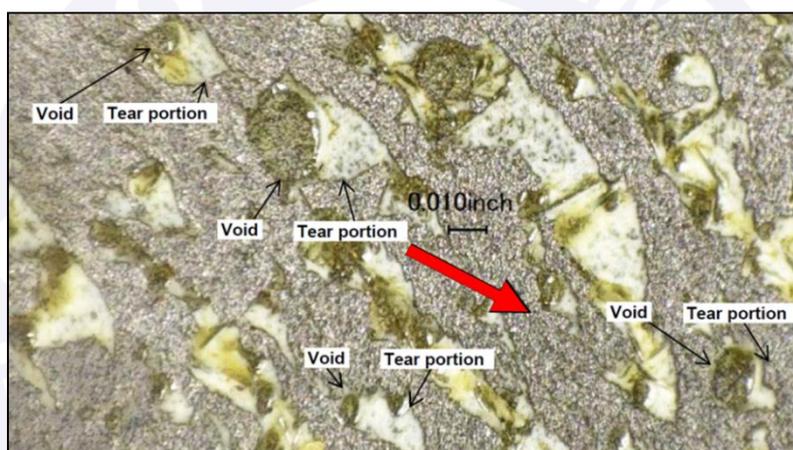


Figura 34 - Fraturas do material adesivo na *upper skin* da pá vermelha (S/N 6128) com indicação da direção geral da propagação da fratura. (Fonte: adaptado de NTSB).

A partir dos exames em microscópio binocular de bancada, foi possível estabelecer a direção de propagação das fraturas adesivas encontradas na pá (Figura 35).



Figura 35 - Direção de propagação das fraturas do material adesivo na *upper skin* pá vermelha (S/N 6128) (Fonte: adaptado de NTSB).

As fraturas adesivas encontradas na região mais externa do bordo de ataque (canto superior direito da Figura 35) possuíam propagação para frente, afastando-se da área de referência indicada pelo numeral “1”.

Na região próxima da porção traseira da área “1”, a direção geral de propagação das fraturas adesivas era para trás, em direção ao bordo de fuga da *upper skin*.

Na região ligeiramente à frente da área “2”, a direção geral de propagação das fraturas adesivas também era para trás, em direção ao bordo de fuga da *upper skin*.

A superfície inferior da pá vermelha apresentou características similares às encontradas na superfície superior.

Foram constatadas regiões com separação do tipo adesiva (*adhesive separation*) e regiões com separação do tipo mista adesiva/coesiva (*mixed adhesive/cohesive separation*), que se estendiam desde a região mais externa da pá (ponta) em direção à região mais interna (raiz).

As áreas demarcadas por uma linha tracejada indicam a região onde a separação do tipo adesiva foi constatada (Figura 36).

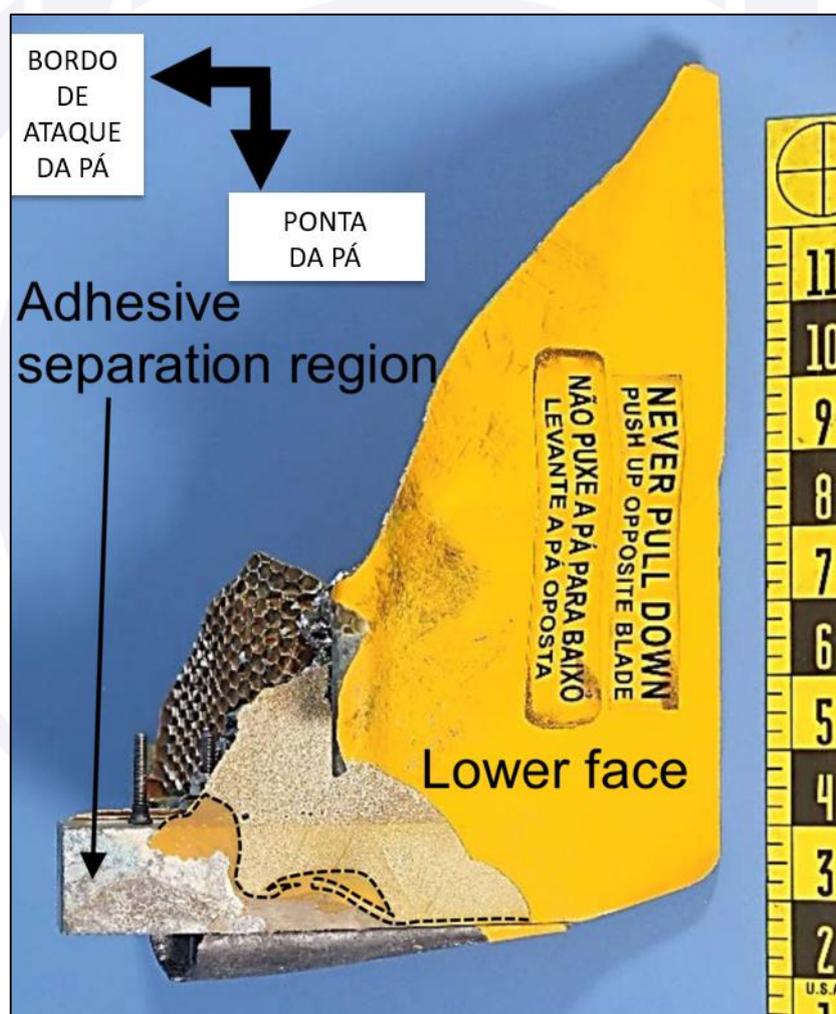


Figura 36 - Aspecto geral da superfície inferior da pá vermelha (S/N 6128).  
(Fonte: adaptado de NTSB).

A maior região com presença de separação do tipo adesiva foi constatada na porção dianteira da superfície inferior. Nesta região também foi detectada a presença de material de coloração e características diferentes do material adesivo original utilizado na fabricação da pá.

O material estranho foi encontrado a partir das regiões mais externas do *tip cap* com propagação em direção às regiões mais internas da pá, características essas condizentes com um material que foi inserido ou injetado de fora para dentro (Figura 37).

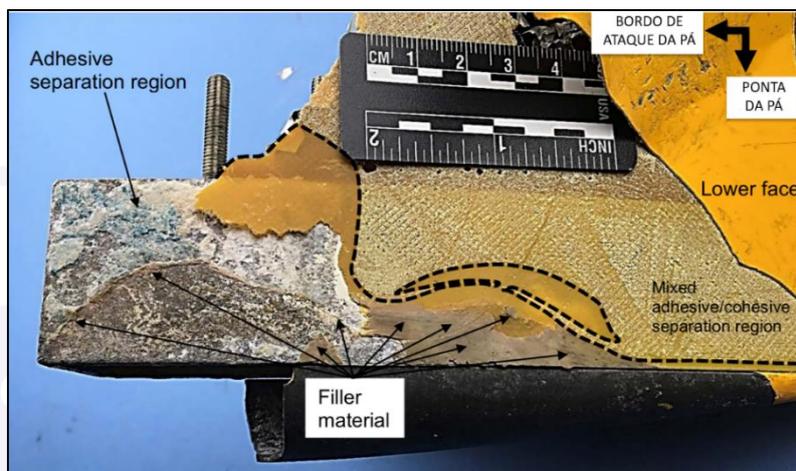


Figura 37 - Superfície inferior da pá vermelha (S/N 6128). Destaque para a demarcação das regiões com separação do tipo adesiva e presença de material estranho (*filler material*).

(Fonte: adaptado de NTSB).

O tamanho da região com presença de material estranho e separação do tipo adesiva na superfície inferior da pá era maior, se comparado ao tamanho da área "1" demarcada na superfície superior.

A *lower skin* também foi removida com o auxílio de um alicate. Com a remoção da *skin*, as juntas adesivas que estavam por baixo da *lower skin* ficaram expostas e puderam ser examinadas (Figura 38).

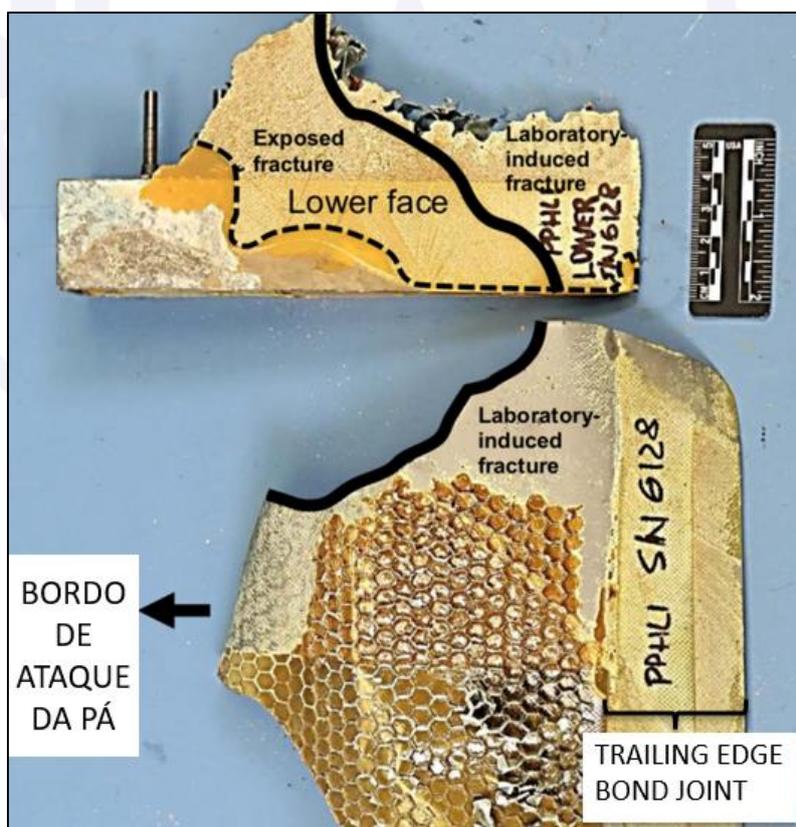


Figura 38 - *Lower skin* pá vermelha (S/N 6128), após remoção realizada em laboratório.

(Fonte: adaptado de NTSB).

- Exames da pá azul (S/N 6131)

A pá azul (S/N 6131) foi encontrada com alguns amassamentos e empenamento ao longo de sua estrutura (Figura 39).

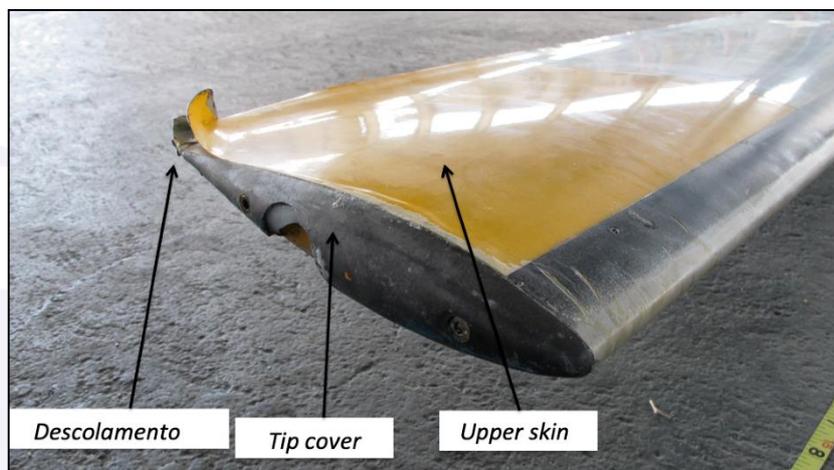


Figura 39 - Aspecto geral da pá azul (S/N 6131).

Em laboratório, a pá foi inspecionada de acordo com o estabelecido na AD 2014-23-16 e no SB-72A, incluindo a realização de um *tap test*.

Durante a inspeção visual, após a retirada do *tip cover*, foi possível observar corrosão, descolamento (*peeling off*) e presença de material estranho (*filler material*) na região mais externa do *tip cap* (Figura 40).

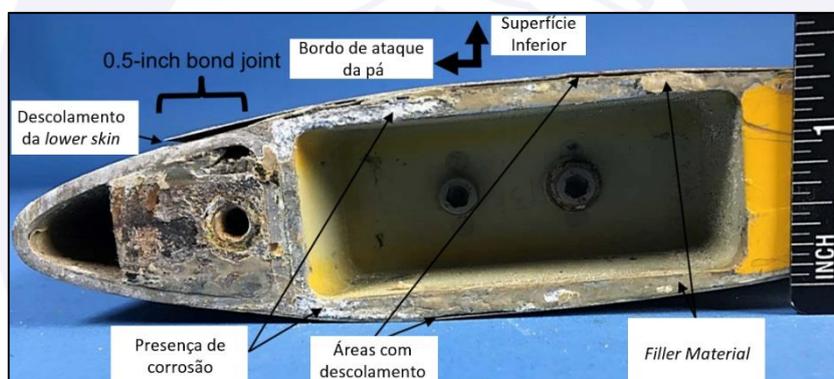


Figura 40 - Região mais externa do *tip cap* da pá azul (S/N 6131), após a remoção do *tip cover*.

(Fonte: adaptado de NTSB).

O *tap test* realizado na superfície superior constatou áreas onde havia sinais de descolamento da *upper skin*. As áreas identificadas com sinais de descolamento foram demarcadas com uma linha vermelha (Figura 41).

Intencionalmente em branco

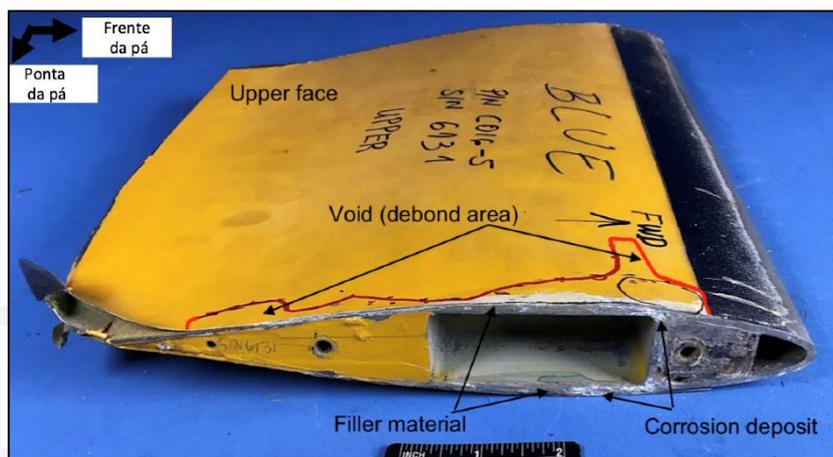


Figura 41 - Superfície superior da pá azul (S/N 6131) após a realização do *tap test*. A área identificada com descolamento (*void debond area*) foi demarcada pela linha vermelha.

(Fonte: adaptado de NTSB).

A exemplo do que foi realizado na pá vermelha, a *upper skin* da pá azul foi removida com o auxílio de um alicate. Após a remoção da *skin*, as juntas adesivas que estavam por baixo da *upper skin* ficaram expostas e puderam ser examinadas.

O polímero utilizado para colagem da pá apresentou áreas com separação do tipo adesiva (*adhesive separation*) mais concentradas na região externa da porção frontal da pá.

As áreas onde havia separação do tipo adesiva correspondiam às áreas identificadas com sinais de descolamento durante o *tap test* (Figura 42).

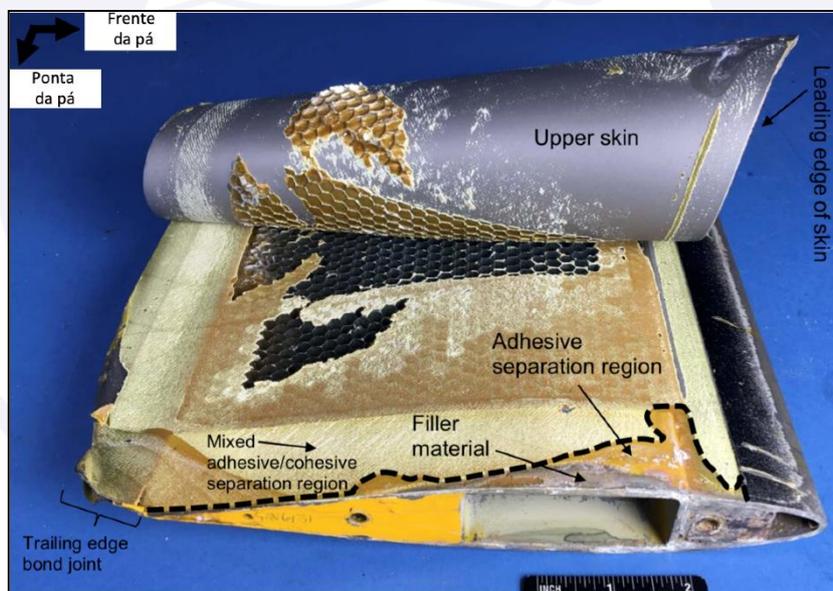


Figura 42 - Superfície superior da pá azul (S/N 6131) após a remoção da *upper skin*.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

Comparando-se as fotos da Figura 43, é possível perceber a semelhança entre a área com sinais de descolamento, identificada por meio do *tap test*, e a área onde foram constatadas as separações do tipo adesiva, após a remoção da *upper skin* da pá azul (S/N 6131).



Figura 43 - Superfície superior da pá azul (S/N 6131) em dois momentos: À esquerda, após a realização do *tap test*; e à direita, após a remoção da *upper skin*. (Fonte: adaptado de NTSB).

A área em que havia presença de separação do tipo adesiva continha, também, material de coloração e características diferentes do material adesivo original. O material estranho (*filler material*) estava concentrado na região mais externa da porção central do *tip cap*.

Da mesma forma, a superfície inferior também foi submetida a um *tap test*. O teste constatou áreas onde havia sinais de descolamento da *lower skin*.

As áreas identificadas com sinais de descolamento durante o *tap test* foram demarcadas com uma linha vermelha, conforme ilustra a Figura 44.

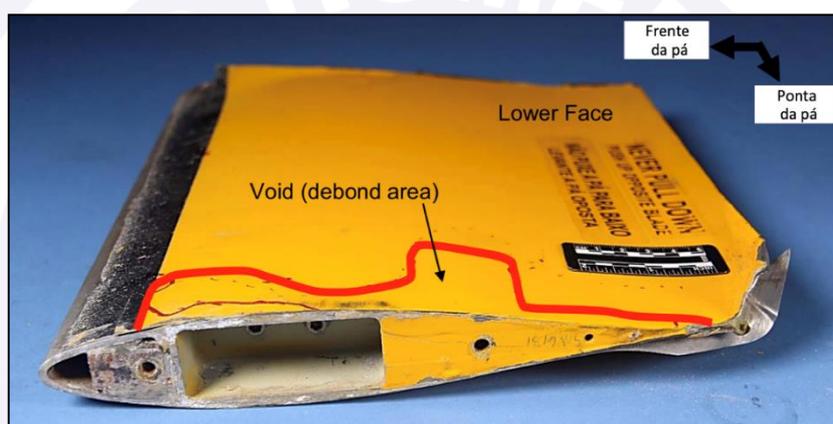


Figura 44 - Superfície inferior da pá azul (S/N 6131) após a realização do *tap test*. A área identificada com descolamento (*void debond area*) foi demarcada pela linha vermelha. (Fonte: adaptado de NTSB).

Do mesmo modo que foi realizado na superfície superior, a *lower skin* também foi removida.

Foram constatadas áreas com separação do tipo adesiva (*adhesive separation*), que correspondiam às regiões identificadas com sinais de descolamento no *tap test*.

A área em que havia presença de separação do tipo adesiva também continha material estranho (*filler material*) (Figura 45).

Intencionalmente em branco

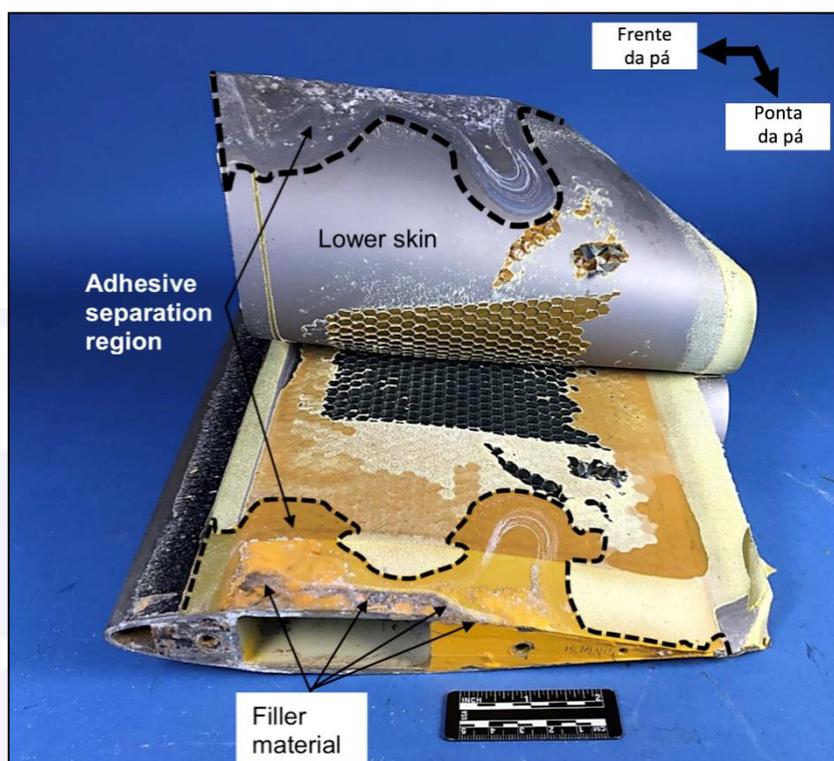


Figura 45 - Superfície inferior da pá azul (S/N 6131) após a remoção da *lower skin*.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

Comparando-se as fotos da Figura 46, é possível perceber a semelhança entre a área com sinais de descolamento, identificada por meio do *tap test*, e a área onde foram constatadas as fraturas adesivas, após a remoção da *lower skin* da pá azul (S/N 6131).



Figura 46 - Superfície inferior da pá azul (S/N 6131) em dois momentos: À esquerda, após a realização do *tap test*; e à direita, após a remoção da *lower skin*.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

#### - Exames das corrosões encontradas em ambas as pás

Tanto na pá vermelha como na pá azul foram encontrados sinais de corrosão.

Amostras de corrosão foram coletadas de alguns pontos das pás e examinadas em MEV, por meio de EDS.

Na pá vermelha (S/N 6128), havia pontos com presença de corrosão de diferentes colorações. Com o intuito de identificar se as corrosões presentes nesses pontos possuíam características similares ou distintas, foram coletadas amostras de dois diferentes locais da pá, um com coloração azulada (ponto 1) e outro com coloração esbranquiçada (ponto 2) (Figura 47).

Intencionalmente em branco

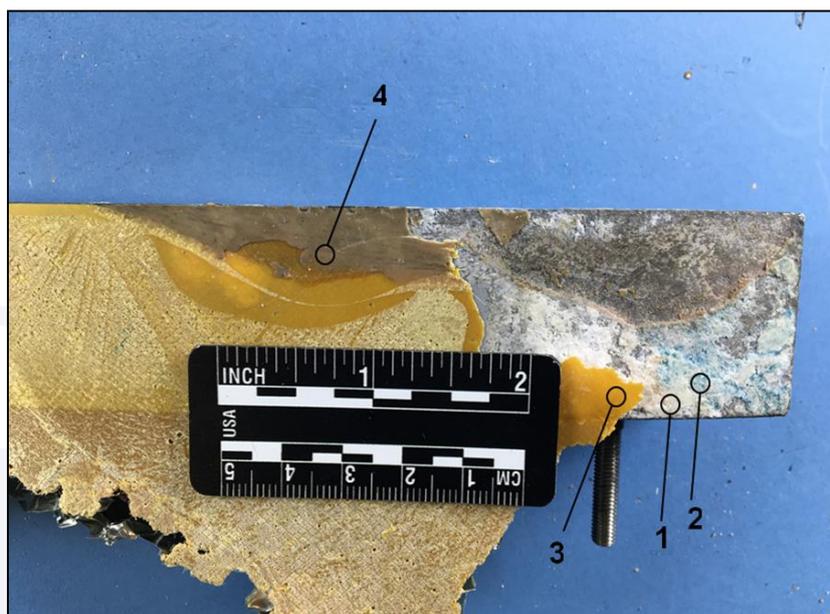


Figura 47 - Ponto 1 (coloração esbranquiçada) e ponto 2 (coloração azulada) de onde foram realizadas as coletas de amostras de corrosão na pá vermelha (S/N 6128). (Fonte: adaptado de NTSB).

Embora os pontos de coleta apresentassem diferentes colorações, os exames constataram que a composição do material coletado era similar, denotando que a corrosão existente nos pontos “1” e “2” era do mesmo tipo (Figuras 48 e 49).

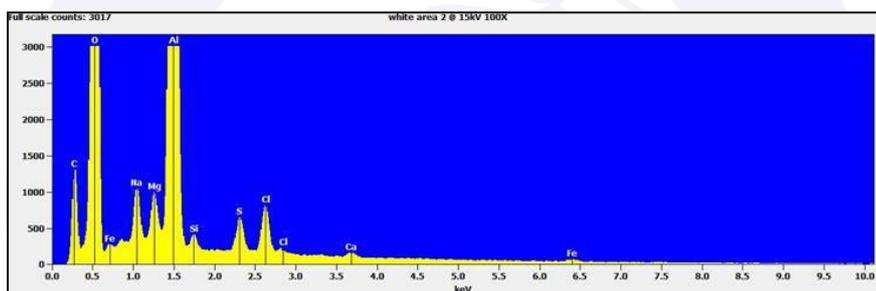


Figura 48 - Composição química da amostra coletada no ponto 1.

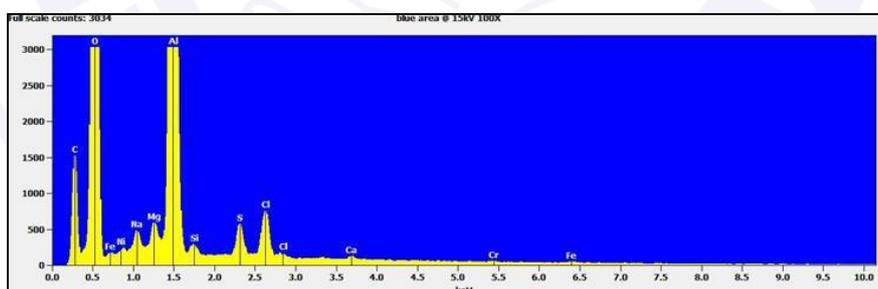


Figura 49 - Composição química da amostra coletada no ponto 2.

Os exames realizados por EDS identificaram o oxigênio (O) e o alumínio (Al) como principais elementos presentes nas amostras. A presença desses componentes indicou que havia corrosão do metal base (alumínio) da pá. Os resultados foram compatíveis com presença de Óxido de Alumínio, proveniente da corrosão encontrada no *tip cap*.

Os outros elementos encontrados em menor escala foram identificados como: carbono (C), ferro (Fe), sódio (Na), magnésio (Mg), silício (Si), enxofre (S), cloro (Cl) e cálcio (Ca).

Na pá azul, foram constatadas regiões com abaulamento por baixo da camada de polímero original utilizado pelo fabricante para colagem da pá. Foi realizado um corte na camada de polímero para acessar o material esbranquiçado, que estava por baixo de uma das regiões abauladas. Também foi constatada uma camada fina de material esbranquiçado por cima do polímero original (Figura 50).

Foram coletadas amostras de ambos os materiais para exame em MEV, por meio de EDS.

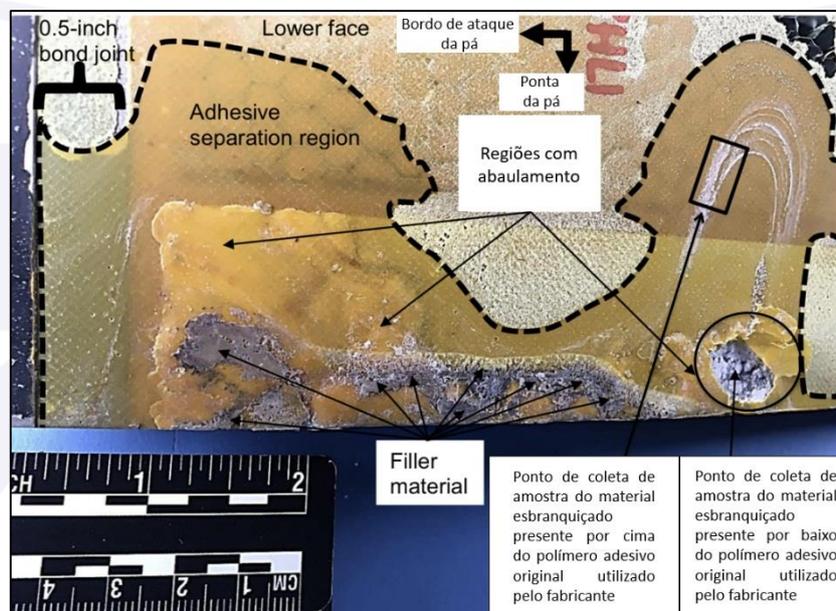


Figura 50 - Pontos onde foi realizada a coleta de amostras de material esbranquiçado na pá azul (S/N 6131).  
(Fonte: adaptado de NTSB).

A análise por EDS do material coletado por cima da camada de polímero (em destaque no retângulo preto da Figura 50) identificou picos de maior intensidade de sódio (Na) e cloro (Cl) e picos de menor intensidade de cálcio (Ca), potássio (K), enxofre (S), silício (Si), alumínio (Al), magnésio (Mg), oxigênio (O) e carbono (C). As substâncias encontradas em maior escala (sódio e cloro) são comuns em ambientes de água salina.

A análise por EDS do material coletado por baixo da camada de polímero (em destaque no círculo preto da Figura 50) identificou picos de maior intensidade de alumínio (Al) e oxigênio (O). A presença desses componentes indicou que havia corrosão do metal base (alumínio) da pá. Os resultados foram compatíveis com presença de Óxido de Alumínio, proveniente da corrosão encontrada no *tip cap*.

- Exames do material estranho (*filler material*)

Amostras da camada de polímero de coloração amarelada (*adhesive smooth side*) e amostras do material estranho (*filler smooth side*) foram coletadas e examinadas.

As amostras, identificadas na Figura 51 pelos círculos C1 e C2, foram coletadas da superfície inferior do *tip cap* da pá vermelha (S/N 6128).

Intencionalmente em branco

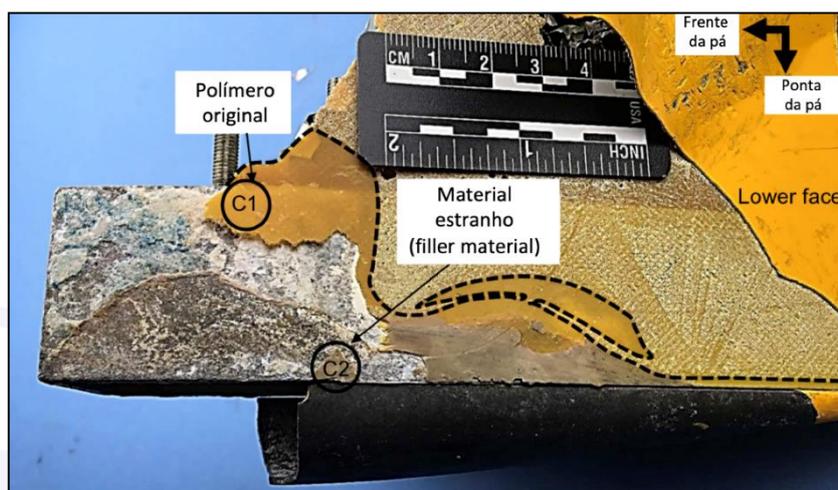


Figura 51 - Superfície inferior da pá vermelha com indicação dos locais de onde foram coletadas as amostras do polímero de coloração amarelada (C1) e do material estranho encontrado durante a investigação (C2).  
(Fonte: adaptado de NTSB).

O exame das amostras foi realizado utilizando-se um espectrômetro infravermelho de transformada de *Fourier* com um acessório de reflexão total atenuada com diamante (FTIR-ATR), em consonância com a norma *American Society for Testing Materials* (ASTM) E1252-98.

O espectro do exame realizado no material original (C1 - *adhesive smooth side*) identificou picos de absorção de radiação consistentes com um derivado de resina epóxi, que eram compatíveis com o material original informado pela fabricante (RHC).

O espectro do exame realizado no material estranho (C2 - *filler smooth side*) possuía semelhanças com o espectro do material original, indicando que o material estranho também era um derivado de resina epóxi. Entretanto, os picos de absorção de radiação observados no exame da amostra C2 não tinham a mesma altura e definição dos encontrados no espectro do material original (Figura 52).

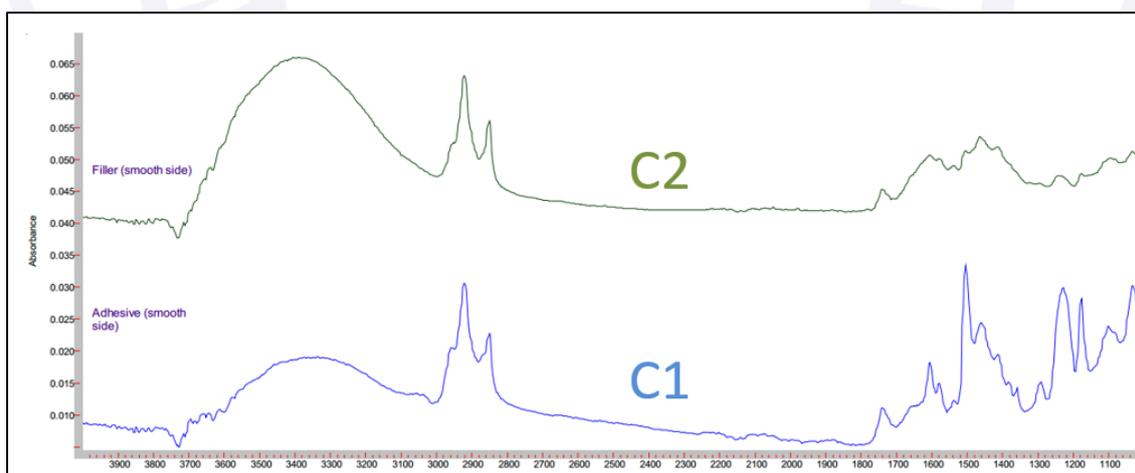


Figura 52 - Espectro FTIR das amostras coletadas em C1 e C2.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

Essa diferença entre os picos de absorção de radiação pode ter ocorrido por várias razões, entre elas: contaminação, cura incompleta, e principalmente, presença de água.

## PESQUISAS AERODINÂMICAS

Com o intuito de determinar quais seriam os efeitos aerodinâmicos associados ao descolamento da *skin* das pás do rotor principal em voo, foi realizado um estudo pelo Instituto de Pesquisas e Ensaios em Voo (IPEV).

A pesquisa teve por escopo avaliar as consequências aerodinâmicas em dois cenários:

- descolamento da *upper skin* na região do bordo de ataque de uma das pás; e
- descolamento da *upper skin* na região do bordo de fuga de uma das pás.

As pesquisas foram baseadas na teoria clássica de aerodinâmica e dinâmica dos rotores. Não foram realizados exames experimentais nem computacionais.

As imagens de vídeo disponíveis possuíam baixa qualidade e registraram apenas a fase final da sequência de eventos que culminou no acidente, momento em que a aeronave já estava fora de controle. Por esses motivos, as imagens não foram consideradas nessa pesquisa.

O rotor principal do R44, com potência, girava com uma rotação nominal de 408 RPM.

As pás eram retangulares, de perfil simétrico, com torção geométrica constante, tipo *washout*, de seis graus negativos ( $-6^\circ$ ) ao longo da envergadura.

Tipicamente, a distribuição de sustentação ao longo da envergadura da pá de um helicóptero pode ser representada conforme a linha tracejada em vermelho da Figura 53.

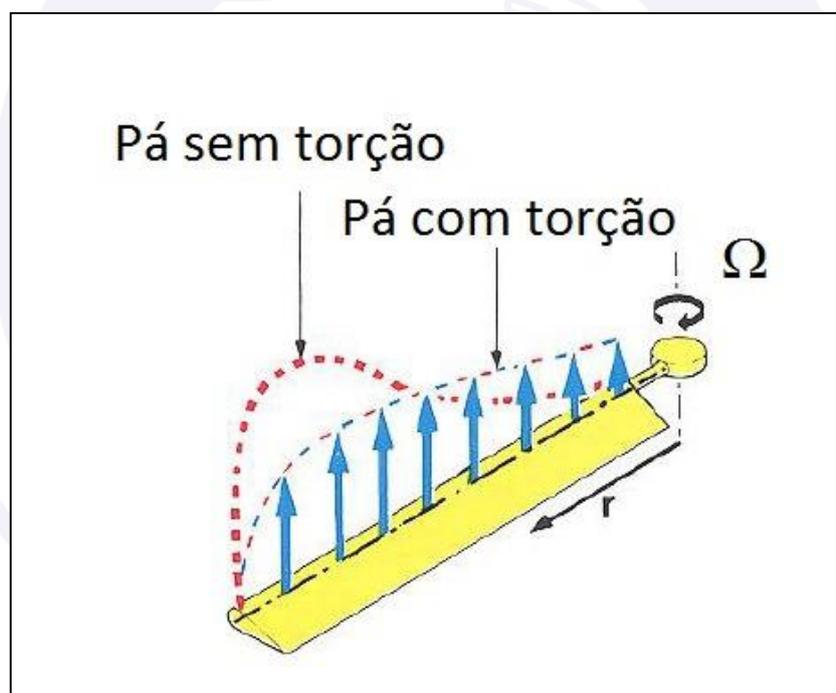


Figura 53 - Distribuição de sustentação ao longo da envergadura da pá.  
(Fonte: IPEV).

Em pás com torção geométrica, como as pás do R44, essa torção tende a reduzir a carga aerodinâmica na região da ponta, quando comparadas com uma pá sem torção.

Segundo os estudos do IPEV:

“Os valores das forças de sustentação distribuídas serão função da posição da pá em uma revolução do rotor, quando o helicóptero se desloca em relação à massa de ar, mas haverá sempre a tendência de valores mais elevados próximos à extremidade da pá. Desse modo, regiões próximas à ponta da pá têm importância no equilíbrio aerodinâmico do sistema do rotor.”

O cenário de descolamento da *upper skin* no bordo de ataque (cenário “a”) está representado na Figura 54.

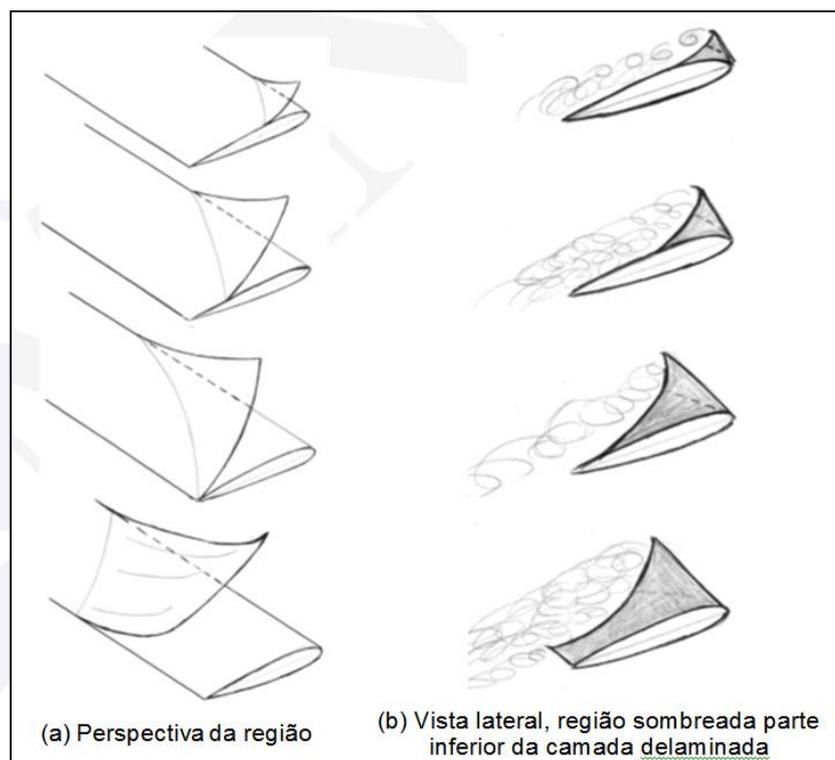


Figura 54 - Influência do descolamento da *upper skin* no fluxo de ar de uma pá em voo. (Fonte: IPEV).

O desenho representativo ilustra a evolução de um descolamento (delaminação) iniciado no bordo de ataque da ponta da pá.

A coluna da esquerda da Figura 54 ilustra as etapas correspondentes à evolução do descolamento da *upper skin* em uma pá durante o voo. A coluna da direita demonstra o comportamento do fluxo de ar (esteira) ao passar pela área com descolamento. A região sombreada refere-se a superfície abaixo da região onde está ocorrendo o descolamento da *upper skin*.

Faz-se importante ressaltar que um descolamento da *upper skin* no bordo de ataque tenderia a ser agravado pelo escoamento de ar na região, uma vez que o fluxo de ar gerado pela revolução da pá favoreceria o descolamento de seu revestimento.

Observa-se na Figura 54, que mesmo quando a área da *upper skin* com descolamento é pequena, a alteração causada no fluxo de ar é considerável. Inicialmente, a perturbação no fluxo de ar restringe-se a uma pequena região na ponta da pá. Na medida em que a área da *upper skin* com descolamento aumenta, cresce também a região de perturbação do fluxo de ar ao longo da pá.

Essas alterações na superfície superior e no fluxo de ar influenciam nas características aerodinâmicas e, conseqüentemente, elevam o arrasto e o momento de arfagem da pá.

De acordo com a pesquisa do IPEV:

“...caso o descolamento do revestimento de uma das pás ocorra na parte superior do bordo de ataque da ponta da pá, pode ocasionar a indução do estol dos perfis localizados próximo à ponta da pá, região essa que, classicamente, é responsável por maior carga de sustentação da pá.”

Sobre o cenário de descolamento da *upper skin* no bordo de fuga (cenário “b”) as pesquisas do IPEV apontaram que:

“...a delaminação iniciando no bordo de fuga apresenta menor probabilidade de ser agravada devido aos efeitos aerodinâmicos, pelo fato do escoamento não favorecer o descolamento da superfície durante a revolução do rotor principal. Porém, caso ocorresse tal evento não haveria estol, mas sim arrasto elevado e momento de arfagem.”

Segundo o IPEV, em ambos os cenários, o descolamento da *upper skin* representaria uma diminuição na capacidade da pá de gerar sustentação, se comparada a uma pá sem descolamento da *skin*:

“Em ambos os casos considerados, com a delaminação e descolamentos aerodinâmicos ao longo da pá, tanto a sustentação diminui como a envergadura efetiva e, portanto, diminui o valor de  $CL\alpha$  em relação à pá “normal” (sem delaminação e/ou descolamento aerodinâmico). Ou seja, comparado a uma pá “normal”, para uma mesma variação de ângulo de ataque haveria um incremento menor de sustentação para a pá com descolamento de revestimento.”

A diminuição na capacidade de gerar sustentação tem influência no comportamento aerodinâmico da pá em batimento.

“A resposta dinâmica da pá a essa alteração de sustentação aerodinâmica será em termos de batimento, isto é, em termos de movimento vertical da pá (movimento em que a pá sobe e/ou desce durante uma revolução do rotor principal).

O batimento é um movimento da pá dos rotores de um helicóptero que ocorre, naturalmente, em qualquer condição de voo mesmo que o piloto mantenha os comandos fixos, e é gerado pelo momento fletor aerodinâmico existente ao longo da pá. [...]

[...] as maiores amplitudes desse movimento vertical ocorrem na ponta da pá, sendo acentuados pelos modos elásticos da pá (devido à flexibilidade das pás).”

Quando um helicóptero está desenvolvendo voo com velocidade à frente, a pá que avança tende a gerar maiores valores de sustentação do que a pá que recua. Essa dissimetria de sustentação pode gerar dificuldades de controle da aeronave.

Nesse contexto, o movimento de batimento das pás possui importância relevante. Por meio da liberdade de oscilação vertical, a dissimetria de sustentação entre a pá que avança e a pá que recua é atenuada.

Os rotores semirrígidos do tipo gangorra, como o do R44, possuem características específicas relacionadas ao movimento de batimento das pás, conforme explica o IPEV:

“No caso específico de um rotor tipo “gangorra” como da aeronave R44, com articulação de batimento centrada no mastro, o sistema resultante é ressonante, isto é, a frequência natural do movimento de batimento ( $\Omega_n$ ) é a própria frequência de rotação do rotor ( $\Omega$ ). Com isso, o rotor principal naturalmente opera em condições de maiores amplitudes de movimento de batimento, atenuadas pela variação da força de sustentação.”

Em sistemas rotativos, como os rotores de um helicóptero, o balanceamento é uma questão de elevada criticidade. As pás dos rotores de um helicóptero são balanceadas estática e dinamicamente, a fim de diminuir a vibração associada ao sistema e permitir a operação dentro de uma margem de segurança definida pelo fabricante.

Além do balanceamento, o *tracking* também é muito importante em rotores de helicópteros. Trata-se de um ajuste no plano de rotação das pás.

Tanto balanceamento como *tracking* do conjunto do rotor principal seriam afetados em caso de descolamento da *upper skin* em uma pá de R44, de acordo com as pesquisas:

“Assim, independentemente do descolamento do revestimento da pá ter ocorrido na parte superior do bordo de ataque ou do bordo de fuga, haverá aumento geral da

amplitude do movimento de batimento do rotor principal. Isso provoca uma elevação da amplitude da resposta em batimento da pá a comandos fixos, isto é, sem atuação do piloto, e conseqüentemente, perda do balanceamento e do *tracking* do conjunto do rotor, elevando a vibração de  $1\Omega$  transmitida à fuselagem (rotação nominal do rotor principal). Nesse caso, espera-se que a pá não danificada também eleve a oscilação em batimento, pois nos rotores tipo “gangorra” as pás estão interconectadas e a dinâmica do sistema funciona em conjunto.

Esse efeito será mais significativo, podendo até mesmo ser uma resposta em batimento abrupta, para o caso do descolamento do revestimento na parte superior do bordo de ataque, tendo em vista o estol da extremidade da pá e também na porção central dela (não haverá produção da força de sustentação  $\Delta L$  para “amortecer” o movimento de batimento).”

Os rotores semirrígidos do tipo gangorra, como o do R44, possuem características específicas relacionadas ao comportamento da fuselagem em relação ao disco rotor (disco imaginário formado pelas pás do rotor principal em movimento), conforme explica o IPEV:

“... outro efeito a ser considerado sobre a dinâmica das aeronaves equipadas com rotor tipo “gangorra”, é que a fuselagem não acompanha a inclinação do disco. Dessa forma, qualquer tipo de resposta do rotor em batimento advindo, por exemplo, do descolamento do revestimento da pá, não será acompanhado pela fuselagem do helicóptero (Figura 55).”

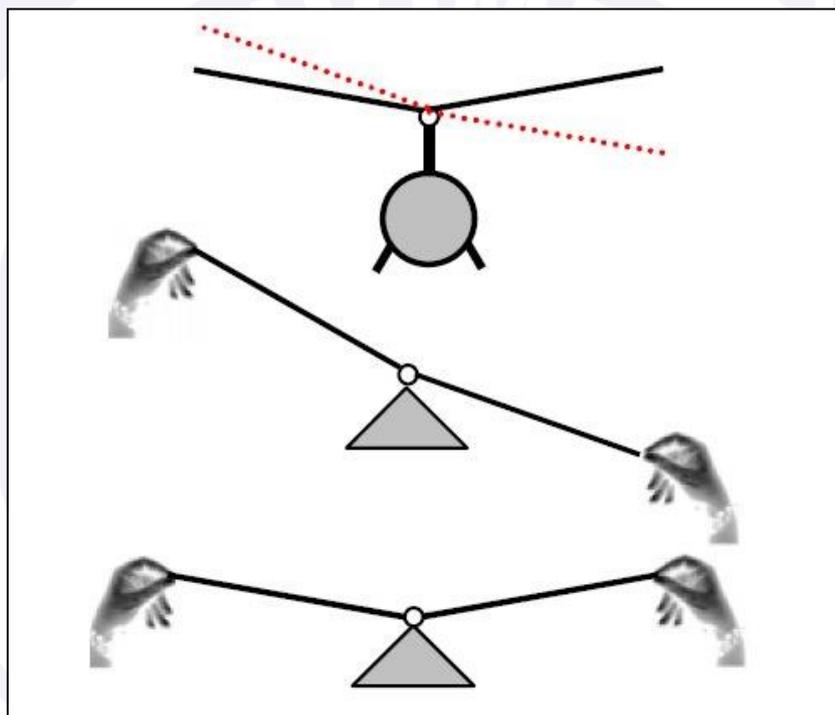


Figura 55 - Representação do movimento do disco de um rotor tipo “gangorra” em relação à fuselagem do helicóptero.  
(Fonte: IPEV).

Levando-se em consideração as dimensões do helicóptero constantes do manual do fabricante, foi possível calcular quais valores de ângulo de batimento poderiam provocar um choque entre as pás do rotor principal e o *tailcone*, conforme a pesquisa do IPEV:

“... um ângulo de batimento superior a, aproximadamente,  $-16^\circ$ , em relação ao plano da cabeça do rotor do R44, já poderia provocar o toque da ponta da pá no cone de cauda, considerando a pá como rígida e tendo em mente que a fuselagem não acompanha a inclinação do disco rotor. Com a flexibilidade da pá esse ângulo poderia ser ainda menor. Essa ordem de grandeza poderia ser obtida durante oscilações excessivas em batimento.”

Nesse contexto, a pesquisa do IPEV concluiu que, em ambos os cenários (“a” e “b”), um descolamento da *upper skin* teria as seguintes consequências no comportamento do rotor principal:

- diminuição da capacidade da pá em gerar sustentação;
- aumento da amplitude do movimento de batimento das pás;
- alterações no balanceamento e *tracking* do rotor principal; e
- aumento da vibração do sistema.

De acordo com o IPEV, essas consequências poderiam chegar ao ponto de exceder os limites mínimos de separação entre o rotor principal e a fuselagem da aeronave, podendo provocar um choque entre as pás do rotor principal e o *tailcone*.

Embora possível nos dois cenários estudados, a possibilidade de ocorrer um choque entre as pás do rotor principal e o *tailcone* foi considerada maior no cenário “a” (descolamento no bordo de ataque) do que no cenário “b” (descolamento no bordo de fuga).

### **1.17. Informações organizacionais e de gerenciamento.**

#### DA EMPRESA OPERADORA DA AERONAVE

A Helisae Helicópteros do Nordeste era uma empresa de fretamento de helicópteros, com outorga de autorização emitida pela ANAC para atuar no segmento SAE, nas atividades de aeropublicidade, aeroinspeção, aeroreportagem e aerofotografia.

À época do acidente, a frota da empresa era composta de três helicópteros *Robinson*, sendo dois do modelo R44 II e um do modelo R66.

#### DA ORGANIZAÇÃO DE MANUTENÇÃO QUE REALIZOU AS ÚLTIMAS INSPEÇÕES NA AERONAVE

A OM Fênix Manutenção e Recuperação de Aeronaves Ltda. possuía sede em Goiânia, GO, e era certificada pela ANAC. Constava em sua Especificação Operativa (EO), os seguintes modelos da linha *Robinson*: R22, R22 *Alpha*, R22 *Beta*, R22 *Mariner*, R44, R44 II e R66.

No passado, a OM contou com uma base secundária de operações em Recife, PE, que havia sido suspensa por solicitação da própria organização, em 24MAIO2016, segundo informações disponibilizadas pela ANAC.

Após a suspensão da base secundária em 2016, os técnicos que haviam atuado naquela base continuaram realizando serviços de manutenção em aeronaves, incluindo o PP-HLI, na modalidade “fora de sede”.

Para a realização de tais serviços, os processos organizacionais estabelecidos pela OM definiam procedimentos que iam desde o recebimento até a entrega da aeronave ao operador, contemplando aspectos como o tratamento dado à documentação das aeronaves, para efeito de sua aprovação/retorno ao serviço pelo RT.

A OM mantinha uma quantidade de mecânicos destacados em Recife, PE, para realizar os serviços de manutenção fora de sede. Constatou-se que estes mecânicos possuíam treinamento e habilitação, estabelecidos pela ANAC, para o exercício de todas as funções, inclusive a de auxiliar de mecânico. Estes profissionais também estavam qualificados para a realização dos serviços de manutenção naquele modelo de helicóptero.

Entretanto, foram apresentados apenas os registros referentes aos treinamentos iniciais, não apresentando os registros dos treinamentos recorrentes, conforme previa o RBAC 145-EMD01, de 06MAR2014, vigente à época do acidente:

145.163 Requisitos de treinamento

(a) Cada organização de manutenção certificada deve ter um programa de treinamento do pessoal, aprovado pela ANAC, que consiste de treinamento inicial e

recorrente. Para cumprir com este requisito, cada requerente de um certificado de organização de manutenção deve submeter o programa de treinamento para aprovação da ANAC, conforme requerido pelo parágrafo 145.51(a)(7) deste RBAC.

(b) O programa de treinamento deve assegurar que cada pessoa designada para executar manutenção, manutenção preventiva ou alteração e funções de inspeção e de registro seja capaz de executar as tarefas a ela designadas.

(c) Cada organização de manutenção certificada deve documentar, em formato aceitável à ANAC, o treinamento individual do pessoal requerido pelo parágrafo (a) desta seção. Esses registros de treinamento devem ser retidos por, no mínimo, 5 (cinco) anos após o término do vínculo contratual.

A OM definia seus processos internos por meio do Manual da Organização de Manutenção (MOM) e do Manual de Controle de Qualidade (MCQ). Esses manuais descreviam os processos organizacionais a serem seguidos, desde o recebimento até a entrega da aeronave ao operador.

O MOM, na Seção 7, que dispunha sobre SERVIÇOS REALIZADOS EM OUTRA LOCALIDADE, dentre outros aspectos, estabelecia os critérios e descrevia os procedimentos para a realização dos serviços de manutenção fora de sede, tais como: ferramentas utilizadas, instalações, pessoal técnico, publicações e trato da documentação da aeronave para o retorno ao serviço.

O item 7.3 do MOM estabelecia que, após a realização dos serviços, a documentação da aeronave seguiria para a sede da oficina em Goiânia, GO, com vistas à aprovação/retorno ao serviço da aeronave, pelo RT.

A seção 43.11 do RBAC 43 estabelecia que a aprovação da aeronave para o retorno ao serviço fosse realizada pelo RT ou pessoa por ele designada. Na documentação apresentada pela OM não constava a indicação de profissional da empresa designado para as tarefas afetas ao RT.

Entretanto, conforme informações obtidas, um dos sócios da OM, que também exercia a função de inspetor-chefe de manutenção, assinava fichas de inspeção da aeronave como Aprovador para Retorno ao Serviço (APRS), bem como orientava outro mecânico (funcionário da empresa em Recife) a assinar quando ele próprio não assinava. Ressalta-se que nenhum dos dois profissionais possuía designação formal da OM para aprovar o retorno da aeronave ao serviço, função essa que, naquela OM, era exclusiva do RT.

Este sócio atuava, efetivamente, em diferentes níveis de autoridade dentro da empresa, executando ações desde os níveis de atuação inferiores, passando pelo nível gerencial e chegando até o nível da diretoria da OM.

### **1.18. Informações operacionais.**

A aeronave decolou às 08h48min (UTC) para realizar voo de aeroreportagem, transmitindo imagens para uma emissora de televisão. No momento do acidente, encontravam-se a bordo o piloto, que ocupava o assento dianteiro direito, um segundo ocupante no assento traseiro, que operava os equipamentos de transmissão das imagens, e uma terceira ocupante no assento dianteiro esquerdo.

Não havia comandos de voo instalados no assento dianteiro esquerdo.

O Peso Máximo de Decolagem (PMD) da aeronave era de 1.134kg. Estimou-se que, no momento do acidente, o helicóptero encontrava-se com 1.065kg.

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

No dia anterior ao acidente, a aeronave foi reabastecida por três vezes, respectivamente, com 64, 62 e 30 litros de gasolina de aviação. O último reabastecimento ocorreu às 18h27min (local).

No momento da decolagem, a aeronave encontrava-se com 165 litros de combustível nos tanques, quantidade que perfazia um total de autonomia para três horas de voo.

Tratava-se de um sobrevoo da grande Recife com duração prevista de duas horas.

A aeronave se manteve na faixa litorânea do bairro do Pina, mantendo referências visuais com o solo a aproximadamente 500ft de altura. Havia cobertura radar na área sobrevoada pela aeronave.

As últimas imagens geradas pela câmera do helicóptero foram gravadas pela emissora de televisão. Os registros mostraram que ocorreu uma vibração significativa no helicóptero e, logo após a vibração, as imagens foram interrompidas.

### 1.19. Informações adicionais.

#### DEFINIÇÃO DE SERVICE BULLETINS (SB) E AIRWORTHINESS DIRECTIVES (AD)

Segundo a IS 145.109-001C, de 16JUN2017, *Service Bulletin* (Boletim de Serviço) e *Airworthiness Directive* (Diretriz de Aeronavegabilidade) tinham as seguintes definições:

#### 4. DEFINIÇÕES

4.3 Boletim de serviço - BS: documento emitido pelo detentor do projeto de tipo ou fabricante do produto aeronáutico (aeronave, motor, hélice, equipamento e componente), com o objetivo de corrigir falha ou mau funcionamento deste produto ou nele introduzir modificações e/ou aperfeiçoamentos, ou ainda visando à implantação de ação de manutenção ou manutenção preventiva aditiva àquelas previstas no programa de manutenção do produto aeronáutico;

4.6 Diretriz de Aeronavegabilidade - DA: documento emitido pela ANAC, visando eliminar uma condição insegura existente em um produto aeronáutico, com probabilidade de existir ou de se desenvolver em outros produtos do mesmo projeto de tipo. O seu cumprimento é obrigatório e frequentemente impõe o cumprimento de um BS de uma forma especificada. As diretrizes emitidas pelas diversas AACs também são consideradas brasileiras e aqui aplicáveis se estas AACs são as responsáveis pelo projeto de tipo de produtos operando no Brasil...;

Nota: A sigla AAC refere-se à Autoridade de Aviação Civil.

#### CONTROLE DE CUMPRIMENTO DAS AD E DOS SB

Com relação ao controle de cumprimento de AD, a IS 39-001 Rev A, de 17AGO2012, estabelecia que:

#### 5. DESENVOLVIMENTO DO ASSUNTO

##### 5.12 Controle de cumprimento de uma DA

5.12.1 Todas as DAs aplicáveis aos modelos das aeronaves, motores, hélices e quaisquer outros equipamentos aeronáuticos devem ter os registros de cumprimento controlados, mesmo que para um determinado produto aeronáutico não seja aplicável uma certa DA. Neste caso, deve constar como \*Não Aplicável\*, justificando o motivo. Por exemplo, pode ocorrer que uma DA seja aplicável a determinado produto, mas não inclua certos números de série.

5.12.2 O efetivo controle das DAs é obrigatório. A falta de controle ou dos registros de manutenção que comprovem o cumprimento de uma DA, implicará na perda da condição aeronavegável, ficando suspensa a validade do Certificado de Aeronavegabilidade – CA da aeronave. Conforme estabelece o RBHA 91, os proprietários ou os operadores são os responsáveis primários pela conservação dos produtos que operam em condições aeronavegáveis. A observância deste item é considerada condição indispensável na demonstração à ANAC de que esta responsabilidade é efetivamente exercida.

### 5.13 Registros de cumprimento de uma DA

5.13.2 De acordo com a seção 91.403 (a) do RBHA 91, todo proprietário ou o operador de uma aeronave é primariamente o responsável pela conservação dessa aeronave em condições aeronavegáveis. Neste caso, se aplicável, o proprietário deve recorrer a uma Organização de Manutenção de Produto Aeronáutico, certificada em conformidade com o RBHA 145 e com sua aeronave listada em suas Especificações Operativas, para verificar a aplicabilidade de uma DA.

### 5.14 Registro Primário

5.14.1 Um registro primário de cumprimento deve ser completo e claro, contendo o método de cumprimento utilizado e o resultado da ação executada. Exemplificando, uma DA normalmente requer inspeções periódicas, que podem ser do tipo inspeção visual ou através de ensaio não destrutivo, até a incorporação de uma ação final, que poderá estar descrita, por referência, em um Boletim de Serviço. Uma DA pode também requerer uma revisão em procedimentos operacionais do Manual de Voo da aeronave. Desta forma, o registro deve apresentar com clareza o método de cumprimento utilizado.

5.14.2 A ficha de cumprimento de DA – FCDA é um formulário em formato aceitável, que pode ser utilizado como registro primário do cumprimento de uma DA. Entretanto, se a FCDA não for utilizada, é necessário que os registros contenham pelo menos as informações constantes da FCDA; este é normalmente o caso de operadores RBAC 135 ou 121, cujos Manuais aprovados devem prever uma sistemática de registro aceitável para a ANAC.

5.14.3 Uma Organização de Manutenção de Produto Aeronáutico que presta serviço para uma empresa 121 ou 135 deve manter cópia do registro de cumprimento (registro primário) previsto nesta seção para cada DA, referente a cada serviço executado. Para operações conduzidas conforme o RBHA 91 tal registro inclui a análise de cada DA.

### 5.15 Registro secundário

5.15.1 Um registro secundário de cumprimento pode ser efetuado por meio de uma planilha ou mapa de situação de DA. Este mapa deve ser elaborado e/ou atualizado ao se atestar uma IAM, ou quando da realização de uma grande inspeção (check - C, por exemplo), ou ainda por ocasião do cumprimento de uma DA. O mapa de controle de DA é uma sistemática que permite uma consulta rápida quanto à situação do cumprimento de DA em uma aeronave, motor, hélice ou componente, somente sendo válido se juntamente comprovado com um registro primário. Tal planilha ou mapa não substitui um registro primário.

Com relação ao controle de anotações dos registros de manutenção da aeronave, o RBHA 91, de 20MAR2003, estabelecia que:

#### **91.405 - MANUTENÇÃO REQUERIDA**

Cada proprietário ou operador de uma aeronave:

**(a)** deve ter essa aeronave inspecionada como estabelecido na subparte E deste regulamento e deve, entre inspeções obrigatórias, exceto como previsto no parágrafo (c) desta seção, reparar discrepâncias que eventualmente apareçam, conforme previsto no RBHA 43.

**(b)** deve assegurar-se que o pessoal de manutenção fez as anotações apropriadas nos registros de manutenção de aeronave, indicando que a mesma foi aprovada para retorno ao serviço;

**(c)** deve tomar providências para que qualquer instrumento ou item de equipamento inoperante, e que o parágrafo 91.213(d)(2) permita estar inoperante, seja reparado, substituído, removido ou inspecionado na próxima inspeção requerida; e

**(d)** quando listando discrepâncias, incluindo instrumentos e equipamentos inoperantes, deve assegurar-se que uma placa foi instalada como requerido pela seção 43.11 do RBHA 43.

Os mecânicos que atuavam em Recife foram entrevistados quanto ao entendimento dos procedimentos constantes da AD 2014-23-16 e quanto as técnicas para realização do *tap test*.

Os profissionais demonstraram entendimento de que a realização da inspeção visual nas pás atendia o completo cumprimento da AD 2014-23-16, tanto nas inspeções diárias como nas programadas.

Quanto as técnicas para realização do *tap test*, os mecânicos relataram que o ensaio era realizado conforme as instruções estabelecidas pelo fabricante da aeronave.

#### ACIDENTES ANTERIORES

Características relacionadas à dinâmica do acidente envolvendo a aeronave PP-HLI guardaram similaridades com ocorrências anteriores envolvendo aeronaves fabricadas pela RHC (modelos R22 e R44/R44 II), em outros países.

Algumas dessas ocorrências foram objetos de estudo por parte do NTSB, nos EUA. Em 2008, o NTSB publicou um documento (*Safety Recommendation, A-08-25 through - 29, de 09JUN2008*) no qual constava uma análise de três acidentes aeronáuticos que envolveram aeronaves modelo R44.

As pás do rotor principal dos helicópteros envolvidos nesses acidentes foram examinadas por técnicos do Laboratório de Materiais do NTSB. Os exames encontraram sinais de descolamento da *skin*, tendo por consequência a falha do componente em voo.

Os descolamentos encontrados nas pás dos helicópteros acidentados possuíam características bastante similares entre si (Figura 56).

LOCAL E DATA	MODELO	P/N DAS PÁS	TEMPO DE OPERAÇÃO DA PÁ EM HORAS DE VOO
Rep. Dominicana 11OUT2006	R44	C016-2	1.800h
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descolamento na maior parte das juntas adesivas das pás do rotor principal.</li> <li>• Descolamento na junta adesiva entre o <i>skin</i> e o <i>spar</i>, na região do bordo de ataque das pás. As áreas remanescentes apresentavam descolamentos com alta porcentagem de falha adesiva, indicando que a fixação (colagem) dos materiais se deteriorou desde a fabricação das pás.</li> <li>• Os descolamentos foram, em geral, propagados a partir das pontas das pás.</li> </ul>			
Ilhas Fiji 05DEZ2006	R44	C016-2	1.083h
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Separação extensa nas juntas adesivas.</li> <li>• Origem indeterminada dos descolamentos, em virtude de os mesmos, comumente, se originarem da ponta da pá, parte essa que não foi encontrada. No entanto, as maiores porções dos descolamentos nas juntas adesivas emanaram do bordo de ataque da <i>skin</i>.</li> <li>• Os descolamentos encontrados nas juntas adesivas das pás do helicóptero envolvido neste acidente eram similares aos encontrados no acidente ocorrido na República Dominicana.</li> </ul>			
Austrália 15MAR2007	R44	C016-2	597h

- Bordo de ataque da *skin* inferior estava descolado, aproximadamente, 2,5 polegadas na ponta da pá.
- O descolamento se estendeu por, aproximadamente, 17 polegadas para dentro da ponta da pá.
- Descolamentos nas juntas adesivas da parte inferior da pá entre a *skin* e o *spar*. Diversas áreas isoladas no bordo de ataque das *skins* mostrando descolamentos adesivos, indicação de que a fixação (colagem) dos materiais se deteriorou, causando a separação da parte inferior da *skin*.
- Os descolamentos encontrados nas juntas adesivas das pás do helicóptero envolvido neste acidente eram similares aos encontrados nos acidentes ocorridos na República Dominicana e nas Ilhas Fiji.

Figura 56 - Quadro de acidentes envolvendo aeronaves modelo R44.  
(Fonte: adaptado de NTSB *Safety Recommendation A-08-25 through - 29*).

### DOCUMENTOS PUBLICADOS APÓS A OCORRÊNCIA DO ACIDENTE ENVOLVENDO O PP-HLI

No dia 23 de fevereiro de 2018, a *Robinson Helicopter Company* emitiu um alerta de segurança (*Safety Alert*) destinado aos operadores dos modelos R22, R44 e suas variações.

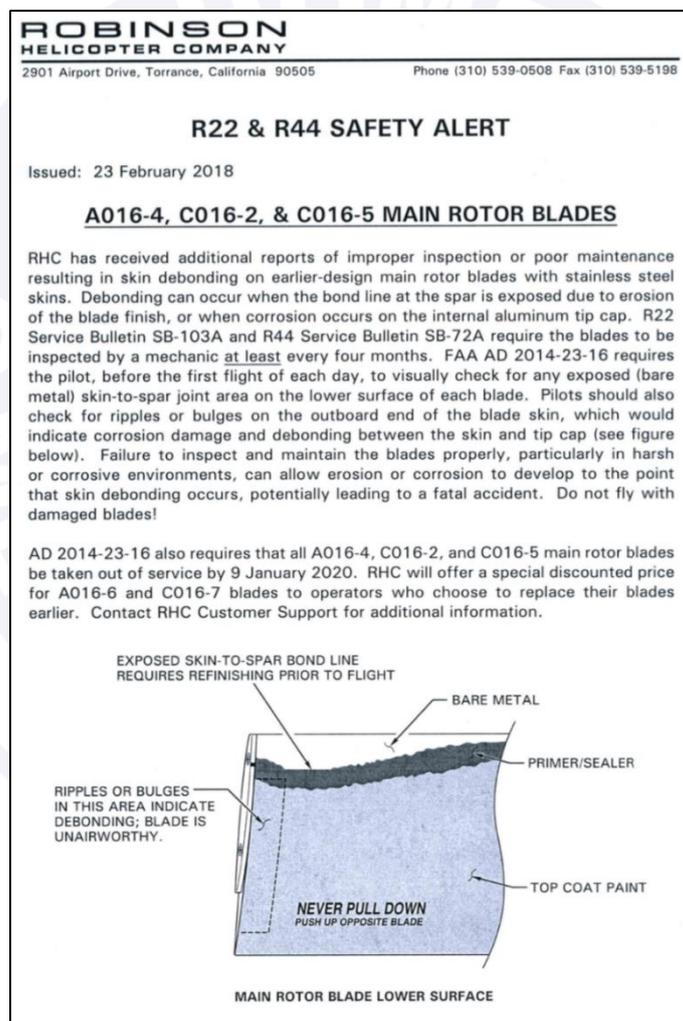


Figura 57 - *Safety Alert* publicado pela RHC em 23FEV2018.  
(Fonte: [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

O documento publicado ressaltava a importância dos procedimentos estabelecidos na AD 2014-23-16 para as pás de rotor principal com P/N A016-4 (R22), P/N C016-2 (R44) e P/N C016-5 (R44).

O *Safety Alert* ressaltava, ainda, que o não cumprimento desses procedimentos poderia ter como consequência acidentes fatais.

Por fim, o fabricante lembrava os operadores de que essas pás deveriam ser retiradas de operação até 09JAN2020.

Com o objetivo de elevar a percepção de pilotos, mecânicos e operadores das aeronaves modelo R22 e R44/R44 II no Brasil, o CENIPA publicou uma Divulgação Operacional (DIVOP) em 07MAR2018.

A DIVOP 02/2018 reafirmava a necessidade do cumprimento dos procedimentos da AD 2014-23-16 na sua integralidade, bem como a fiel observância ao disposto no *Safety Alert* emitido pelo fabricante, como ações imprescindíveis para a segurança das operações dos projetos R22 e R44/R44II, equipados com pás P/N A016-4; P/N C016-2 e P/N C016-5 no Brasil.

Em 15MAIO2018, o CENIPA publicou a DIVOP 003/2018. O documento trazia explicações complementares sobre a situação vivenciada e recomendava aos operadores dos modelos R22 e R44 que realizassem inspeções visuais nas superfícies inferiores e superiores das pás do rotor principal, antes do primeiro voo de cada dia, independentemente do P/N da pá instalada em suas aeronaves.

Em 03MAIO2018, a RHC publicou outro *Safety Alert*, revisado em 08JUN2018. Nessa oportunidade, o fabricante informava que havia recebido vários relatos de que pás de aeronaves R22 e R44, que apresentaram descolamento da *skin*, estavam sendo reparadas inapropriadamente no Brasil.

O documento ressaltava que pás com problemas de descolamento da *skin* não eram reparáveis e deveriam ser imediatamente retiradas de serviço. Ressaltava, ainda, que essa prática poderia ter como consequência um acidente fatal (Figura 58).

Intencionalmente em branco

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

**R22 & R44 SAFETY ALERT**

Issued: 03 May 2018 Revised: 08 June 2018

**UNAUTHORIZED REPAIRS ON MAIN ROTOR BLADES IN BRAZIL**

Robinson Helicopter Company has received several reports and allegations from Brazil of R22 and R44 main rotor blades with debonded skins being "repaired" in the field and returned to service. **Debonded or "repaired" main rotor blades can lead to a fatal accident.** Any A016-4, C016-2, or C016-5 blade with a debonded skin is not field repairable and must not be returned to service. Any main rotor blade which has been previously "repaired" is unairworthy and must be immediately removed from service.

Owners, operators, and maintenance personnel who have or suspect they may have unairworthy blades should contact Peter Hallqvist ([ts3@robinsonheli.com](mailto:ts3@robinsonheli.com)) with Robinson Technical Support immediately for verification and assistance in getting replacement blades.

Refer to R22 Service Letter SL-79 and/or R44 Service Letter SL-65.

**R22 & R44 ALERTA DE SEGURANÇA**

**REPAROS PROIBIDOS E NÃO AUTORIZADOS NAS PÁS DO ROTOR PRINCIPAL ESTÃO SENDO FEITOS NO BRASIL**

A Robinson Helicopter Company recebeu vários relatos do Brasil de pás do rotor principal do R22 e do R44 com descolamento que estão sendo reparadas e retornadas para voo. **Pás do rotor principal com descolamento e com reparos proibidos e não autorizados podem levar a um acidente fatal.**

Quaisquer Pás fabricadas pela Robinson Helicopter Company incluindo as de P/Ns A016-4, C016-2 ou C016-5 com sinais de descolamento, NÃO SÃO REPARÁVEIS e devem ser imediatamente tiradas de serviço.

Qualquer pá do rotor principal que tenha sofrido reparo não autorizado não são aeronavegáveis e devem urgentemente serem removidas da aeronave.

Proprietários, operadores, e empresas de manutenção que saibam ou suspeitem de pás não aeronavegáveis devem contatar Peter Hallqvist ([ts3@robinsonheli.com](mailto:ts3@robinsonheli.com)), do Suporte Técnico da Robinson Helicopter Company, imediatamente para verificação e assistência para adquirir a substituição das pás do rotor principal.

Usar como referência o Service Letter do R22 SL-79 e/ou Service Letter do R44 SL-65.

Figura 58 - *Safety Alert* publicado pela RHC em 08JUN2018.  
(Fonte: [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

### PESQUISA COM OPERADORES, PILOTOS E MECÂNICOS

Com o objetivo de avaliar se operadores, pilotos e mecânicos dos helicópteros, modelos R22, R44 e suas variações, tinham conhecimento da existência da AD 2014-23-16, foi realizada uma pesquisa de opinião que abordou, dentre outros, o seguinte aspecto:

- Em que momento as aeronaves operadas por eles passaram a ser submetidas às inspeções estabelecidas pela AD 2014-23-16?

Um total de 123 pilotos e 26 mantenedores de R22, R44 e suas variações responderam à pesquisa.

Dentre os mantenedores, 16,7% responderam que as aeronaves por eles mantidas passaram a ser submetidas às inspeções constantes da AD após a emissão do *Safety Alert*, de 23FEV2018 (Figura 59).

Intencionalmente em branco

Desde quando a aeronave mantida pelo(a) Sr(a). é submetida às inspeções estabelecidas na "AD 2014-23-16" da FAA?

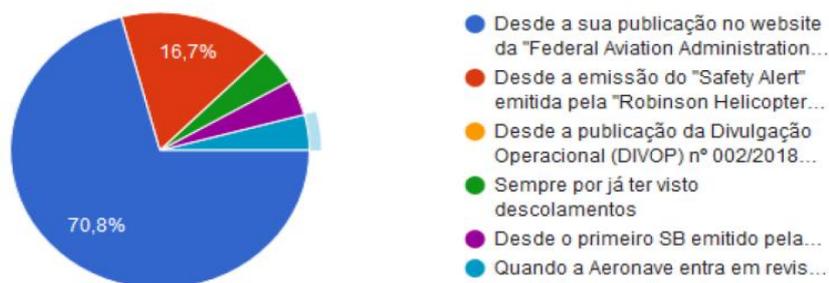


Figura 59 - Pesquisa realizada com mantenedores de R22, R44 e suas variações.

Dentre os pilotos, 35,8% responderam que as aeronaves, por eles operadas, passaram a ser submetidas às inspeções constantes da AD após a emissão do *Safety Alert*, de 23FEV2018.

Outros 15,4% dos pilotos entrevistados responderam que as aeronaves por eles operadas passaram a ser submetidas às inspeções constantes da AD após a emissão da DIVOP publicada pelo CENIPA, em 07MAR2018 (Figura 60).

Desde quando a aeronave operada pelo(a) Sr(a). é submetida às inspeções estabelecidas na "AD 2014-23-16" da FAA?

123 Respostas

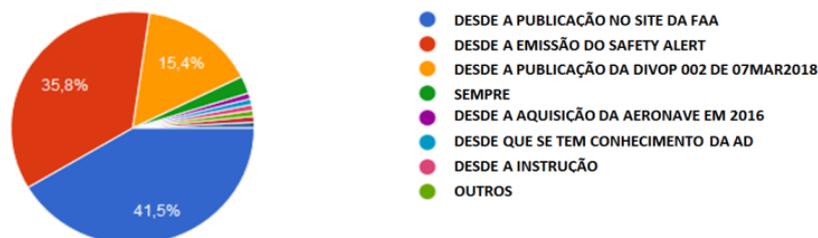


Figura 60 - Pesquisa realizada com pilotos de R22, R44 e suas variações.

### RELATÓRIOS DE DIFICULDADE EM SERVIÇO

O RBAC 145-EMD01, de 06MAR2014, vigente à época do acidente, estabelecia no parágrafo 145.221 que as Organizações de Manutenção deveriam relatar à ANAC determinados eventos, conforme excerto:

#### **SUBPARTE E - REGRAS DE OPERAÇÃO**

##### **145.221 Relatórios de dificuldade em serviço**

(a) Cada organização de manutenção certificada deve relatar à ANAC e ao detentor do projeto de tipo, projeto suplementar de tipo ou atestado de produto aeronáutico aprovado qualquer evento sério de falha, mau funcionamento, defeito e outros eventos definidos pela ANAC, em até 96 (noventa e seis) horas após a sua descoberta. O relatório deve ser feito em um formato aceitável pela ANAC.

### INSTRUÇÃO SUPLEMENTAR 145-009B

Sobre os trabalhos realizados fora de sede, a IS 145-009B, dentre outros aspectos, estabelecia que:

### 5.5.5 Trabalho executado em outra localidade

#### 5.5.5.1 ...

5.5.5.2 **Circunstâncias para a concessão:** o trabalho executado em outra localidade é uma concessão. Ela permite que uma OM execute trabalho em outra localidade, diferente daquela que foi certificada (também chamada de sede ou base principal) nas seguintes condições: devido a uma circunstância especial (um serviço de oportunidade e temporário e em certas emergências), e o recorrente (quando é necessário executar repetidamente tal trabalho em outras localidades, durante certos intervalos de tempo).

#### 5.5.5.3 ...

5.5.5.4 **Serviços de longo prazo ou repetitivos:** Uma autorização para execução dos serviços fora de sua localidade é concedido sempre considerando ser em caráter excepcional e temporário. Ainda assim, a ANAC pode conceder autorizações de até 6 meses, podendo ser prorrogada por mais 6 meses.

### INSTRUÇÃO SUPLEMENTAR 145.214-001A

A IS 145.214-001A, que dispunha sobre Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional em Organizações de Manutenção de Produto Aeronáutico, no item 5.6.1.3 (Elemento 1.3 - Designação do pessoal-chave de segurança operacional) estabelecia que:

a) Cabe ao pessoal-chave da segurança operacional, formalmente designado pelo Gestor Responsável, a definição quanto ao planejamento e coordenação em alto nível das atividades necessárias à implementação, manutenção e desempenho do SGSO.

b) A estrutura do SGSO concebida e operacionalizada pelo pessoal-chave da segurança operacional deve ser compatível com os critérios de escalabilidade das organizações, conforme definido na subseção 5.2 desta IS. A implantação e operacionalização dessa estrutura dependem de decisão prévia e formal da organização quanto aos seguintes aspectos:

I - identificação do Gestor Responsável pela segurança operacional, conforme estabelecido na alínea "b" do subparágrafo 5.6.1.2 desta IS;

II - designação do RSO, de acordo com a estrutura hierárquica da organização, conforme estabelecido nos Apêndices A e B desta IS; e

III - constituição e atuação do Comitê de Segurança Operacional - CSO e do Grupo de Ação de Segurança Operacional - GASO conforme os critérios e recomendações estabelecidos nos Apêndices A e B desta IS.

c) O RSO deve possuir a autoridade requerida para tomada de decisões que impactam de qualquer forma o desempenho do SGSO. Deve estar diretamente subordinado ao Gestor Responsável, bem como relatar a este último as questões ligadas à segurança operacional e ao SGSO.

Intencionalmente em branco

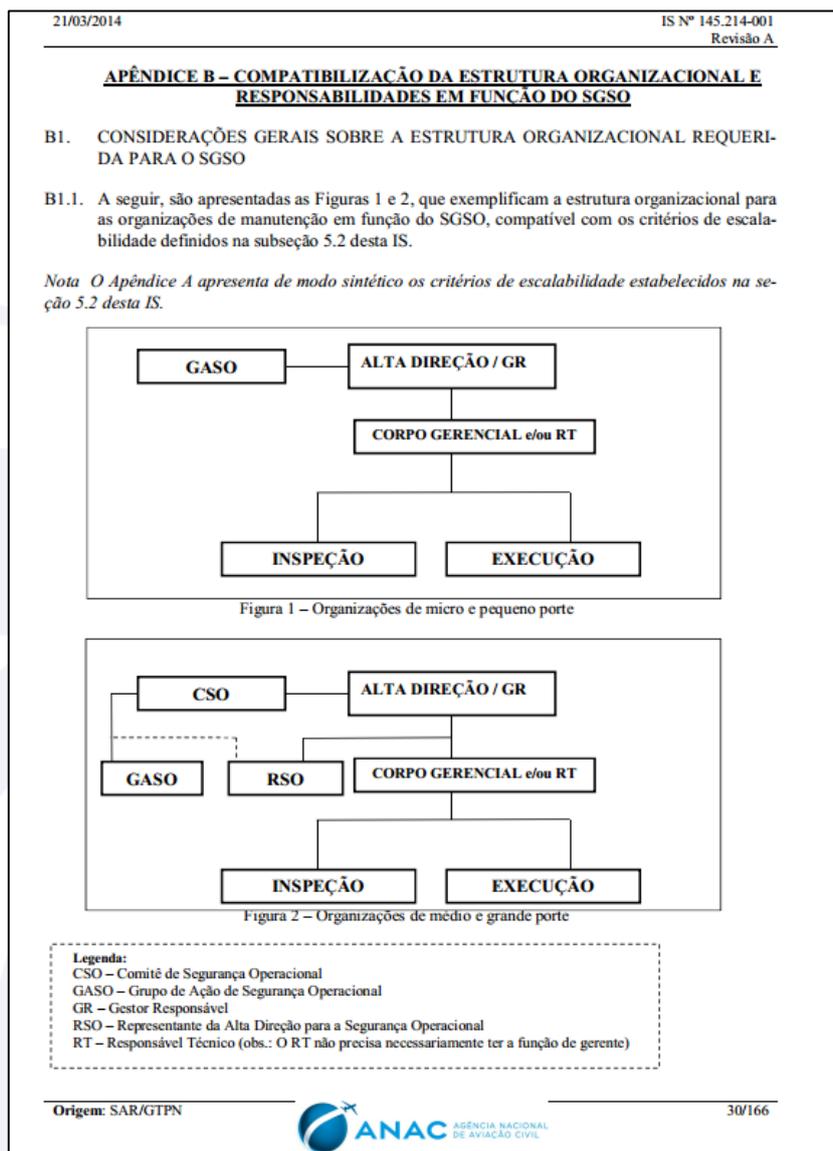


Figura 61 - Apêndice "B" da IS 145.214-001A.  
(Fonte: ANAC).

## 1.20. Utilização ou efetivação de outras técnicas de investigação.

Não houve.

## 2. ANÁLISE.

Tratava-se de um voo de aeroreportagem para uma emissora de televisão.

O modelo R44 II era um helicóptero monomotor que possuía capacidade para transportar três pessoas (um tripulante e dois passageiros). O helicóptero era equipado com um rotor principal e um rotor de cauda, ambos bi-pá (duas pás).

As pás do rotor principal, que equipavam esse modelo de helicóptero, possuíam TLV de 2.200 horas ou 12 anos de operação, o que ocorresse primeiro.

A aeronave PP-HLI foi fabricada em 2003 e operou por, aproximadamente, sete anos nos EUA, antes de ser exportada para o Brasil.

Em 2009, enquanto ainda operava nos EUA, a aeronave atingiu a marca de 2.200 horas de voo. Apesar de não representar um limite para o helicóptero, essa quantidade de horas de voo perfazia o TLV das pás do rotor principal. Isso significava que, ao atingir essa marca, as pás deveriam ser substituídas.

Dessa forma, o operador americano providenciou a substituição das pás que equipavam o helicóptero por duas novas pás P/N C016-5 (S/N 6128 e S/N 6131). As novas pás foram adquiridas diretamente do fabricante (RHC) e não havia registros de falhas ou relato de problemas nos documentos relativos ao processo de fabricação.

A aeronave foi exportada para o Brasil em 15DEZ2010, sendo adquirida pelo operador brasileiro em 08FEV2011.

No momento da transferência de propriedade, o helicóptero possuía um total de 2.392 horas de voo e as pás S/N 6128 e S/N 6131 estavam com um total de 192 horas de voo. A aeronave permaneceu sob propriedade do mesmo operador brasileiro desde 08FEV2011 até a data do acidente.

No Brasil, a aeronave estava registrada na categoria de Serviços Aéreos Especializados - S00 (múltipla categoria SAE).

De acordo com os registros de manutenção, as Cadernetas de Célula e Motor estavam com as escriturações atualizadas, bem como o CA estava válido. A última inspeção do tipo "IAM" foi concluída em 17JAN2018, estando a aeronave com 5 horas e 30 minutos voados após a inspeção.

No momento do acidente, o helicóptero possuía um total de 3.859 horas e 10 minutos voados desde a data da sua fabricação.

Não há registros da realização de serviços de reparo nas pás S/N 6128 e S/N 6131 na documentação da aeronave, tanto no período em que operou com estas pás nos EUA quanto no período em que operou no Brasil.

Na data do acidente, as pás do PP-HLI estavam com 1.659 horas e 10 minutos voados e possuíam pouco mais de nove anos desde a sua data de fabricação. Esses valores eram menores que os valores limites de operação (2.200 horas ou 12 anos). Portanto, nenhum limite de TLV estabelecido pelo fabricante, para esses componentes, foi extrapolado.

A aeronave decolou do aeródromo de SBRF para realização de voo de aeroreportagem sobre a cidade do Recife, PE, com um piloto, um operador de equipamentos de filmagens e uma passageira a bordo.

Havia contato bilateral entre o helicóptero e os órgãos de controle de tráfego aéreo na região.

A aeronave estava mantendo altura aproximada de 500ft em relação ao terreno sobre a faixa litorânea do bairro do Pina, quando foi avistada em trajetória descendente até colidir contra o mar. Neste momento, o equipamento de gravação instalado na aeronave registrou uma vibração e logo após as gravações foram interrompidas.

Câmeras de segurança registraram os instantes finais da queda. A análise das imagens concluiu que partes do helicóptero se desprenderam em voo e que a aeronave desenvolvia trajetória vertical com elevada razão de descida.

As análises das condições meteorológicas reinantes no aeródromo de SBRF indicaram que o teto estava em torno de 4.000ft de altura e a visibilidade horizontal acima de 10.000m com presença de chuva nas vizinhanças do aeródromo e presença de nuvens do tipo TCU.

Esses valores de teto e visibilidade eram superiores aos mínimos meteorológicos estabelecidos para operação VFR de helicópteros, de acordo com a ICA 100-4, vigente à época do acidente.

Todas as informações de previsão e vigilância meteorológicas necessárias para o planejamento do voo estavam disponíveis ao piloto.

As análises concluíram que não havia nenhum fenômeno meteorológico severo capaz de contribuir para o acidente.

Não foram encontrados sinais de falha, fadiga ou impacto por projéteis provenientes de arma de fogo na estrutura da aeronave.

Exames descartaram a possibilidade de colisão com fauna.

Exames, testes e pesquisas foram realizados nos destroços da aeronave, com o objetivo de determinar se seus sistemas e componentes funcionavam adequadamente no momento da ocorrência.

No que tange aos comandos de voo, os exames constataram que não havia falha de continuidade nas tubulações e nos *bellcranks* que integravam os mecanismos de acionamento dos rotores principal e de cauda.

Os exames realizados no motor mostraram que todos os componentes internos estavam íntegros, não havendo nenhum sinal de falha ou mal funcionamento em voo.

As amostras de combustível, que foram analisadas, apresentaram resultados dentro dos limites estabelecidos pela ANP e órgãos internacionais para gasolina de aviação.

Os exames realizados na MGB e no mastro do rotor principal constataram que todos os componentes internos apresentavam sinais compatíveis com a operação normal. Não foram encontradas características relacionadas com superaquecimento, problemas de lubrificação, presença de limalha, falhas de funcionamento ou travamento do sistema.

Os testes conduzidos no *Governor Controller* não encontraram discrepâncias relevantes, no que tange ao desempenho do componente no controle da RPM do rotor principal. Os testes concluíram que o equipamento se apresentava funcional no momento do acidente.

Os exames das pás do rotor principal foram realizados em três diferentes níveis: exames visuais, exames estereoscópicos e exames por EDS em MEV. Algumas análises de composição química também foram realizadas.

Para compreensão dos resultados dos exames conduzidos nas pás, faz-se necessário conhecer as características gerais relacionadas à estrutura dos componentes.

A estrutura das pás do rotor principal do R44 II era composta por um núcleo de alumínio em *honeycomb* revestido, por cima e por baixo, por duas superfícies de aço inoxidável chamadas, respectivamente, *upper* e *lower skins*.

Uma longarina (*spar*), também de aço inoxidável, definia o bordo de ataque. A ponta da pá era finalizada por uma estrutura interna de alumínio chamada de *tip cap* e toda a extremidade era protegida por uma cobertura, também de alumínio, denominada *tip cover*.

Os diversos componentes da pá eram unidos por meio de um polímero utilizado como material adesivo. Em outras palavras, as diferentes partes que compunham a estrutura da pá eram coladas umas às outras durante o processo de fabricação. A única peça não colada era o *tip cover*, cobertura que era fixada ao *tip cap* por meio de dois parafusos.

As seções dianteiras da *upper* e da *lower skins* eram coladas ao *spar* em uma região conhecida por *skin-to-spar bond line*. Essa região possuía dimensões de, aproximadamente, 1,3cm (0,5pol).

No bordo de fuga da pá, a *upper* e *lower skins* eram coladas uma à outra, logo atrás do núcleo de *honeycomb* (Figura 62).

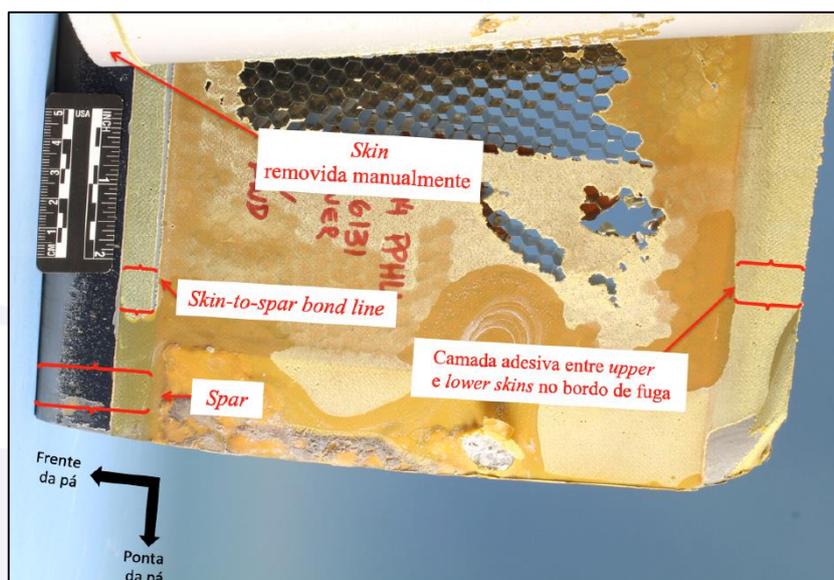


Figura 62 - Superfície inferior da pá azul (S/N 6131) com destaque para as áreas onde eram realizadas a colagem das *skins* ao *spar* (bordo de ataque) e das *skins* entre si (bordo de fuga).  
(Fonte: adaptado de NTSB).

A ponta da pá vermelha (S/N 6128) foi encontrada seccionada e separada do restante da estrutura do helicóptero. Os exames visuais realizados na ponta da pá vermelha constataram o seguinte (Figuras 27, 28 e 29):

- áreas com sinais de descolamento das *skins* nas superfícies superior (*upper*) e inferior (*lower*);
- extremidade frontal da *upper skin* dobrada para trás;
- separação total do *spar*, o qual não foi encontrado junto à ponta da pá; e
- fratura na porção média do *tip cover*.

Essas características indicaram que a pá vermelha falhou em voo.

Apesar de alguns danos e deformações, a pá azul (S/N 6131) foi encontrada praticamente inteira, incluindo a ponta. Essas características indicaram que a pá azul não falhou em voo (Figura 25).

Em razão de estar mais conservada, a pá azul foi escolhida para ser submetida a uma inspeção, obedecendo-se os critérios da AD 2014-23-16. Durante a inspeção, foi realizado um *tap test* que identificou áreas com sinais de descolamento da *skin*.

Após a realização dos ensaios, as *skins* da pá azul foram removidas. O exame das partes interiores da pá azul constatou que, nas áreas demarcadas externamente, durante o *tap test*, havia descolamento interno do revestimento da pá (Figura 43).

As confirmações demonstraram a eficácia do *tap test* em detectar áreas com descolamentos por meio de respostas acústicas da superfície testada (Figuras 41 a 46).

Após a remoção das *skins*, as pás foram examinadas para determinar a existência de corrosão. Nesse sentido, foram coletadas algumas amostras da corrosão encontrada nas superfícies superior e inferior de ambas as pás.

As análises em EDS identificaram as amostras coletadas como sendo óxido de alumínio, um produto proveniente do próprio material de fabricação dos *tip caps*.

A corrosão estava presente por cima e por baixo da camada de polímero original, como observado nas Figuras 47 e 50. A presença de corrosão abaixo da camada adesiva comprometeu a aderência da *skin* ao *spar* e contribuiu para a falha da pá vermelha em voo.

Observou-se, também, a presença de material com coloração e características diferentes da camada de polímero utilizada como material adesivo original. A substância estranha foi encontrada em ambas as pás, tanto na superfície superior quanto na inferior. O material possuía sinais de propagação em direção às regiões mais internas das pás, indicando que havia sido inserido, ou injetado, de fora para dentro. Análises espectrométricas concluíram que o produto químico encontrado era um derivado de resina epóxi (Figura 51).

Entretanto, os picos de absorção de radiação observados no exame do material estranho não possuíam a mesma altura e definição encontradas no polímero original. Isso demonstrou que se tratavam de materiais distintos, com composições químicas diferentes. A diferença entre estes picos pode ter sido causada, entre outras coisas, por presença de umidade (Figura 52).

O mesmo tipo de corrosão encontrada por baixo da camada de polímero original foi observado, também, por baixo da camada do material estranho. Esse fato demonstrou que a referida substância foi inserida em data posterior ao surgimento da corrosão no metal base das pás. Revelou, ainda, que a aplicação do produto estranho não interrompeu o processo corrosivo que estava em andamento.

Em ambas as pás, todas as regiões que possuíam esse produto estranho apresentaram fraturas adesivas (descolamento). Em outras palavras, fraturas adesivas são falhas na interface entre o material adesivo e o metal, caracterizadas por descolamentos.

Diante do exposto, concluiu-se que a presença de material estranho comprometeu a aderência da *skin* ao *spar* e contribuiu para a falha da pá vermelha em voo.

Parte da *upper skin* da pá vermelha (S/N 6128) foi encontrada descolada e dobrada para trás. Essa região da pá foi analisada em microscópio, a fim de se determinar a direção de propagação das fraturas adesivas (Figura 63).



Figura 63 - Direção de propagação das fraturas adesivas na região da *upper skin* que foi encontrada descolada e dobrada para trás.  
(Fonte: adaptado de NTSB).

Notou-se que as fraturas adesivas na região da *skin-to-spar bond line* possuíam propagação para frente, em direção ao bordo de ataque da pá (setas vermelhas no canto superior direito da Figura 63). Entretanto, as fraturas localizadas na região central da *skin*

(setas vermelhas no canto superior esquerdo da Figura 63) possuíam propagação para trás, em direção ao bordo de fuga da pá.

Os exames corroboraram que a separação (*peeling off*) da *upper skin* da pá vermelha (S/N 6128) ocorreu em voo.

O início da separação (*peeling off*) ocorreu no bordo de ataque da pá, mais precisamente na região da *skin-to-spar bond line*. O vento relativo incidente no bordo de ataque, em virtude da rotação da pá em voo, levantou a porção dianteira da *upper skin* que estava descolada, causando o *peeling off* de, aproximadamente, 50% da *skin* em direção ao bordo de fuga da pá (Figura 64).

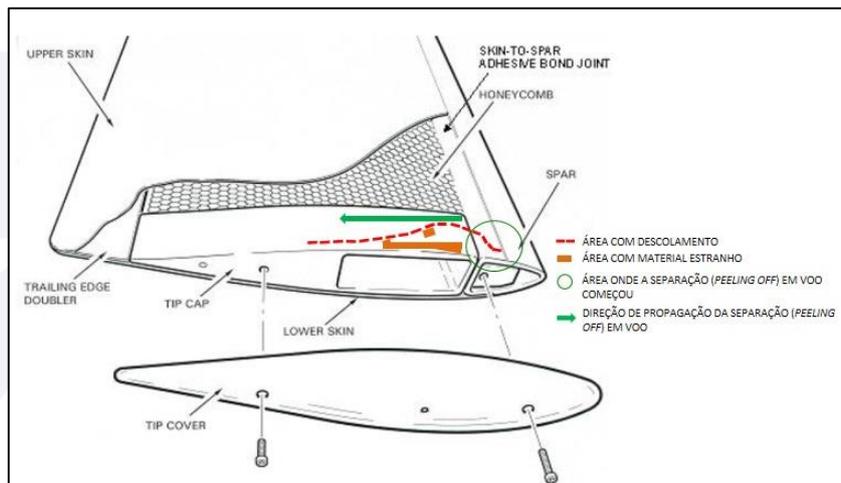


Figura 64 - Representação esquemática da dinâmica de descolamento em voo ocorrida na pá vermelha (S/N 6128).

(Fonte: adaptado de [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com)).

De acordo com estudos aerodinâmicos realizados pelo IPEV, a separação da *upper skin* (*peeling off*) em voo gerou as seguintes consequências na pá vermelha:

- diminuição na capacidade de gerar sustentação;
- aumento da amplitude do movimento de batimento;
- alterações no balanceamento e *tracking*; e
- aumento da vibração do sistema.

Essas consequências associadas geraram um movimento vertical de batimento, que excedeu os limites de separação entre as pás do rotor principal e o *tailcone*, ocasionando o choque entre as partes. O choque das pás do rotor principal contra o *tailcone* seccionou a estrutura e fez com que todo o conjunto do rotor de cauda fosse separado do restante da aeronave em voo.

No momento da colisão entre as partes, a pá vermelha teve a sua ponta seccionada, razão pela qual essa parte foi encontrada distante dos demais destroços da aeronave.

As imagens da câmera instalada no helicóptero, que registraram forte vibração vertical da aeronave no momento do acidente; as imagens captadas por câmeras de segurança, que gravaram partes da aeronave se separando em voo; as marcas encontradas no *tailcone* e nas pás do rotor principal, que revelaram ter havido contato entre as partes; e as características dos danos encontrados nas pás do rotor de cauda, que indicaram pouca energia rotacional no momento do impacto, corroboraram a dinâmica do acidente.

As pás do R44 apresentavam histórico de falhas relacionadas à descolamentos da *skin* como fator contribuinte em, pelo menos, três acidentes anteriores à ocorrência com o PP-HLI. Como resultado dessas constatações, algumas medidas de prevenção e controle

foram recomendadas pela RHC (*Service Bulletins*) e determinadas pela FAA (*Airworthiness Directives*).

Inspeções visuais e de manutenção foram adicionadas à rotina de operação das pás do rotor principal, por meio de *Service Bulletins* e *Airworthiness Directives*, a fim de permitir que áreas com sinais de descolamentos fossem detectadas antes que uma falha catastrófica acontecesse.

A constatação de que havia material adesivo diferente do original em ambas as pás (S/N 6128 e S/N 6131) sugeriu que, em algum momento da vida operativa desses componentes, anterior ao voo do acidente, foram detectadas áreas com sinais de descolamentos e que, na tentativa de se corrigir essas falhas, o material estranho foi aplicado. Essa prática consistiu na realização de um reparo não aprovado pelo fabricante.

De acordo com o SB-72A e a AD 2014-23-16, pás que apresentassem descolamentos nessa região eram consideradas não aeronavegáveis (*unairworthy*). Em outras palavras, pás nessa situação deveriam ser removidas e sua utilização em voo era inaceitável.

Os limites de aceitação para descolamentos na *skin-to-spar bond line* eram bastante restritos. De acordo com o parágrafo (3) do SB-72A (Figura 8), mesmo falhas pequenas, como *pin holes*, deixariam a pá em condição não aeronavegável.

Para os casos de descolamento nessas áreas críticas, as pás não poderiam ser reparadas. A única solução, nesses casos, consistia na substituição da pá, conforme destacado no retângulo vermelho da Figura 5, extraída do SB-72A, o qual traz exemplos de falhas que, se encontradas, tornariam a pá não aeronavegável (*unairworthy*).

Não havia qualquer registro de serviço de reparo relativo a descolamentos nas pás, tanto no período em que voou nos EUA quanto no período de operação no Brasil. Os profissionais de manutenção entrevistados relataram não possuir conhecimento da realização de quaisquer serviços dessa natureza na aeronave.

Diante do exposto, não foi possível especificar em que país, momento, local e circunstâncias se deu a aplicação do material estranho encontrado nas pás do PP-HLI. Entretanto, não foram encontrados registros de falhas ou relato de problemas nos documentos relativos ao processo de fabricação das pás. Ademais, o material estranho possuía composição química distinta do material utilizado pela RHC durante o processo de fabricação das pás. Dessa forma, uma pá que tivesse sido submetida à aplicação desse material não seria aprovada pelo controle de qualidade do fabricante.

O histórico de cumprimento do programa de manutenção da aeronave revelou que as escriturações, referentes ao cumprimento das AD relacionadas com as inspeções das pás do rotor principal, não foram registradas seguindo os parâmetros estabelecidos na legislação em vigor à época do acidente. Os problemas relacionados às anotações dos registros de manutenção ocorreram tanto no âmbito da OM quanto no do Operador da aeronave, uma vez que a legislação vigente (IS 39-001 e RBHA 91) atribuía a ambos responsabilidades associadas a esse tipo de registro.

Dentre outros aspectos, a documentação da aeronave não contemplava o detalhamento adequado dos registros primários de manutenção, notadamente no que se referia aos procedimentos estabelecidos pela AD 2014-23-16, contrariando as instruções constantes no parágrafo 5.14 da IS 39-001 Rev. A, de 17AGO2012.

Segundo a IS supracitada, os registros de cumprimento de AD deveriam apresentar, com clareza, o método utilizado. Entretanto, as escriturações constantes da caderneta de célula do PP-HLI, referentes ao cumprimento da AD 2014-23-16, atestavam apenas a realização das inspeções visuais nas pás. Não havia, nos apontamentos, referência ao *tap test* como um dos métodos utilizados para execução da referida AD.

Durante a investigação constatou-se, por meio de entrevistas, que os profissionais que atuavam na OM entendiam que a realização da inspeção visual nas pás atendia por completo o cumprimento da AD 2014-23-16, tanto nas inspeções diárias como nas programadas. Este entendimento, no entanto, não era compatível com o grau de detalhamento dos procedimentos de manutenção constantes da AD, os quais exigiam a realização de *tap test* a cada 100h ou IAM, o que ocorresse primeiro.

O entendimento equivocado do conteúdo da AD pode estar relacionado com a ausência de treinamentos recorrentes para os mecânicos, oportunidade em que esses profissionais poderiam receber atualização do conhecimento sobre as práticas de manutenção requeridas para o cumprimento eficaz da AD 2014-23-16 e, dessa forma, aprimorariam as habilidades e os conhecimentos necessários para a realização de um trabalho adequado, qualificado e seguro.

A última inspeção da aeronave, do tipo "IAM", foi concluída em 17JAN2018, seis dias antes do acidente. Nessa inspeção anual, estava previsto o cumprimento dos procedimentos constantes da AD 2014-23-16, a qual incluía a realização de um *tap test*.

Em entrevista, os mecânicos responsáveis pela realização da IAM informaram ter realizado o *tap test*, por ocasião do cumprimento da AD 2014-23-16. Entretanto, esse procedimento não foi registrado na caderneta de célula da aeronave, conforme previsto na IS 39-001 Rev A, de 17AGO2012. Por esse motivo, não foi possível atestar o efetivo cumprimento dos procedimentos constantes da AD em questão.

Os resultados do *tap test*, levado a termo na pá azul em laboratório, evidenciaram que se o teste tivesse sido realizado adequadamente, provavelmente, os sinais de descolamento presentes, em ambas as pás, seriam identificados nas inspeções programadas.

Por outro lado, não se pode descartar a possibilidade de que a presença de material estranho nas pás tenha comprometido a interpretação dos resultados do *tap test*, caso este ensaio tenha sido efetivamente executado durante a última inspeção do tipo IAM.

Uma pesquisa de opinião foi aplicada aos operadores, pilotos e mecânicos dos modelos R22 e R44, com o objetivo de avaliar se estes profissionais tinham conhecimento da existência da AD 2014-23-16.

Os resultados da pesquisa atestaram que 16,7% dos mantenedores responderam que as aeronaves, por eles mantidas, passaram a ser submetidas às inspeções constantes da AD após a emissão do *Safety Alert*, de 23FEV2018 (Figura 59). Em outras palavras, esses mantenedores somente souberam da existência da AD após a ocorrência do acidente com a aeronave PP-HLI.

Esse aspecto evidenciou que mantenedores de oficinas credenciadas pela ANAC para realizar manutenção em helicópteros modelo R22 e R44, supostamente, desconheciam os procedimentos constantes da referida AD, considerados críticos para a segurança das operações dessas aeronaves. Esse cenário constituiu-se em elevado fator de risco para a operação do projeto no Brasil.

Entre os pilotos, 35,8% responderam que as aeronaves, por eles operadas, passaram a ser submetidas às inspeções constantes da AD após a emissão do *Safety Alert*, de 23FEV2018 e 15,4% responderam que as aeronaves, por eles operadas, passaram a ser submetidas às inspeções constantes da AD após a emissão da DIVOP publicada pelo CENIPA, em 07MAR2018 (Figura 60). Isso significa que 51,2% dos pilotos entrevistados afirmaram ter se familiarizado com os procedimentos da AD somente após a ocorrência do acidente na cidade do Recife, PE.

Essa constatação reforçou que havia uma condição de risco latente para a operação do projeto no Brasil, uma vez que a AD também estabelecia procedimentos para os pilotos,

que eram fundamentais no acompanhamento das condições de aeronavegabilidade das pás. Por meio de inspeções visuais, antes do primeiro voo de cada dia, os pilotos deveriam monitorar as condições de aeronavegabilidade das pás do rotor principal, no tocante à presença de metal exposto e sinais de descolamento.

Além das questões relacionadas aos registros de cumprimento da AD na caderneta de célula, também foi identificada a ausência de assinatura do RT nos campos destinados à aprovação do retorno da aeronave ao serviço após as inspeções. Possivelmente, as questões relacionadas aos registros de cumprimento da AD e a ausência de assinaturas do RT estiveram relacionadas com falhas de Supervisão Gerencial, no âmbito da organização de manutenção responsável, por ocasião dos serviços realizados fora de sede.

A sucessão de inspeções realizadas fora de sede, por um período superior a 12 meses, caracterizou uma sistematização (caráter contínuo e ininterrupto) no cumprimento do programa de manutenção da aeronave, contrariando o disposto na IS 145-009B.

A investigação constatou que um dos sócios proprietários atuava, efetivamente, em diferentes níveis de autoridade dentro da empresa, executando ações desde os níveis de atuação mais inferiores (Inspeção / Execução), passando pelo nível Gerencial (APRS/RT) e chegando até o nível da Alta Direção (Sócio Proprietário), conforme modelo estabelecido no item 5.6.1.3 da IS 145.214-001A (Figura 61).

Assim, é possível que tenha havido também conflito de papéis proveniente das diferentes responsabilidades atribuídas a cada função exercida por uma mesma pessoa. Nesse cenário, as ações e as decisões do inspetor-chefe podem não ter sido submetidas a uma adequada supervisão gerencial no âmbito da OM.

Portanto, é crível supor que essa dinâmica organizacional tenha influenciado negativamente no Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional da OM.

Ademais, a seção 145.221 do RBAC 145 previa que as OM deveriam relatar à ANAC situações de dificuldades em serviço. Com base nesses relatos, as autoridades de aviação civil teriam uma visão mais adequada acerca das reais condições de aeronavegabilidade dos projetos.

No decorrer da investigação foram realizadas entrevistas com mantenedores, que informaram não se constituir em prática recorrente das OM relatar à ANAC as dificuldades em serviço em relação ao projeto R44.

Assim sendo, esse contexto comprometeu o acompanhamento adequado do tema por parte da ANAC e, por consequência, por parte da FAA, autoridade de certificação primária do projeto.

### **3. CONCLUSÕES.**

#### **3.1. Fatos.**

- a) o piloto estava com o Certificado Médico Aeronáutico (CMA) válido;
- b) o piloto estava com a habilitação de Helicóptero Monomotor Convencional (HMNC) válida;
- c) o piloto estava qualificado e possuía experiência no tipo de voo;
- d) a aeronave estava com o Certificado de Aeronavegabilidade (CA) válido;
- e) a aeronave estava dentro dos limites de peso e balanceamento;
- f) as escriturações da caderneta de célula não estavam de acordo com o preconizado na legislação em vigor à época do acidente;

- g) em 15JUL2009, as pás do rotor principal que equipavam o helicóptero foram substituídas por duas novas pás P/N C016-5 (S/N 6128 e S/N 6131), devido ao TLV;
- h) o helicóptero operou nos EUA até o mês de dezembro de 2010, já com as novas pás instaladas;
- i) em 08FEV2011, o helicóptero foi adquirido pelo operador brasileiro;
- j) na data do acidente, as pás estavam com 1.659 horas e 10 minutos voados, possuindo pouco mais de 9 anos desde a sua data de fabricação;
- k) os limites de TLV das pás não foram extrapolados;
- l) não havia registros da realização de serviços de reparo nas pás na documentação da aeronave;
- m) a aeronave decolou do aeródromo de SBRF para a realização de um voo de aeroreportagem;
- n) populares avistaram a aeronave em uma trajetória descendente até colidir contra o mar;
- o) o equipamento de gravação instalado na aeronave registrou uma vibração e, logo após, a gravação foi interrompida;
- p) não foi constatado nenhum fenômeno meteorológico severo capaz de contribuir para o acidente;
- q) exames da pá vermelha (S/N 6128) constataram que o componente falhou em voo;
- r) a presença de corrosão abaixo da camada adesiva contribuiu para a falha da pá vermelha (S/N 6128) em voo;
- s) a presença de material adesivo estranho contribuiu para a falha da pá vermelha (S/N 6128) em voo;
- t) o material estranho possuía composição química distinta do material utilizado pela RHC durante o processo de fabricação das pás;
- u) a presença do material estranho era consistente com a realização de um reparo não aprovado nas pás;
- v) não foi possível especificar em quais circunstâncias ocorreu a aplicação do material de preenchimento encontrado nas pás;
- w) o início do descolamento se deu no bordo de ataque da pá vermelha (S/N 6128), na região da *skin-to-spar bond line*;
- x) o vento relativo incidente na pá vermelha (S/N 6128) separou (*peeling off*) 50% da porção dianteira da *upper skin*;
- y) houve choque entre as pás do rotor principal e o *tailcone*;
- z) o *tailcone* foi *seccionado*;
- aa) houve perda de controle em voo e a aeronave impactou contra o mar;
- bb) exames da pá azul (S/N 6131) constataram que o componente possuía áreas com sinais de descolamento, mas não falhou em voo;
- cc) a partir de 17DEZ2007, foram emitidas *Airworthiness Directives* que versavam acerca da prevenção de falhas das pás do rotor principal e subsequente perda de controle da aeronave, devido ao descolamento da *skin*;
- dd) a AD 2014-23-16 incorporava o SB-72A, tornando-o de cumprimento compulsório;

- ee) tanto a AD quanto o SB mencionavam o *tap test* como método de cumprimento dos procedimentos de manutenção previstos;
- ff) os registros de cumprimento da AD 2014-23-16 não estavam em conformidade com o previsto na IS 39-001 Rev A;
- gg) ensaios realizados na pá azul (S/N 6131), em laboratório, demonstraram a eficácia do *tap test*;
- hh) a aeronave ficou destruída; e
- ii) todos os ocupantes da aeronave faleceram em decorrência do acidente.

### 3.2. Fatores contribuintes.

#### - Capacitação e treinamento - indeterminado.

A ausência de treinamentos recorrentes para os mecânicos pode ter contribuído para um entendimento equivocado dos procedimentos de manutenção previstos na AD 2014-23-16 e, conseqüentemente, resultado em inadequado cumprimento destes procedimentos, com o grau de detalhamento requerido.

#### - Manutenção da aeronave - contribuiu.

A presença de substância estranha encontrada em ambas as pás, tanto na superfície superior quanto na superfície inferior, com sinais de propagação em direção às regiões mais internas indicou que esse produto foi inserido ou injetado de fora para dentro, consistente com a realização de um reparo não aprovado.

A presença de corrosão encontrada por baixo da camada de polímero original e por baixo da camada de material estranho não aprovado demonstrou que a referida substância foi inserida em data posterior ao surgimento da corrosão.

Todas as regiões que possuíam esse produto estranho apresentaram descolamentos, em ambas as pás.

Diante do exposto, concluiu-se que a presença de material estranho não aprovado inserido nas pás comprometeu a aderência da *skin* ao *spar* e contribuiu para a falha da pá vermelha (S/N 6128) em voo.

Tendo em vista que essa aeronave pertenceu a mais de um proprietário, tendo realizado serviços de manutenção em diferentes Organizações e que não houve registro de reparo em nenhuma das pás, não foi possível especificar em que país, momento, local e circunstâncias se deu a aplicação do material estranho encontrado nas pás.

Outrossim, ressalta-se que os proprietários ou os operadores eram os responsáveis primários pela conservação dos produtos que operavam em condições aeronavegáveis (IS 39-001 Rev A, item 5.12.2), e que deveriam assegurar que o pessoal de manutenção fizesse as anotações apropriadas nos registros de manutenção da aeronave, conforme previa o RBHA 91, seção 91.405, letra "b".

#### - Organização do Trabalho - indeterminado

O acúmulo de funções em níveis de autoridade diferentes por um mesmo profissional, bem como o conflito de papéis decorrente dessa situação, pode ter impactado no processo de gerenciamento da segurança operacional, de modo que as ações e as decisões do inspetor-chefe podem não ter sido submetidas a uma adequada supervisão gerencial no âmbito da OM.

#### - Processos organizacionais - contribuiu.

As práticas adotadas na OM que envolviam o não cumprimento das legislações vigentes, como por exemplo a IS 145-009B e o RBAC 145 - seção 145.221, denotaram a

existência de procedimentos organizacionais que comprometiam a segurança da operação do R44.

Ademais, a falta recorrente de reportes sobre as dificuldades em serviço em relação ao projeto R44, especificamente envolvendo as pás do rotor principal, representou uma falha nos processos de comunicação da OM com a ANAC, o que comprometeu o acompanhamento das reais condições de aeronavegabilidade do projeto no Brasil e pela FAA, autoridade de certificação primária.

**- Supervisão gerencial - contribuiu.**

A sucessão de inspeções realizadas fora de sede, por um período superior a 12 meses, em desacordo com o disposto na IS 145-009B, comprometeu o estabelecimento do correto acompanhamento dos trabalhos, prejudicando, dessa forma, o adequado cumprimento da AD 2014-23-16 e a correta escrituração na caderneta de célula quanto aos métodos efetivamente utilizados durante as inspeções da referida Diretriz.

#### **4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA**

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

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

**Recomendações emitidas no ato da publicação deste relatório.**

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

**A-015/CENIPA/2018 - 01**

**Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto à Fênix Recuperação e Manutenção de Aeronaves Ltda., a fim de garantir que aquela organização de manutenção produza os documentos para o retorno ao serviço das aeronaves, em consonância com o Manual de Organização de Manutenção (MOM) adotado pela empresa, e garantir que os prazos e repetições das inspeções realizadas fora de sede ocorram conforme prevê a IS 145-009B.

**A-015/CENIPA/2018 - 02**

**Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto à Fênix Recuperação e Manutenção de Aeronaves Ltda., a fim de assegurar que aquela empresa realize as inspeções das pás do rotor principal das aeronaves fabricadas pela *Robinson Helicopter Company*, modelos R22, R44 e suas variações, em conformidade com o estabelecido nos Manuais de Manutenção desses projetos.

**A-015/CENIPA/2018 - 03**

**Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto aos pilotos, operadores e mantenedores das aeronaves fabricadas pela *Robinson Helicopter Company*, modelos R22, R44 e suas variações, a fim de assegurar que esses entes regulados cumpram de maneira aceitável os processos estabelecidos nas publicações técnicas dessas aeronaves.

**A-015/CENIPA/2018 - 04**

**Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto à Fênix Recuperação e Manutenção de Aeronaves Ltda., a fim de que aquela organização de manutenção aprimore seus mecanismos de Supervisão Gerencial nos âmbitos técnico e administrativo, sobretudo no que diz respeito aos serviços de manutenção realizados fora de sede nas aeronaves fabricadas pela *Robinson Helicopter Company*, modelos R22, R44 e suas variações.

**A-015/CENIPA/2018 - 05****Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto à Fênix Recuperação e Manutenção de Aeronaves Ltda., a fim de reavaliar a adequabilidade do Sistema de Gerenciamento da Segurança Operacional (SGSO) e o cumprimento do Manual de Gerenciamento de Segurança Operacional (MGSO) adotados por aquela organização de manutenção, à luz do que estabelece a IS 145.214-001B.

**A-015/CENIPA/2018 - 06****Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto às Organizações de Manutenção certificadas para a realização dos serviços de manutenção nas pás do rotor principal das aeronaves fabricadas pela *Robinson Helicopter Company*, modelo R22, R44 e suas variações, a fim de que essas empresas cumpram de maneira eficaz o estabelecido na seção 145.221 do RBAC 145 - Relatórios de dificuldades em serviço.

**A-015/CENIPA/2018 - 07****Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto à Fênix Recuperação e Manutenção de Aeronaves Ltda., a fim de que aquela organização de manutenção assegure aos mecânicos que nela atuam treinamentos iniciais e recorrentes que os tornem capazes de executar as tarefas designadas, e que tais treinamentos sejam documentados, conforme a seção 145.163 do RBAC 145.

**A-015/CENIPA/2018 - 08****Emitida em: 29/10/2020**

Atuar junto à Helisae Serv. Aéreo Especializado Ltda., a fim de que aquela empresa aperfeiçoe seus mecanismos administrativos e operacionais de recebimento, escrituração e verificação dos serviços de manutenção executados nas aeronaves por ela operadas, como forma de prevenir ocorrências aeronáuticas.

**A-015/CENIPA/2018 - 09****Emitida em: 29/10/2020**

Divulgar os ensinamentos colhidos na presente investigação, a fim de alertar pilotos, operadores e mantenedores das aeronaves modelos R22, R44 e suas variações, sobre a importância de se manterem atualizados em relação às Publicações Técnicas emitidas pela RHC, pela FAA e pela ANAC, notadamente, no que se refere à emissão de SB e AD.

**5. AÇÕES CORRETIVAS OU PREVENTIVAS ADOTADAS.**

Emitidas as DIVOP 002/2018, de 07MAR2018 e a DIVOP 003/2018, de 15MAIO2018.

A ANAC publicou em 03 FEV 2020 um Alerta para as organizações de manutenção e operadores das aeronaves *Robinson Helicopter* informando que o prazo para o cumprimento da AD 2014-13-16, emitida pela FAA, dos Estados Unidos, expirou em 9 de janeiro de 2020.

O referido Alerta possuiu caráter adicional de informação, uma vez que Diretrizes da Aeronavegabilidade (*Airworthiness Directives – AD*) eram de cumprimento obrigatório à luz dos Regulamentos de Aviação Brasileiros vigentes à época da publicação deste Relatório.

Em, 29 de outubro de 2020.



**ANEXO A - AD 2014-23-16**

[Federal Register Volume 79, Number 234 (Friday, December 5, 2014)]  
[Rules and Regulations]  
[Pages 72132-72135]  
From the Federal Register Online via the Government Printing Office [www.gpo.gov]  
[FR Doc No: 2014-28478]

---

**DEPARTMENT OF TRANSPORTATION****Federal Aviation Administration****14 CFR Part 39**

[Docket No. FAA-2013-0159; Directorate Identifier 2012-SW-010-AD; Amendment 39-18032;  
AD 2014-23-16]

**RIN 2120-AA64****Airworthiness Directives; Robinson Helicopter Company Helicopters**

**AGENCY:** Federal Aviation Administration (FAA), DOT.

**ACTION:** Final rule.

---

**SUMMARY:** We are superseding Airworthiness Directive (AD) 2011-12-10 for Robinson Helicopter Company (Robinson) Model R22, R22 Alpha, R22 Beta, R22 Mariner, R44, and R44 II helicopters with certain main rotor blades (blade) installed. AD 2011-12-10 required inspecting each blade at the skin-to-spar line for debonding, corrosion, a separation, a gap, or a dent and replacing any damaged blade with an airworthy blade. This new AD also requires a terminating action for those inspection requirements. These actions are intended to detect debonding of the blade skin, which could result in blade failure and subsequent loss of control of the helicopter, and to correct the unsafe condition by replacing the main rotor blades with new blades that do not require the AD inspection.

**DATES:** This AD is effective January 9, 2015.

The Director of the Federal Register approved the incorporation by reference of certain publications listed in this AD as of January 9, 2015.

The Director of the Federal Register approved the incorporation by reference of certain other publications listed in this AD as of July 5, 2011 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991).

**ADDRESSES:** For service information identified in this AD, contact Robinson Helicopter Company, 2901 Airport Drive, Torrance, CA 90505; telephone (310) 539-0508; fax (310) 539-5198; or at <http://www.robinsonheli.com/servelib.htm>. You may review a copy of the referenced service information at the FAA, Office of the Regional Counsel, Southwest Region, 2601 Meacham Blvd., Room 663, Fort Worth Texas, 76137.

### Examining the AD Docket

You may examine the AD docket on the Internet at <http://www.regulations.gov> or in person at the Docket Operations Office between 9 a.m. and 5 p.m., Monday through Friday, except Federal holidays. The AD docket contains this AD, any incorporated-by-reference service information, the economic evaluation, any comments received, and other information. The street address for the Docket Operations Office (phone: 800-647-5527) is U.S. Department of Transportation, Docket Operations Office, M-30, West Building Ground Floor, Room W12-140, 1200 New Jersey Avenue SE., Washington, DC 20590.

**FOR FURTHER INFORMATION CONTACT:** Fred Guerin, Aviation Safety Engineer, Los Angeles Aircraft Certification Office, Transport Airplane Directorate, FAA, 3960 Paramount Blvd., Lakewood, CA 90712; telephone (562) 627-5232; email [fred.guerin@faa.gov](mailto:fred.guerin@faa.gov).

### SUPPLEMENTARY INFORMATION:

#### Discussion

On February 25, 2013, at 78 FR 12648, the Federal Register published our notice of proposed rulemaking (NPRM), which proposed to amend 14 CFR part 39 to supersede AD 2011-12-10, Amendment 39-16717 (76 FR 35330, June 17, 2011), corrected March 5, 2012 (77 FR 12991), that applied to Robinson Model R22, R22 Alpha, R22 Beta, and R22 Mariner helicopters with blade, part number (P/N) A016-4; and Model R44 and R44 II helicopters with blade, P/N C016-2 or C-016-5, installed. AD 2011-12-10 required a pilot check of the blade skin-to-spar joint area for any bare metal before the first flight of each day. AD 2011-12-10 also required repetitively inspecting each blade for corrosion, separation, a gap, or a dent, refinishing any bare metal before further flight, and replacing any damaged blade with an airworthy blade. AD 2011-12-10 was prompted by a fatal accident due to blade delamination.

At the time we issued AD 2011-12-10, Robinson had developed replacement blades on the R22 and R44 model helicopters. AD 2011-12-10 was issued as a Final rule; request for comment; however, the amount of time permitted to replace the blades required allowing the public an opportunity to comment. Thus, the NPRM proposed to retain the pilot check, recurring inspection, and blade refinishing requirements of AD 2011-12-10. An owner/operator (pilot) may perform the visual check required by paragraph (f)(1) of this AD and must enter compliance with that paragraph into the helicopter maintenance records in accordance with 14 CFR 43.9(a)(1) through (4) and 91.417(a)(2)(v). A pilot may perform this check because it involves only looking at a visible area of the blades and can be performed equally well by a pilot or a mechanic. This check is an exception to our standard maintenance regulations. The NPRM also proposed to add a part-numbered blade to its applicability for R22 model helicopters. Lastly, the NPRM proposed to require, within five years of the effective date, replacing both main rotor blades with the new part-numbered aluminum blades, which would constitute terminating action of the recurring inspection requirements. These actions are intended to detect and prevent debonding of the blade skin, which could result in blade failure and subsequent loss of control of the helicopter.

#### Comments

After our NPRM (78 FR 12648, February 25, 2013) was published, we received comments from 15 commenters and have given due consideration to each one. We have identified five unique issues and addressed those issues as follows.

## Requests

Ten operators requested that we withdraw the NPRM and allow continued repetitive inspections of the blades for all affected models, as there is insufficient data justifying the termination of the requirement for repetitive inspections and for replacing the main rotor blades with new blades that do not require the AD inspection. One commenter noted that there have been no blade failures since the procedures of AD 2011-12-10 have been implemented, and therefore the NPRM increases the financial burden to an operator without increasing safety. Another commenter requested that more data be obtained regarding the effect of the operating environment and the inspection accordingly modified. Two commenters stated that a salt air environment caused the debonding due to corrosion. Some commenters state that inspections and routine maintenance, if done correctly, will ensure continued operational safety.

We do not agree. Blade debonding continues to occur in service. The cause of the debonding was determined to be erosion on unpainted blade tip bond lines which allows the bond to weaken and the skin to pull up. The erosion is mechanical and occurs in any environment regardless of salt or moisture in the air. This unsafe condition is sufficient to mandate inspections due to the catastrophic consequences if the blade becomes delaminated. However, airworthiness cannot be assured long-term by reliance on continued repetitive inspections. Although there have been no fatalities since we issued AD 2011-12-10, Robinson continues to report instances of blade delamination found during maintenance checks. Because blades continue to have debond issues, and as using a safety-by-inspection approach for a critical component has been shown to have an inherent amount of risk, it is in the interest of safety to reduce the retirement of the blades from 12 years from the blade manufacturing date to an earlier date.

Five operators requested that we remove the requirement for replacing the blades for the R44 Astro models, because these models are not equipped with hydraulic assisted controls and the new blades cannot be installed on these models unless the helicopter is converted to hydraulic assisted controls, a costly conversion which is not necessary for safe flight. These commenters further stated that the conversion is not only an additional expense but also can only be performed at the Robinson factory. One commenter believed the new blades are compatible with the non-hydraulic airframe and requested we require that Robinson test the new blades on the non-hydraulic R44 Astro airframe, so that the new blades can be installed on the R44 Astro without also having to convert the helicopter. The commenters also stated that Robinson then reserves the right to upgrade any component on the helicopter to their latest revision even though there is no AD or SB stating the Robinson required change, and this Robinson requirement results in additional cost increase. One commenter requested that we justify this requirement for the R44 Astro helicopters by identifying the number of reports of blade delamination on R44 Astros and explain the safety improvement resulting from converting a helicopter to hydraulic assisted controls. Finally, the commenters also stated that requiring replacement of the blades (and thus, conversion) for R44 Astro helicopters significantly reduces the resale value of these helicopters.

We do not agree. The R44 Astro is subject to the same unsafe condition as the other R22 and R44 helicopter models. The purpose of this AD is not to require converting a helicopter to hydraulic assisted controls; the purpose is to correct this unsafe condition on the blades. Robinson's decision whether to test the new blades with the non-hydraulic R44 Astro helicopter is a business decision, and the FAA does not have the authority to mandate a different decision. Similarly, Robinson's decision to discontinue blades designed for the non-hydraulic equipped helicopters is a business decision that the FAA does not have the authority to change. Because the blades for the non-hydraulic equipped R44 Astro helicopters are calendar life limited to 12 years and will no longer be produced, and as the manufacturer has not pursued FAA approval for installation of the new blades on the non-hydraulic R44 Astro, the owners of the Astro helicopter will need to install hydraulic assisted flight controls after 12 years regardless of the AD requirements. The FAA acknowledges that the expense and downtime to accomplish the blade replacement is greater for the R44 helicopters that are not equipped with hydraulic assisted controls. However, this greater cost due to an absence of

hydraulic controls, while unfortunate, does not change the blade safety issue or the need to require replacement of the blades prior to their retirement life.

Four operators stated that the FAA has not considered the cost of this AD on operators and requested that Robinson be responsible for the cost of the new blades. One commenter also requested that Robinson be responsible for the cost of converting the R44 Astro to hydraulic assisted flight controls, as this will be required for that model when the new blades are installed.

We do not agree. While we acknowledge that the costs associated with the actions of this AD are not minimal, we have determined that these costs are reasonable given the unsafe condition. As far as request for Robinson to bear these costs, the FAA does not have the authority to require a manufacturer to bear the cost of a repair.

One commenter requested that we require blade replacement at the 2,200 hour overhaul or 12 years instead of the 5-year compliance time. The commenter stated that as Robinson started the production of new blades about 3 years ago, the 5-year replacement period would require some owners to replace the blades long before reaching the 12-year inspection, and this financial cost was not taken into account with the proposed rule.

We do not agree. We determined a replacement period of five years from the date of the AD by using a quantitative and qualitative risk assessment methodology. The risk of blade skin debonding results in a loss of control of the helicopter and is beyond acceptable risk guidelines when allowing the blades to continue in service indefinitely. Although the risk assessment indicates that immediate action is required to correct the unsafe condition, this risk is partially mitigated by the improved inspection techniques, making it acceptable to allow a five year period of time for blades to be replaced. The added cost to retire the blades has been anticipated in the financial burden justification of this AD. The FAA acknowledges that in some situations the cost to the operator may be in excess of the cost of the replacement blades, but we have determined that the costs associated with the actions of this AD are reasonable given the safety issue.

Lastly, one commenter did not make a request but stated that bare metal can be seen on areas of the helicopter and that the helicopter manufacturer provides poor corrosion protection on the helicopter. The commenter explained that metal-to-metal contact causes the corrosion that occurs on the blades.

We disagree. Metal-to-metal contact may be a mechanism that is causing the corrosion in the rotor blade tip cap to skin interface, but it has not been shown to be a mechanism for skin debonding in the area of the blade that has been found in the fleet. Skin debonding is the unsafe condition the actions in this AD are correcting.

#### **FAA's Determination**

We have reviewed the relevant information, considered the comments received, and determined that an unsafe condition exists and is likely to exist or develop on other products of these same type designs and that air safety and the public interest require adopting the AD requirements as proposed, except we are allowing compliance with the revised service information as an optional action. We have also made clarifications in the economic analysis to reflect the correct cost of required parts and labor for R-44 helicopters without hydraulically boosted flight controls installed. The total estimated cost for these model helicopters has not changed. These changes are consistent with the intent of the proposals in the NPRM (78 FR 12648, February 25, 2013) and will not increase the economic burden on any operator nor increase the scope of the AD.

#### **Related Service Information**

We have reviewed the following Robinson service information:

- Letter titled "Additional Information Regarding Main Rotor Blade Skin Debonding," dated May 25, 2007, discussing blade skin debonding;

- Rotorcraft Flight Manual (RFM) changes to the Normal Procedures Section 4 and Systems Description Section 7, revised April 20, 2007, for each applicable model helicopter containing a "caution" about skin-to-spar bond line erosion;
- One Service Letter with two different Nos.: R22 SL-56B and R44 SL-32B, both revised April 30, 2010, specifying proper inspection and protection (refinishing) of bonded areas; and
- Service Bulletins SB-103 for the Model R22 and SB-72 for the Model R44, both dated April 30, 2010, and SB-103A and SB-72A, both dated July 19, 2012, specifying proper inspection and protection (refinishing) of bonded areas for certain affected blades.
- R44 Service Letter SL-37, dated June 18, 2010, specifying the required modifications for a carbureted R-44 to install P/N C016-7 blades.

### **Costs of Compliance**

We estimate that this AD affects 1,290 Model R22 helicopters and 1,353 Model R44 helicopters, for a total of 2,643 helicopters of U.S. Registry. At an average labor rate of \$85 per hour, we estimate that operators will incur the following costs in order to comply with this AD:

- Time to perform the before flight check each day is negligible.
- Inspecting both blades will require about three work hours, for a total cost per helicopter of \$255 and a total cost to the U.S. operator fleet of \$673,965.
- Replacing both blades on a Model R22 helicopter will require about 20 work hours, and required parts will cost \$29,808, for a total cost per helicopter of \$31,508 and a total cost to the U.S. R22 operator fleet of \$40,645,320 over a 5-year period.
- Replacing both blades on a Model R44 helicopter with hydraulically boosted flight controls installed (approximately 1,053 helicopters) will require about 20 work hours, and required parts will cost \$43,783, for a total cost per helicopter of \$45,483 and a total cost to the U.S. R44 operator fleet of \$47,893,599 over a 5-year period.
- Replacing both blades on a Model R44 helicopter without hydraulically boosted flight controls installed (approximately 300 helicopters) will require modifying the aircraft with hydraulic flight controls, and adding the P/N C016-7 blades and the required airframe provisions at a cost of 100 work-hours for a total labor cost of \$8,500. Parts will cost \$103,747 for a total cost per helicopters of \$112,247, and a cost to U.S. operators of \$33,674,100 over 5 years.

### **Authority for This Rulemaking**

Title 49 of the United States Code specifies the FAA's authority to issue rules on aviation safety. Subtitle I, section 106, describes the authority of the FAA Administrator. Subtitle VII: Aviation Programs, describes in more detail the scope of the Agency's authority.

We are issuing this rulemaking under the authority described in Subtitle VII, Part A, Subpart III, Section 44701: "General requirements." Under that section, Congress charges the FAA with promoting safe flight of civil aircraft in air commerce by prescribing regulations for practices, methods, and procedures the Administrator finds necessary for safety in air commerce. This regulation is within the scope of that authority because it addresses an unsafe condition that is likely to exist or develop on products identified in this rulemaking action.

### **Regulatory Findings**

This AD will not have federalism implications under Executive Order 13132. This AD will not have a substantial direct effect on the States, on the relationship between the national government and the States, or on the distribution of power and responsibilities among the various levels of government.

For the reasons discussed above, I certify that this AD:

- (1) Is not a "significant regulatory action" under Executive Order 12866;
- (2) Is not a "significant rule" under DOT Regulatory Policies and Procedures (44 FR 11034, February 26, 1979);
- (3) Will not affect intrastate aviation in Alaska to the extent that it justifies making a regulatory distinction; and
- (4) Will not have a significant economic impact, positive or negative, on a substantial number of small entities under the criteria of the Regulatory Flexibility Act.

We prepared an economic evaluation of the estimated costs to comply with this AD and placed it in the AD docket.

#### **List of Subjects in 14 CFR Part 39**

Air transportation, Aircraft, Aviation safety, Incorporation by reference, Safety.

#### **Adoption of the Amendment**

Accordingly, under the authority delegated to me by the Administrator, the FAA amends 14 CFR part 39 as follows:

#### **PART 39—AIRWORTHINESS DIRECTIVES**

1. The authority citation for part 39 continues to read as follows:

Authority: 49 U.S.C. 106(g), 40113, 44701.

#### **§ 39.13 [Amended]**

2. The FAA amends § 39.13 by removing Airworthiness Directive (AD) 2011-12-10, Amendment 39-16717 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991), and adding the following new AD:



**FAA**  
**Aviation Safety**

## AIRWORTHINESS DIRECTIVE

[www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/](http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/)  
[www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html](http://www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html)

**2014-23-16 Robinson Helicopter Company:** Amendment 39-18032; Docket No. FAA-2013-0159; Directorate Identifier 2012-SW-010-AD.

### (a) Applicability

This AD applies to Model R22, R22 Alpha, R22 Beta, and R22 Mariner helicopters with main rotor blade (blade), part number (P/N) A016-2 or A016-4; and Model R44 and R44 II helicopters with blade, P/N C016-2 or C-016-5, certificated in any category.

### (b) Unsafe Condition

This AD defines the unsafe condition as blade skin debonding, which could result in blade failure and subsequent loss of control of the helicopter.

### (c) Affected ADs

This AD supersedes AD 2011-12-10, Amendment 39-16717 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991).

### (d) Effective Date

This AD becomes effective January 9, 2015.

### (e) Compliance

You are responsible for performing each action required by this AD within the specified compliance time unless it has already been accomplished prior to that time.

### (f) Required Actions

(1) Before the first flight of each day, visually check for any exposed (bare metal) skin-to-spar joint area on the lower surface of each blade. The actions required by this paragraph may be performed by the owner/operator (pilot) holding at least a private pilot certificate and must be entered into the aircraft records showing compliance with this AD in accordance with 14 CFR 43.9(a)(1) through (4) and 14 CFR 91.417(a)(2)(v). The record must be maintained as required by 14 CFR 91.417, 121.380, or 135.439.

(2) If there is any bare metal in the area of the skin-to-spar bond line, before further flight, inspect the blade by following the requirements of paragraph (f)(3) of this AD.

(3) Within 10 hours time-in-service (TIS), and at intervals not to exceed 100 hours TIS or at each annual inspection, whichever occurs first, inspect each blade for corrosion, separation, a gap, or a dent by following the Compliance Procedure, paragraphs 1 through 6 and 8, of Robinson R22 Service Bulletin SB-103, dated April 30, 2010 (SB103), or Robinson Service Bulletin SB-72, dated April 30, 2010 (SB72), as appropriate for your model helicopter. Although the Robinson service information limits the magnification to 10X, a higher magnification is acceptable for this inspection. Also, an appropriate tap test tool which provides similar performance, weight, and consistency of tone may be

substituted for the "1965 or later United States Quarter-dollar coin," which is specified in the Compliance Procedure, paragraph 2, of SB72 and SB103.

(4) Before further flight, refinish any exposed area of a blade by following the Compliance Procedure, paragraphs 2 through 6, of Robinson R22 Service Letter SL-56B or R44 Service Letter SL-32B, both dated April 30, 2010, as appropriate for your model helicopter.

(5) Before further flight, replace any unairworthy blade with an airworthy blade.

(6) Within 5 years of the effective date of this AD:

(i) For Model R22 series helicopters, replace blade P/N A016-2 or A016-4 with a blade, P/N A016-6.

(ii) For Model R44 series helicopters fitted with hydraulically boosted main rotor flight controls, replace blade P/N C016-2 or C016-5 with a blade, P/N C016-7.

(iii) For Model R44 series helicopters without hydraulically boosted main rotor flight controls, replace blade P/N C016-2 or C016-5 with a blade, P/N C016-7. Prior to installing a blade P/N C016-7, verify the helicopter has been modified as required by Robinson R44 Service Letter SL-37, dated June 18, 2010, Compliance Procedures, paragraphs 1. through 10.

(iv) Installing blades, P/N A016-6 or P/N C016-7, is terminating action for the inspection requirements of paragraphs (f)(1) through (f)(4) of this AD.

(7) As an option for complying with paragraph (f)(3) of this AD, you may perform a blade inspection by following the corresponding provisions of SB-103A or SB-72A, both dated July 19, 2012, as appropriate for your model helicopter.

**(g) Special Flight Permits**

Special flight permits will not be issued.

**(h) Alternative Methods of Compliance (AMOCs)**

(1) The Manager, Los Angeles Aircraft Certification Office, FAA, may approve AMOCs for this AD. Send your proposal to: Fred Guerin, Aviation Safety Engineer, Los Angeles Aircraft Certification Office, Transport Airplane Directorate, FAA, 3960 Paramount Blvd., Lakewood, CA 90712; telephone (562) 627-5232; email fred.guerin@faa.gov.

(2) For operations conducted under a 14 CFR part 119 operating certificate or under 14 CFR part 91, subpart K, we suggest that you notify your principal inspector, or lacking a principal inspector, the manager of the local flight standards district office or certificate holding district office before operating any aircraft complying with this AD through an AMOC.

(3) AMOCs approved for AD 2011-12-10 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991), are approved as AMOCs for the corresponding requirements in paragraph (f) of this AD.

**(i) Additional Information**

The Robinson letter titled "Additional Information Regarding Main Rotor Blade Skin Debonding," dated May 25, 2007, which is not incorporated by reference, contains additional information about the subject of this AD. For service information identified in this AD, contact Robinson Helicopter Company, 2901 Airport Drive, Torrance, CA 90505; telephone (310) 539-0508; fax (310) 539-5198; or at <http://www.robinsonheli.com/servelib.htm>. You may review a copy of this information at the FAA, Office of the Regional Counsel, Southwest Region, 2601 Meacham Blvd., Room 663, Fort Worth, Texas 76137.

**(j) Subject**

Joint Aircraft Service Component (JASC) Code: 6210: Main Rotor Blades.

**(k) Material Incorporated by Reference**

(1) The Director of the Federal Register approved the incorporation by reference (IBR) of the service information listed in this paragraph under 5 U.S.C. 552(a) and 1 CFR part 51.

(2) You must use this service information as applicable to do the actions required by this AD, unless the AD specifies otherwise.

(3) The following service information was approved for IBR on January 9, 2015.

(i) Robinson R44 Service Letter SL-37, dated June 18, 2010.

(ii) Reserved.

(4) The following service information was previously approved for IBR on July 5, 2011 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991).

(i) Robinson R22 Service Bulletin SB-103, dated April 30, 2010.

(ii) Robinson R44 Service Bulletin SB-72, dated April 30, 2010.

(iii) Robinson R22 Service Letter SL-56B, dated April 30, 2010.

(iv) Robinson R44 Service Letter SL-32B, dated April 30, 2010.

(5) For Robinson service information identified in this AD, contact Robinson Helicopter Company, 2901 Airport Drive, Torrance, CA 90505; telephone (310) 539-0508; fax (310) 539-5198; or at <http://www.robinsonheli.com/servelib.htm>.

(6) You may view this service information at FAA, Office of the Regional Counsel, Southwest Region, 2601 Meacham Blvd., Room 663, Fort Worth, Texas 76137. For information on the availability of this material at the FAA, call (817) 222-5110.

(7) You may view this service information that is incorporated by reference at the National Archives and Records Administration (NARA). For information on the availability of this material at NARA, call (202) 741-6030, or go to: <http://www.archives.gov/federal-register/cfr/ibr-locations.html>.

Issued in Fort Worth, Texas, on November 4, 2014.

Lance T. Gant,

Acting Directorate Manager, Rotorcraft Directorate,  
Aircraft Certification Service.

**ANEXO B - SB 72A****ROBINSON  
HELICOPTER COMPANY**

2901 Airport Drive, Torrance, California 90505

Phone (310) 539-0508 Fax (310) 539-5198

Page 1 of 3

**R44 SERVICE BULLETIN SB-72A**  
(supersedes R44 SL-24 and R44 SB-72)**DATE:** 30 April 2010**REVA:** 19 July 2012**TO:** R44 and R44 II owners, operators, and maintenance personnel**SUBJECT:** Main Rotor Blade Bond Inspection**ROTORCRAFT AFFECTED:** R44 helicopters with C016-2 main rotor blades, and R44 II helicopters with C016-5 main rotor blades.**TIME OF COMPLIANCE:** Every four months, 100-hour inspection, or annual inspection, whichever occurs first.**BACKGROUND:** Debonding of rotor blade skins can occur when the bond line is exposed due to erosion of the blade finish, or when corrosion occurs on the internal aluminum tip cap. Proper inspection and protection (refinishing) of bonded areas is required. Debonding resulting from improper inspection and maintenance could cause a catastrophic accident.**COMPLIANCE PROCEDURE:****NOTE**

To facilitate inspection, blade may be teetered down, collective fully raised, and cyclic stick positioned to apply maximum up pitch.

1. Refer to Figures 1 and 2. Remove both main rotor blade tip covers and clean the blades. Clean and remove any corrosion from tip covers.
2. Using 10x magnification, visually inspect uncovered skin-to-tip cap bond joints. Using a 1965-or-later United States quarter-dollar coin, tap test skin-to-tip cap bond joints on both upper and lower surfaces. If corrosion, separation, or voids are detected, blade is unairworthy. A tap test tutorial video is available on our website, [www.robinsonheli.com](http://www.robinsonheli.com), under the Publications tab.
3. Using 10x magnification, visually inspect any exposed skin-to-spar bond line for gaps (empty space between skin and spar). Blade is unairworthy if any gap, including "pin hole(s)", is detected in the bond line.
4. Refer to Figure 2. Mark outboard 135 inches of blade lower surface as shown to identify skin-to-spar bond joint area.

(OVER)

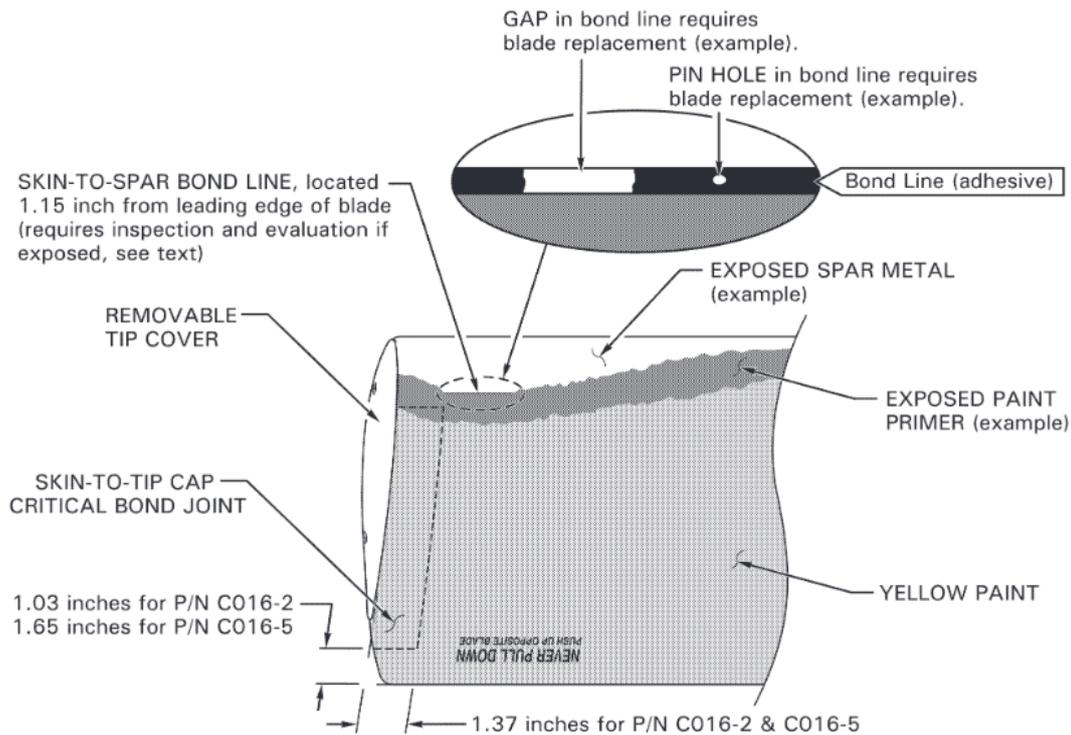
R44 SB-72A  
Page 2 of 3

5. Verify no visible dents within the bond joint area. Blade is unairworthy if bond joint area is dented.
6. Tap test the lower skin-to-spar bond joint and verify no voids exist. Blade is unairworthy if a void is detected.
7. Refinish all exposed bare metal, including tip covers, per R44 SL-32B.
8. Install blade tip covers, ensuring cover edges are flush with blade profile.
9. Make appropriate maintenance record entries.

**Approximate Cost:**

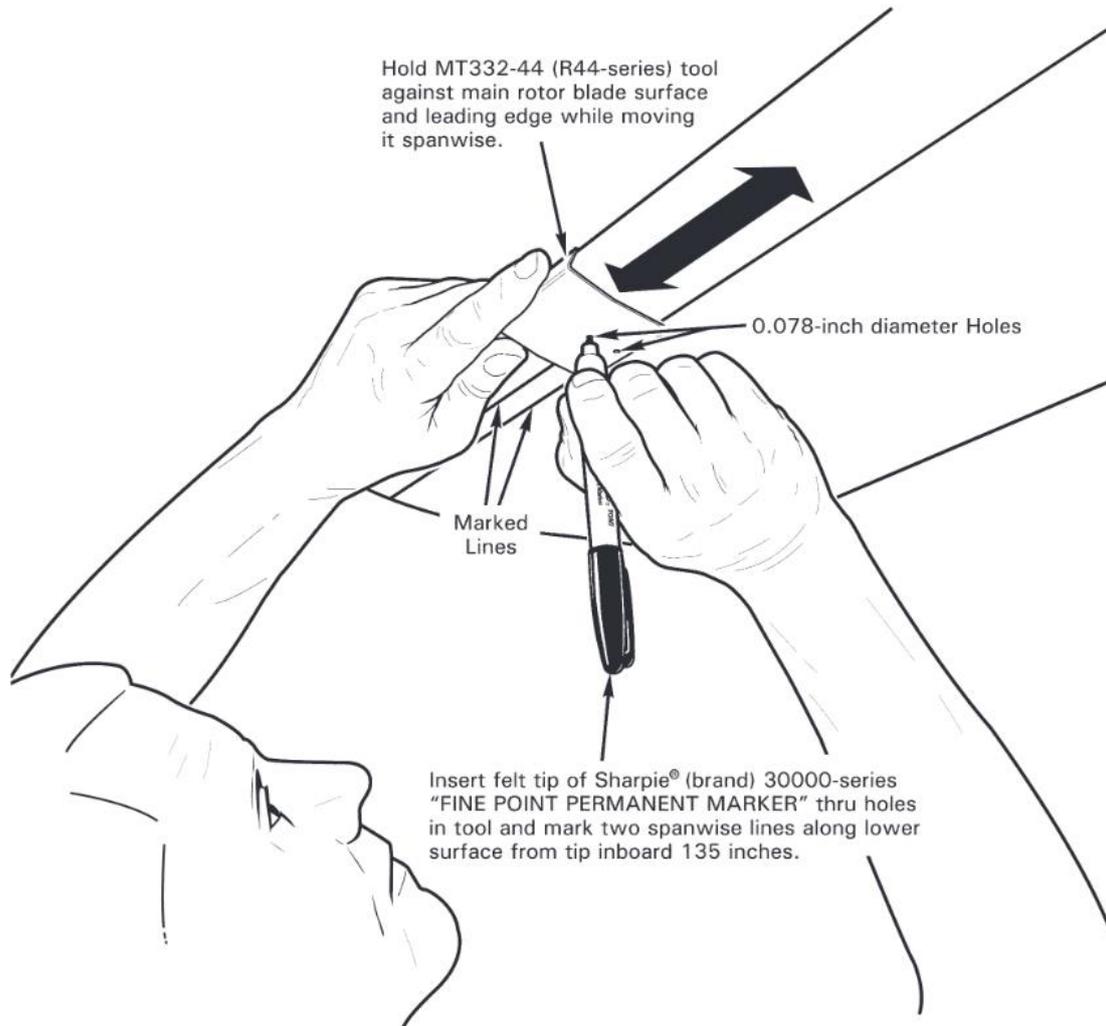
- Parts: \$5 for KI-200 Kit.  
 KI-200 Kit includes:  
 1 ea MT332-44 tool  
 1 ea SAN30001 Sharpie® marker

Labor: Less than 1 man-hour.



**FIGURE 1 TIP AREA AND LOWER SURFACE**  
(Example, Blade with Excessive Paint Erosion)

R44 SB-72A  
Page 3 of 3



**FIGURE 2 MARKING LOWER SKIN-TO-SPAR BOND JOINT AREA**

THE DESIGN ENGINEERING ASPECTS OF THIS BULLETIN HAVE BEEN SHOWN TO COMPLY WITH APPLICABLE FEDERAL AVIATION REGULATIONS AND ARE FAA APPROVED.

**ANEXO C - DIVOP N° 002/2018**

<b>DIVULGAÇÃO OPERACIONAL (DIVOP)</b>	<b>N° 002/2018</b>
<b>CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS</b>	<b>DATA 07/03/2018</b>



*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 desta atividade não é determinar culpa ou responsabilidade. Esta Divulgação Operacional, cuja conclusão baseia-se em fatos ou hipóteses, ou na combinação de ambos, objetiva exclusivamente a prevenção de acidentes aeronáuticos. O uso desta divulgação para qualquer outro propósito poderá induzir a interpretações errôneas e trazer efeitos adversos ao SIPAER.*

**ROBINSON 22 (R22) e ROBINSON 44 (R44)**

**RESPONSÁVEL: CENIPA**

**ASSUNTO: INSPEÇÃO NAS PÁS DO ROTOR PRINCIPAL DE HELICÓPTEROS**

**MODELOS R22 E R44**

**HISTÓRICO**

Na manhã do dia 23 JAN 2018, o helicóptero modelo R44 II, matrícula PP-HLI, decolou do aeródromo do Recife (SBRF) para realização de um voo com um piloto e dois passageiros a bordo.

Cerca de quatorze minutos após a decolagem, a aeronave foi avistada em uma trajetória descendente até colidir contra o mar, no setor Nordeste do aeródromo.

A aeronave ficou completamente destruída.

Todos os ocupantes sofreram lesões fatais.

O CENIPA ainda está investigando os fatores contribuintes presentes no referido acidente.

**ANÁLISE**

Os relatos de observadores, bem como imagens registradas por algumas câmeras de segurança mostraram que a aeronave PP-HLI percorreu uma trajetória descendente, praticamente na vertical, com elevada razão de descida, em voo aparentemente sem controle até o impacto contra a água do mar.

Essas características relacionadas à dinâmica do acidente guardam similaridades com ocorrências anteriores envolvendo aeronaves ROBINSON modelo R22 e R44, ao redor do mundo.

Algumas dessas ocorrências foram objeto de estudo por parte do *National Transportation Safety Board* (NTSB), órgão congênere ao CENIPA nos Estados Unidos (USA). Em 2008, o NTSB publicou um documento (*Safety Recommendation, A-08-25 through - 29*, de 09 JUN 2008) no qual constava uma análise de três acidentes aeronáuticos que envolveram aeronaves modelo R44.

As pás do rotor principal dos helicópteros envolvidos nesses acidentes foram examinadas por técnicos do Laboratório de Materiais do NTSB. Os exames encontraram sinais de descolamento (separação) da camada externa da pá do rotor principal (*skin*), as quais levaram a consequente falha do componente em voo.

As pás do rotor principal dos helicópteros modelos R22 e R44 são compostas por um *skin* de aço inoxidável, um núcleo do tipo *honeycomb* composto por alumínio e um *spar* de aço inoxidável.

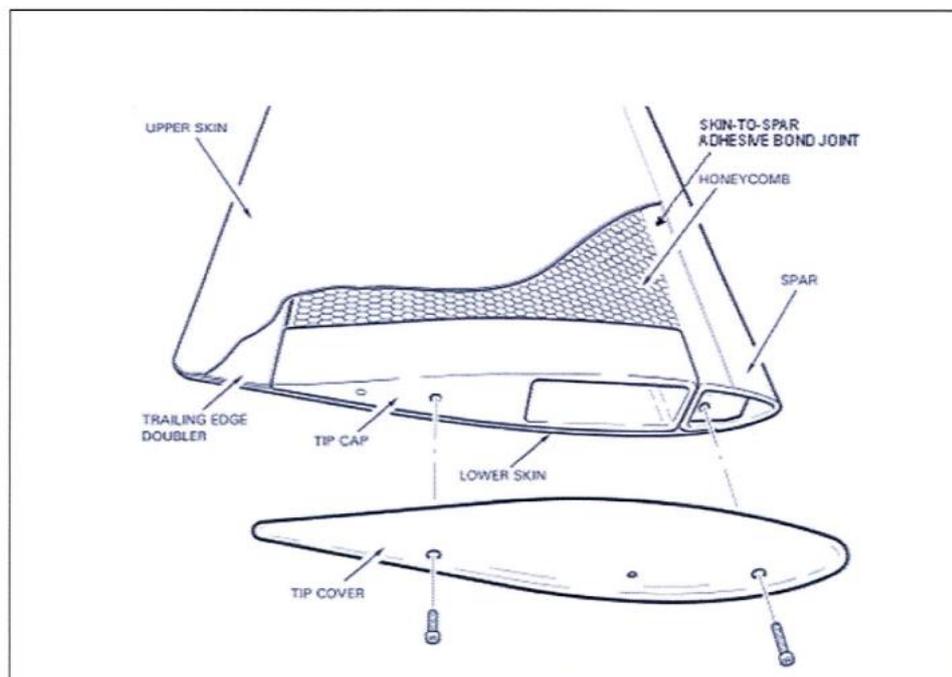


Figura 1 - Seção da ponta da pá do rotor principal da *Robinson Helicopter Company*.

Os descolamentos encontrados nas pás dos helicópteros acidentados possuíam características bastante similares entre si, conforme demonstrado na tabela a seguir:

Local e Data	Modelo	P/N das pás	Tipo <i>skin</i> / <i>spar</i>	Tempo de operação em horas de voo
República Dominicana 11 OUT 2006	R44	C016-2	Aço Inoxidável	1.800h
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Descolamento na maior parte das juntas adesivas das pás do rotor principal.</li> <li>• Descolamento na junta adesiva entre o <i>skin</i> e o <i>spar</i>, na região do bordo de ataque das pás. As áreas remanescentes apresentavam descolamentos com alta porcentagem de falha adesiva, indicando que a fixação (colagem) dos materiais se deteriorou desde a fabricação das pás.</li> <li>• Os descolamentos foram, em geral, propagados a partir das pontas das pás.</li> </ul>				
Ilhas Fiji 05 DEZ 2006	R44	C016-2	Aço Inoxidável	1.083h
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Separação extensa nas juntas adesivas.</li> <li>• Origem indeterminada dos descolamentos, em virtude de os mesmos comumente se originarem da ponta da pá, parte essa que não foi encontrada. No entanto, as maiores porções dos descolamentos nas juntas adesivas emanaram do bordo de ataque dos <i>skin</i>.</li> <li>• Os descolamentos encontrados nas juntas adesivas das pás do helicóptero envolvido neste acidente eram similares aos encontrados no acidente ocorrido na República Dominicana.</li> </ul>				
Austrália 15 MAR 2007	R44	C016-2	Aço Inoxidável	597h
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Bordo de ataque do <i>skin</i> inferior estava descolado aproximadamente 2,5 polegadas na ponta da pá.</li> <li>• O descolamento se estendeu por aproximadamente 17 polegadas para dentro da ponta da pá.</li> <li>• Descolamentos nas juntas adesivas da parte inferior da pá entre o <i>skin</i> e o <i>spar</i>. Diversas áreas isoladas no bordo de ataque dos <i>skins</i> mostrando descolamentos adesivos, indicação de que a fixação (colagem) dos materiais se deteriorou, causando a separação da parte inferior do <i>skin</i>.</li> <li>• Os descolamentos encontrados nas juntas adesivas das pás do helicóptero envolvido neste acidente eram similares aos descolamentos encontrados nos acidentes ocorridos na República Dominicana e nas Ilhas Fiji.</li> </ul>				

Tabela 1 – Tipos de descolamentos encontrados nas pás de helicópteros acidentados.

Em todos os casos analisados, o descolamento nas pás do rotor principal ocorreu antes do Tempo Limite de Vida (TLV) do componente (2.200 horas de voo ou 12 anos de operação).

Como forma de mitigar a condição de perigo encontrada, a *Federal Aviation Administration* (FAA), órgão congênere à ANAC nos USA e responsável pela certificação primária do projeto R44, emitiu uma *Airworthiness Directives* (AD 2007-26-12) que estabelecia procedimentos diários visando identificar falhas nas pás do rotor principal, por descolamento da camada externa (*skin*). Este documento informava que descolamentos nas pás do rotor principal poderiam ter como consequência a perda de controle do helicóptero. A AD 2007-26-12 estabelecia, ainda, um prazo para a substituição das referidas pás.

Em um segundo momento, a AD 2007-26-12 foi substituída pela AD 2011-12-10, que prorrogava o prazo de uso das pás do rotor principal.

Posteriormente, a AD 2011-12-10 foi substituída pela AD 2014-23-16 (efetivada em 9 JAN 2015), que por sua vez passou a adotar uma ação terminal para esses requisitos de inspeção, substituindo, dentro de um prazo determinado, as pás do rotor principal por pás novas (P/N C016-7 para os R44; e P/N A016-6 para os R22) que não exigem a realização das inspeções diárias.

Dentre outros aspectos, a AD 2014-23-16 manteve os procedimentos a serem adotados pelos operadores/pilotos, diariamente, antes do primeiro voo do dia, visando identificar danos que comprometam a aeronavegabilidade das pás do rotor principal (R44 com P/N C016-2 ou P/N C016-5; e R22 com P/N A016-2 OU A016-4) bem como a escrituração desses procedimentos em registros apropriados. A AD 2014-23-16 estabeleceu, ainda, períodos determinados de inspeção e parâmetros e procedimentos a serem adotados antes da realização de voos subsequentes, quando as pás apresentassem partes metálicas expostas (*bare metal*).

A respeito de Diretriz de Aeronavegabilidade emitida por Autoridade de Aviação Civil estrangeira (FAA), o Regulamento Brasileiro da Aviação Civil n° 39 (RBAC 39.5-I) considera a Diretriz de Aeronavegabilidade, ou documento equivalente, emitido por Autoridade de Aviação Civil do Estado de Projeto, como uma Diretriz de Aeronavegabilidade emitida pela própria ANAC. Nesse sentido, o documento emitido pela FAA tem validade integral no âmbito da aviação civil brasileira.

No dia 23 FEV 2018, a *Robinson Helicopter Company* emitiu um alerta de segurança (*Safety Alert*) no qual o fabricante ressalta a importância dos operadores cumprirem o estabelecido na AD 2014-23-16 para as pás de rotor principal com P/N A016-4 (R22); C016-2 (R44) e C016-5 (R44). O *Safety Alert* ressalta, ainda, que o não cumprimento desses procedimentos pode ter como consequência acidentes fatais. Por fim, o documento relembra os operadores que essas pás **deverão ser retiradas de operação em 09 JAN 2020**.

Os trabalhos de investigação relacionados ao acidente envolvendo a aeronave PP-HLI, ocorrido em 23 JAN 2018, ainda estão em andamento. Portanto, o conteúdo da presente DIVOP não é conclusivo em relação à investigação do acidente aeronáutico em tela. Entretanto, os fatos conhecidos até o momento possuem alguma similaridade com os acidentes analisados pelo NTSB, ocorridos na República Dominicana, Ilhas Fiji e Austrália.



As pás que equipavam a aeronave PP-HLI possuíam P/N C016-5 e, portanto, eram afetadas pela AD 2014-23-16. As pás acidentadas ainda serão submetidas a exames laboratoriais a fim de identificar se houve descolamento similar ao observado nos acidentes anteriores descritos nesta DIVOP.

Com o objetivo de elevar a percepção de pilotos, de mecânicos e de operadores dos helicópteros modelos R22 e R44 no Brasil, o CENIPA **ratifica** que o cumprimento da AD 2014-23-16, na sua integralidade, bem como a fiel observância ao disposto no *Safety Alert* emitido pelo fabricante são imprescindíveis para a segurança das operações dos projetos R22 e R44 equipados com pás P/N C016-2 e P/N C016-5.

#### AÇÕES RECOMENDADAS

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

- Dar ampla divulgação do conteúdo desta DIVOP aos operadores, pilotos e mantenedores dos helicópteros ROBINSON modelos R22 e R44.

**Aos operadores, pilotos e mantenedores dos helicópteros ROBINSON modelos R22 e R44, recomenda-se:**

- Cumprir fielmente o disposto na *Airworthiness Directives* 2014-23-16, observando, notadamente, o que se refere às inspeções a serem realizadas antes de cada voo.

- Cumprir fielmente o disposto no *Safety Alert*, de 23 FEV 2018, emitido pela *Robinson Helicopter Company*, fabricante da aeronave.

#### DIVULGAÇÃO

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC)

- Operadores, pilotos e mantenedores de helicópteros Robinson modelos R22 e R44

#### APROVO:



**Brigadeiro do Ar FREDERICO ALBERTO MARCONDES FELIPE**  
Chefe do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

## ANEXO D - DIVOP N° 003/2018

<b>DIVULGAÇÃO OPERACIONAL (DIVOP)</b>	<b>N° 03/2018</b>
<b>CENTRO DE INVESTIGAÇÃO E PREVENÇÃO DE ACIDENTES AERONÁUTICOS</b>	<b>DATA 15/05/2018</b>



*A Divulgação Operacional (DIVOP) é uma ferramenta utilizada para a comunicação de assuntos de interesse da prevenção de acidentes, visando tão e somente à segurança de voo. Parte do Princípio SIPAER de que todo acidente pode ser evitado e de que o amplo conhecimento de fatos ocorridos se reveste de grande importância.*

*Em nenhuma hipótese, a DIVOP substitui o Relatório Final, o qual consiste na conclusão oficial do SIPAER relativa a investigação de uma ocorrência aeronáutica. O uso desta divulgação para qualquer outro propósito que não seja a prevenção de acidentes e incidentes aeronáuticos poderá induzir a interpretações errôneas e trazer efeitos adversos ao SIPAER.*

**ROBINSON 22 (R22) e ROBINSON 44 (R44/R44II)**

**RESPONSÁVEL: CENIPA**

**ASSUNTO: INSPEÇÃO NAS PÁS DO ROTOR PRINCIPAL DE HELICÓPTEROS MODELOS R22 E R44/R44II**

#### PREFÁCIO

O CENIPA tem observado o aumento de reportes relatando que, durante a realização de inspeções em pás do rotor principal de helicópteros modelos R22 e R44/R44II, pilotos e mecânicos estão constatando o descolamento e/ou indício de descolamento das *blade skin* (camada mais externa da superfície das pás) das superfícies superiores (*upper skin*) e inferiores (*lower skin*), em aeronaves equipadas com pás P/N A016-2 (R22); P/N A016-4 (R22); P/N C016-3 (R44/R44II); P/N C016-5 (R44/R44II); e P/N C016-7 (R44/R44II).

#### DESENVOLVIMENTO

A possibilidade de descolamento de superfícies nas pás do rotor principal de aeronaves *Robinson*, modelos R22 e R44/R44II, tem sido observada pela *Robinson Helicopter Company* (RHC), fabricante das aeronaves, desde o ano de 2010. Em 30ABR2010, a RHC publicou dois *Service Bulletins* (SB) relativos ao tema: o SB-103 (aplicável ao R22); e o SB-72 (aplicável ao R44/R44II). Posteriormente, em 19JUL2012, a RHC publicou uma revisão dos dois SB, os quais substituíram os anteriormente publicados e passaram a adotar a denominação SB-103A e SB-72A.

A *Federal Aviation Administration* (FAA), órgão americano congênere da ANAC, passou a tratar sobre o tema no ano de 2011, quando publicou, inicialmente, a *Airworthiness Directive* (AD) 2011-12-10, em 05MAR2012. Posteriormente, a FAA publicou a AD 2014-23-16, efetivada em 09JAN2015, documento que substituiu a AD publicada em 2012.

Em 23FEV2018, a RHC publicou um *Safety Alert* tratando do mesmo tema e reforçando a necessidade de inspeções de rotina nas pás do rotor principal das aeronaves R22 e R44/R44II. O

*Safety Alert* fazia referência aos documentos anteriormente publicados pela RHC e pela FAA.

O CENIPA, por sua vez, passou a tratar do tema em 07MAR2018, oportunidade em que publicou a DIVOP n° 02/2018. Neste documento, o Centro ressaltou a importância de operadores e organizações de manutenção cumprirem, integralmente, o disposto na AD 2014-23-16, bem como observarem o conteúdo do *Safety Alert* emitido pela RHC.

Recentemente, em 03MAI2018, a RHC publicou novo *Safety Alert*, relatando ter recebido reportes sobre a realização de reparos não autorizados em pás de rotor principal de R22 e R44/R44II. O documento resalta que pás do R22 (P/N A016-4); e do R44/R44II (P/N C016-2 e P/N C016-5), que apresentem sinais de descolamento não são reparáveis e devem ser retiradas de serviço imediatamente.

Ressalta-se que os Manuais de Operação das aeronaves R22 (Seção 4, Item 9) e R44/R44II (Seção 4, Item 2), estabelecem procedimentos de inspeções diárias ou pré-voos nas pás do rotor principal, independentemente do *Part Number*, a serem executadas pelos pilotos. As versões dos manuais do R22 e R44/R44II foram aprovadas pela FAA em 15FEV2013 e 21FEV2014, respectivamente.

ROBINSON R22 SERIES	SECTION 4 NORMAL PROCEDURES	ROBINSON MODEL R44 II	SECTION 4 NORMAL PROCEDURES
<b>DAILY OR PREFLIGHT CHECKS (cont'd)</b>		<b>DAILY OR PREFLIGHT CHECKS (cont'd)</b>	
<p>7. Engine Left Side</p> <p>Engine oil ..... 4-6 qt Oil filter (if installed) ..... Secure, no leaks Fuel lines ..... No leaks Gascolator drain ..... Sample Throttle linkage ..... Operable Battery and relay (if located there) ..... Secure Alternator belt tension ..... Check Steel tube frame ..... No cracks Engine sheet metal ..... No cracks Exhaust system ..... No cracks Engine general condition ..... Check</p> <p>8. Main Fuel Tank</p> <p>Quantity ..... Check Filter cap ..... Tight Leakage ..... None Sump drain (non-bladder tank) ..... Sample</p> <p>9. Main Rotor</p> <p style="text-align: center;"><b>CAUTION</b></p> <p>Do not pull rotor blades down as damage may occur. To lower one blade, push opposite blade up.</p> <p>Blades ..... Clean and no damage/cracks</p> <p style="text-align: center;"><b>CAUTION</b></p> <p>Verify erosion on lower surface of blades has not exposed skin-to-spar bond line. Reference Rotor Systems description in Section 7.</p> <p>Pitch change boots ..... No leaks Main hinge bolts ..... Cotter pins installed All rod ends ..... Free without looseness Pitch link jam nuts ..... Tight Pitch link safety wire ..... Secure All fasteners ..... Tight Swashplate scissors ..... No excessive looseness</p> <p>FAA APPROVED: 15 FEB 2013 4-4</p>		<p>1. Upper Forward Cowl Doors - Right Side</p> <p>Battery switch ..... ON Oil pressure, alt, aux fuel pump lights ..... Push to test Warning light test switches ..... Check gauges Fuel quantity ..... OFF Battery switch ..... Check Aux fuel tank quantity ..... Check Fuel filler cap ..... Tight Aux fuel tank ..... No leaks Fuel lines ..... Sample Fuel tank sump, gascolator drains ..... Full, no leaks Gearbox oil ..... Fluid full, no leaks Rotor brake ..... Actuation normal Flex coupling ..... No cracks, nuts tight Yoke flanges ..... No cracks Gearbox, hydraulic pump, Telistemp ..... Normal Control rod ends ..... Free without looseness Steel tube frame ..... No cracks All fasteners ..... Tight Tail rotor control ..... No interference</p> <p>2. Main Rotor</p> <p style="text-align: center;"><b>CAUTION</b></p> <p>Do not pull down on blades to test rotor. To lower a blade, push up on opposite blade.</p> <p>Blades ..... Clean and no damage/cracks</p> <p style="text-align: center;"><b>CAUTION</b></p> <p>Verify erosion on lower surface of blades has not exposed skin-to-spar bond line. Reference Rotor Systems description in Section 7.</p> <p>FAA APPROVED: 21 FEB 2014 4-2</p>	

Figura 1 – Manuais de Operação do R22 e R44/R44II, respectivamente.

De maneira semelhante, os Manuais de Manutenção das aeronaves R22 (Seção 2.410, Item 13) e R44/R44II (Seção 2.410, Item 12), disponíveis à época, estabeleciam procedimentos de inspeções periódicas nas pás do rotor principal, independentemente do *Part Number*. Tais procedimentos deveriam ser executados pelos mecânicos, sobretudo, nas Inspeções Anuais de Manutenção (IAM) e nas inspeções periódicas de 100 horas (Figura 2). As versões dos Manuais de Manutenção do R22 e R44/R44II remetiam aos meses de março de 2016 e junho de 2014, respectivamente.

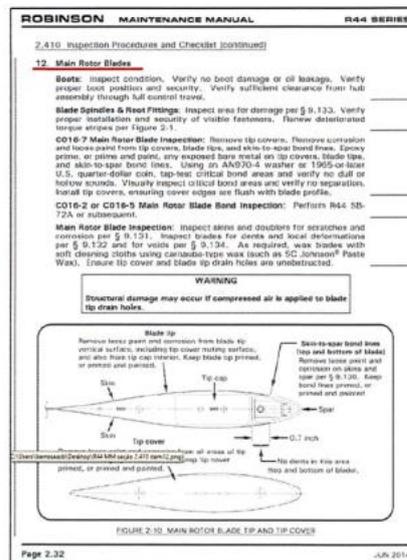
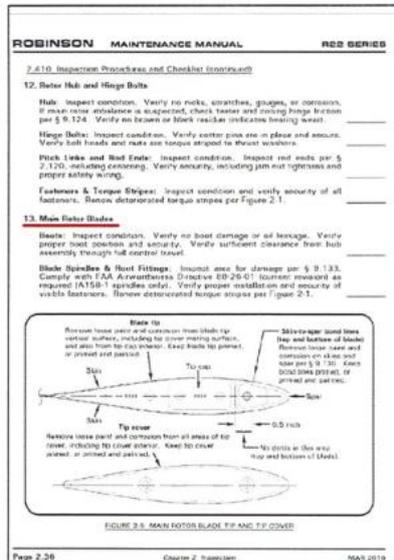


Figura 2 – Manuais de Manutenção do R22 e R44/R44II, respectivamente.

A AD 2014-23-16 adicionou procedimentos específicos referentes às pás do R22 (P/N A016-2 e P/N A016-4) e do R44/R44II (P/N C016-2 e P/N C016-5). Vale ressaltar que a AD foi publicada em função da identificação de uma condição insegura (*unsafe condition*) relacionada ao descolamento da *blade skin* das pás, conforme estabelece o parágrafo (b) da referida Diretiva.

 <b>FAA</b> Aviation Safety	<b>AIRWORTHINESS DIRECTIVE</b> <a href="http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/">www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/</a> <a href="http://www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html">www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html</a>
2014-23-16 Robinson Helicopter Company: Amendment 39-18032; Docket No. FAA-2013-0159; Directorate Identifier 2012-SW-010-AD.	
<b>(a) Applicability</b> This AD applies to Model R22, R22 Alpha, R22 Beta, and R22 Mariner helicopters with main rotor blade (blade), part number (P/N) A016-2 or A016-4; and Model R44 and R44 II helicopters with blade, P/N C016-2 or C-016-5, certificated in any category.	
<b>(b) Unsafe Condition</b> This AD defines the unsafe condition as blade skin debonding, which could result in blade failure and subsequent loss of control of the helicopter.	
<b>(c) Affected ADs</b> This AD supersedes AD 2011-12-10, Amendment 39-16717 (76 FR 35330, June 17, 2011); corrected March 5, 2012 (77 FR 12991).	
<b>(d) Effective Date</b> This AD becomes effective January 9, 2015.	

Figura 3 – AD 2014-23-16, emitida pela FAA e efetivada em 09JAN2015.

Como parte de uma atividade de prevenção, técnicos do SIPAER, juntamente com pilotos e mecânicos de aeronaves R22 e R44/R44II, inspecionaram alguns helicópteros em operação no



Brasil. As inspeções seguiram as instruções contidas na AD 2014-23-16 da FAA e no *Safety Alert* da RHC.

As inspeções realizadas revelaram a presença de descolamento, e/ou indício de descolamento, da *blade skin* nas áreas consideradas críticas, tanto nas superfícies inferiores (*lower skin*), quanto nas superfícies superiores (*upper skin*), de algumas pás de aeronaves R22 e R44/R44II, consideradas disponíveis para o voo pelos operadores.

As instruções contidas na AD 2014-23-16 e no *Safety Alert* da RHC contemplavam inspeções, que deveriam ser realizadas nas superfícies INFERIORES (*lower skin*) das pás do rotor principal, antes do primeiro voo de cada dia. Entretanto, as documentações não contemplavam a realização de inspeções idênticas nas correspondentes superfícies SUPERIORES (*upper skin*) das pás.

Apenas se fossem encontradas partes com metal exposto na área do *skin-to-spar* da pá, a AD direcionava as ações para a realização do SB103A e o SB72A. Os SB 103A e 72A eram os únicos documentos que faziam menção para inspeção das superfícies superiores das pás. Entretanto, as inspeções constantes dos SB deveriam ser realizadas apenas a cada quatro meses, durante as inspeções periódicas de 100 horas, durante a IAM, ou em caso de verificação de metal exposto por ocasião do cumprimento da AD 2014-23-16.

Algumas das pás inspecionadas durante a atividade conduzida pelos técnicos do SIPAER apresentaram problemas na superfície superior. Dessa forma, considerou-se que a ausência de metal exposto na superfície inferior das pás não exclui a possibilidade de que a superfície superior apresente sinais de descolamento. Porém, com as provisões atuais da AD 2014-23-16, a superfície superior somente seria verificada caso a superfície inferior apresentasse metal exposto ou sinais de descolamento.

Diante do exposto, considerou-se que a AD 2014-23-16; o *Safety Alert*; os Manuais de Manutenção; e os Manuais de Operação das aeronaves R22 e R44/R44II não são adequadamente claros quanto aos procedimentos a serem realizados pelos mecânicos, no que diz respeito à inspeção da superfície superior (*upper skin*) das pás.

Ademais, o texto da AD 2014-23-16 tratava como AÇÃO TERMINAL para a correção das falhas identificadas nas pás do R22 (P/N A016-2 e P/N A016-4) e do R44/R44II (P/N C016-2 e P/N C016-5) a substituição pelos novos modelos de pás P/N A016-6 para R22; e P/N C016-7 para R44/R44II.

*Installing blades, P/N A016-6 or P/N C016-7, is terminating action for the inspection requirements of paragraphs (f)(1) through (f)(4).*

Em outras palavras, segundo a AD 2014-23-16, a substituição das pás pelos novos modelos solucionaria o problema e as inspeções diárias deixariam de ser necessárias, uma vez que o documento não estabelecia procedimentos de inspeção diária nas pás P/N A016-6 (R22), tampouco nas pás P/N C016-7 (R44/R44II).

Entretanto, as verificações realizadas no Brasil constataram sinais de corrosão com descolamento em uma pá P/N C016-7, que equipava uma aeronave R44/R44II e que, em tese, não deveria apresentar problemas dessa natureza. A referida pá apresentava sinais de descolamento tanto na superfície inferior quanto na superfície superior, conforme ilustram as Figuras 4 e 5.



Figura 4 – Aspecto da área crítica na superfície inferior (*lower skin*) da pá P/N C016-7.



Figura 5 – Aspecto da área crítica na superfície superior (*upper skin*) da pá P/N C016-7.

A pá P/N C016-7 inspecionada também apresentou as seguintes anormalidades:

- desnível das superfícies (Figura 6), indicando deterioração da fixação (colagem) das diferentes partes do *skin*;
- descolamento nas juntas adesivas nas superfícies superior (*upper skin*) e inferior (*lower skin*), entre o *skin*, o *skin-to-spar* e o *cap cover*, e
- descolamento da *blade skin* em diversas áreas isoladas do bordo de ataque.

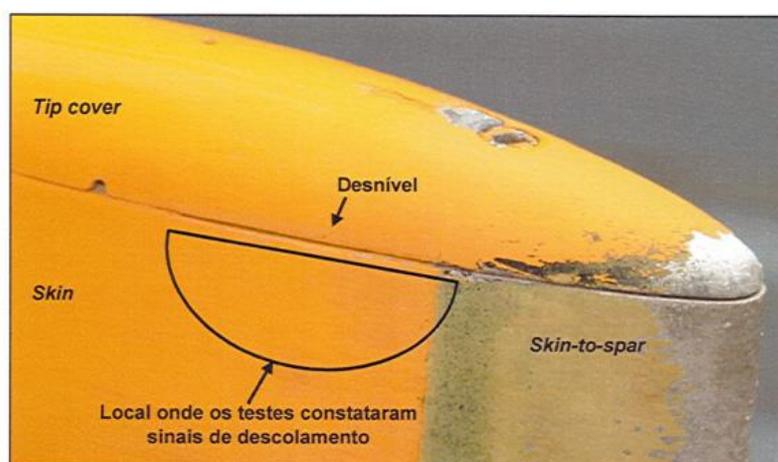


Figura 6 – Pá P/N C016-7 com sinais de descolamento.

As inspeções realizadas pelos técnicos do SIPAER, em conjunto com os operadores de R22 e R44/R44II, confirmaram que é possível a identificação visual, por parte dos pilotos, do descolamento ou indício de descolamento da *blade skin* das pás do rotor principal durante o cumprimento dos procedimentos estabelecidos na AD 2014-23-16 e nos Manuais das aeronaves. Em caso de dúvida dos pilotos, torna-se determinante a atuação de um mecânico na complementação da inspeção e

confirmação, ou não, da condição de descolamento.

A atividade revelou sinais de descolamento da *blade skin* em algumas pás de rotor principal que anteriormente haviam sido consideradas, pelos operadores, como disponíveis para o voo. Tal fato denotou um indicativo de possível rebaixamento da "Consciência Situacional" de pilotos e mecânicos de R22 e R44/R44II, relacionado à compreensão do próprio cenário encontrado (estado de conservação das pás); e/ou ao conteúdo das instruções constantes da AD 2014-23-16 e dos Manuais de Operação / Manutenção das aeronaves R22 e R44/R44II.

De acordo com o último *Safety Alert* publicado pela RHC, existem reportes de pás com sinais de descolamento sendo reparadas inapropriadamente. Vale ressaltar que o SB103A e o SB72A tratam as pás que possuam sinais de descolamento como pás não aeronavegáveis, ou seja, indisponíveis para o voo.

Diante deste cenário, o surgimento prematuro dos problemas observados nas pás do rotor principal, dentre outros aspectos, pode estar relacionado com os serviços de manutenção realizados nos componentes. O estado geral das pás de rotor principal inspecionadas remete à necessidade de se observar, fielmente, o que dispõem os Manuais de Manutenção das aeronaves R22 e R44/R44II, mormente nas seções 9.140 – *Repair of Main Rotor Blades*; 9.141 – *Trimming*; e 9.142 – *Painting*, para efeito da realização dos referidos serviços de manutenção.

O CENIPA iniciou tratativas, junto à *Federal Aviation Administration* (FAA) e a *Robinson Helicopter Company* (RHC), para que seja realizada uma revisão das documentações técnicas que versam sobre o tema, em razão das condições encontradas.

#### AÇÕES RECOMENDADAS

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

Dar ampla divulgação do conteúdo desta DIVOP aos operadores, pilotos e organizações de manutenção dos helicópteros *Robinson*, modelos R22 e R44/R44II.

##### **Aos operadores e pilotos dos helicópteros Robinson, modelo R22, equipados com pás do rotor principal P/N A016-2; P/N A016-4; e P/N A016-6, recomenda-se:**

Inspecionar a superfície superior (*upper skin*) das pás do rotor principal, buscando identificar descolamento ou indício de descolamento, trincas e/ou presença de corrosão em áreas críticas e não críticas da *blade skin*, em adição ao disposto no Manual de Operação das aeronaves *Robinson*, modelos R22 (Seção 4, Item 9), e na *Airworthiness Directives* 2014-23-16, notadamente, no que se refere às inspeções a serem realizadas diariamente, antes do primeiro voo do dia.

##### **Aos operadores e mantenedores dos helicópteros Robinson, modelo R22, equipados com pás do rotor principal P/N A016-2; P/N A016-4; e P/N A016-6, recomenda-se:**

Inspecionar a superfície superior (*upper skin*) das pás do rotor principal, buscando identificar descolamento ou indício de descolamento, trincas e/ou presença de corrosão em áreas críticas e não críticas da *blade skin*, em adição ao disposto no Manual de Manutenção das aeronaves *Robinson*, modelos R22 (Seção 2. 410, Item 13) e na *Airworthiness Directives* 2014-23-16, notadamente, no que se refere às inspeções periódicas (IAM/100 horas), e/ou quando provocados



pelos pilotos em decorrência de constatações nas inspeções pré-voo.

**Aos operadores e pilotos dos helicópteros Robinson, modelo R44/R44II, equipados com pás do rotor principal P/N C016-2; P/N C016-5; e P/N C016-7, recomenda-se:**

Inspecionar a superfície superior (*upperskin*) das pás do rotor principal, buscando identificar descolamento ou indício de descolamento; trincas; e/ou presença de corrosão em áreas críticas e não críticas da *bladeskin*, em adição ao disposto no Manual de Operação das aeronaves *Robinson*, modelos R44/R44II (Seção 4, Item 2), e na *AirworthinessDirectives* 2014-23-16, notadamente, no que se refere às inspeções a serem realizadas diariamente, antes do primeiro voo do dia.

**Aos operadores e mantenedores dos helicópteros Robinson, modelo R44/R44II, equipados com pás do rotor principal P/N C016-2; P/N C016-5; e P/N C016-7, recomenda-se:**

Inspecionar a superfície superior (*upperskin*) das pás do rotor principal, buscando identificar descolamento ou indício de descolamento; trincas; e/ou presença de corrosão em áreas críticas e não críticas da *bladeskin*, em adição ao disposto no Manual de Manutenção das aeronaves *Robinson*, modelos R44/R44II (Seção 2.410, Item 12) e na *AirworthinessDirectives* 2014-23-16, notadamente, no que se refere às inspeções periódicas (IAM/100 horas), e/ou quando provocados pelos pilotos em decorrência de constatações nas inspeções pré-voo.

**Aos pilotos e mecânicos de helicópteros Robinson, modelos R22 e R44/R44II, recomenda-se:**

Dedicar, durante as inspeções, especial atenção a qualquer tipo de desnível das superfícies superiores e inferiores das pás do rotor principal (Figura 6), notadamente nas junções entre a *skin*, *tip cover* e *skin-to-spar*.

#### DIVULGAÇÃO

- Agência Nacional de Aviação Civil (ANAC); e
- Operadores, pilotos e mantenedores de helicópteros *Robinson*, modelos R22 e R44/R44II.

#### APROVO:

  
Brigadeiro do Ar FREDERICO ALBERTO MARCONDES FELIPE  
Chefe do Centro de Investigação e Prevenção de Acidentes Aeronáuticos

## ANEXO E – COMENTÁRIOS DOS ESTADOS PARTICIPANTES DA INVESTIGAÇÃO

Em cumprimento ao disposto no Capítulo 6, item 6.3, do Anexo 13 à Convenção de Aviação Civil Internacional, foi dada a oportunidade aos Estados que tomaram parte nesta investigação de oferecerem seus comentários prévios acerca do conteúdo deste Relatório Final.

Por meio do *National Transportation Safety Board*, os Estados Unidos da América encaminharam o documento ERA18WA066, contendo comentários da *Robinson Helicopter Company* (RHC), fabricante da aeronave.

Todos os comentários julgados pertinentes foram inseridos no corpo deste relatório. A seguir, estão transcritos os comentários que não foram incorporados ou que foram incorporados parcialmente.

### COMENTÁRIO 20

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 60, Linha 2)

...da camada de polímero utilizada como material adesivo original.

Texto proposto pelo NTSB

...da camada de polímero utilizada como material adesivo original pelo fabricante da pá, compatível com um reparo não aprovado feito por indivíduo desconhecido.

Parecer do CENIPA

Não incorporado.

Argumentação do CENIPA

Este assunto foi tratado ao longo do capítulo 2 “Análise” do Relatório Final. O objetivo foi o de construir uma explicação cronológica da sequência de eventos. Do ponto de vista do CENIPA, essas informações estão claras e compreensíveis no conteúdo deste relatório, como demonstrado no texto da página 62, linhas 7 a 11.

### COMENTÁRIO 21

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 60, Linha 5)

...ou injetado, de fora para dentro.

Texto proposto pelo NTSB

...ou injetado, de fora para dentro, compatível com um reparo não aprovado feito por indivíduo desconhecido.

Parecer do CENIPA

Não incorporado.

Argumentação do CENIPA

Este assunto foi tratado ao longo do capítulo 2 “Análise” do Relatório Final. O objetivo foi o de construir uma explicação cronológica da sequência de eventos. Do ponto de vista do CENIPA, essas informações estão claras e compreensíveis no conteúdo deste relatório, como demonstrado no texto da página 62, linhas 7 a 11.

## COMENTÁRIO 22

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 61, Linha 3-9)

Os exames corroboraram que a separação (*peeling off*) da *upper skin* da pá vermelha (S/N 6128) ocorreu em voo.

O início da separação (*peeling off*) ocorreu no bordo de ataque da pá, mais precisamente na região da *skin-to-spar bond line*. O vento relativo incidente no bordo de ataque, em virtude da rotação da pá em voo, levantou a porção dianteira da *upper skin* que estava descolada, causando o *peeling off* de, aproximadamente, 50% da *skin* em direção ao bordo de fuga da pá (Figura 64).

Texto proposto pelo NTSB

Os exames corroboraram que o descolamento (*debonding*) das *skins* da pá vermelha (S/N 6128) ocorreu antes do voo do acidente e levou à separação (*peeling off*) da *skin* em voo.

A separação da *lower skin* começou no bordo de ataque da pá, mais precisamente na *skin-to-spar bond line*. O vento relativo incidente no bordo de ataque, em virtude da rotação da pá em voo, levantou a porção dianteira da *skin* que estava descolada, causando a separação da *skin* em direção ao bordo de fuga da pá (Figura 64).

Argumentação do NTSB

A descrição não deve levar o leitor a acreditar que a *skin* repentinamente se descolou e se separou da longarina. Pode não ser necessário descrever tantos detalhes, mas a explicação deve conter a progressão apresentada abaixo. Por isso, as revisões acima são sugeridas.

Para esclarecimento dos investigadores, segue uma explicação da progressão da separação da *skin*:

- A erosão da superfície da tinta expõe as *bond lines* à umidade (neste caso, principalmente entre a *tip cap* e a *skin*).
- A umidade deteriora o adesivo.
- O adesivo começa a descolar dos metais.
- A *tip cap* de alumínio é exposta à umidade e começa a corroer.
- A corrosão se acumula e forma-se uma cunha (protuberância) entre a *tip cap* e a *skin*, permitindo que mais umidade e mais corrosão penetrem mais profundamente na pá. Isso é evidente pelas marcas de praia de corrosão (Figura 45). A injeção de adesivo adicional provavelmente aumentou o efeito de cunha.
- Uma vez que as *bond joints* se descolaram significativamente e a *skin* foi afastada da longarina, o vento relativo também se tornou uma cunha entre a *skin* e a longarina e entre a *skin* e a *tip cap*, descolando a *skin* para trás.

Embora não tenhamos a *lower skin* e/ou a longarina para verificar isso, as evidências (encontradas em ocorrências anteriores) mostram que a *lower skin* foi a primeira a se separar, expondo o *honeycomb* ao vento relativo que, por sua vez, expôs o interior da *upper skin* ao ar forçado através da área de *honeycomb*, que empurrou a *upper skin* para longe da longarina e da *tip cap*, e contra o vento, removendo-a também.

Isso pode ser visto na direção de propagação das fraturas adesivas no bordo de ataque da *upper skin* (para frente, não para trás) juntamente com o fato de que a separação nessa área é coesa (Figura 63). Ela foi totalmente descolada antes da separação (*peeling off*).

O adesivo deteriorado e a corrosão estavam muito piores na *lower skin-to-end cap area*, como visto nas pás vermelha e azul. A Figura 40 é um bom exemplo da separação da *skin-to-spar bond joint* na superfície inferior da pá azul. A pá vermelha provavelmente deveria estar em condição muito semelhante (ou pior) pouco antes da separação. A Figura 45

mostra uma porção muito maior da *lower skin-to-spar bond joint* descolada em comparação com a *upper skin-to-spar bond joint* (Figura 42).

Em todas as ocorrências anteriores em que não houve nenhum outro dano, a separação da *lower skin* resultou em vibração excessiva, mas ainda controlável o suficiente para pousar. O estudo do IPEV ainda é aplicável e explica como, provavelmente, o evento se tornou catastrófico após a separação (*peeling off*) da *upper skin*.

#### Parecer do CENIPA

Incorporado parcialmente.

#### Argumentação do CENIPA

O termo "*debonding*" (descolamento) foi substituído pelo termo "*peeling off*" (separação) para deixar claro que o parágrafo se refere à separação da *skin* do núcleo da pá.

Com relação ao comentário de que a pá teve descolamento em data anterior ao voo do acidente, essa afirmativa foi ressaltada no texto da linha 7 da página 62, qual seja: "A constatação de que havia um material adesivo diferente do original em ambas as pás (S/N 6128 e S/N 6131) sugeriu que, em algum momento da vida operacional desses componentes, **antes do voo do acidente**, áreas com sinais de descolamentos (*debonding*) foram detectadas e que, na tentativa de corrigir essas falhas, um material de preenchimento foi aplicado".

Com relação aos comentários dirigidos à *lower skin*, a proposta não foi aceita tendo em vista que as partes não foram recuperadas e, por esse motivo, não puderam ser analisadas.

Uma vez que a *lower skin* e a *spar* da pá vermelha não foram encontradas e, por isso, não puderam ser analisadas, a investigação não pôde constatar a dinâmica sugerida no comentário.

Do mesmo modo, nas ocorrências anteriores relatadas no comentário, nas quais foram constatadas separações da *lower skin* sem que houvesse danos adicionais na pá, houve controle suficiente para pousar a aeronave, apesar de excessiva vibração. Assim, na opinião dos investigadores, essa dinâmica não foi condizente com a observada no voo do acidente.

### **COMENTÁRIO 23**

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 61, Figura 64)

Figura 64 - Representação esquemática da dinâmica de descolamento em voo ocorrida na pá vermelha (S/N 6128).

Texto proposto pelo NTSB

Modificar a figura para mostrar a *lower skin*.

A descrição do círculo verde deve ser "Área onde a separação em voo começou" e deve envolver toda a largura da *tip cap*.

A descrição da seta verde deve ser "Direção de propagação da separação".

#### Parecer do CENIPA

Incorporado parcialmente.

#### Argumentação do CENIPA

Com relação ao comentário que sugere que a representação da dinâmica de descolamento deveria apontar para a *lower skin* em vez da *upper skin*, a proposta não foi aceita, conforme explicado na argumentação ao Comentário 22.

Com relação ao comentário que propõe que a descrição do círculo verde deveria ser “Área onde a separação em voo começou” e deveria envolver toda a largura da *tip cap*, o termo “*debonding*” foi substituído por “*peeling off*”.

## COMENTÁRIO 25

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 62, Linhas 1-2)

...foram determinados pela FAA e implementados pela RHC.

Texto proposto pelo NTSB

...foram determinados pela RHC e implementados pela RHC e FAA.

Parecer do CENIPA

Incorporado parcialmente.

Argumentação do CENIPA

Uma vez que SBs somente passam a ser de cumprimento obrigatório por meio de uma AD que os inclua, a investigação entendeu que a RHC recomendou procedimentos que se tornaram compulsórios apenas após a emissão de AD por parte da FAA. O texto foi alterado para: “Como resultado dessas constatações, algumas medidas de prevenção e controle foram recomendadas pela RHC (*Service Bulletins*) e determinadas pela FAA (*Airworthiness Directives*)”.

## COMENTÁRIO 27

Texto a ser corrigido (Capítulo 2, Página 61, Linhas 15-16)

Os profissionais de manutenção entrevistados relataram não possuir conhecimento da realização de quaisquer serviços dessa natureza na aeronave.

Texto proposto pelo NTSB

Uma declaração assinada foi enviada por um profissional de manutenção relatando que inspecionou visualmente as pás antes da última inspeção anual e informou ao operador que as pás não estavam aeronavegáveis. Não vejo nenhuma referência a isso.

Parecer do CENIPA

Não incorporado.

Argumentação do CENIPA

Esse comentário não se aplica ao acidente desse RF, mas sim a um acidente com outra aeronave R44, matrícula PP-WVR.

## COMENTÁRIO 32

Texto a ser corrigido (Capítulo 3, Página 65, Linhas 29-30)

v) não foi possível especificar em que país, momento, local e circunstâncias se deu a aplicação do material estranho encontrado nas pás;

Texto proposto pelo NTSB

Embora não saibamos quando ou quem injetou o enchimento na pá, provavelmente isso aconteceu pouco antes do voo do acidente. Esta declaração deve ser modificada, pois sugere a possibilidade de que o material de enchimento tenha sido injetado nas pás antes de deixar os Estados Unidos. O material de enchimento em questão não é usado na fábrica

da RHC e sua presença não teria permitido que as pás passassem pelo sistema de Garantia de Qualidade da fábrica.

Não há evidência ou razão para sugerir que a injeção do preenchimento ocorreu durante suas primeiras 192 horas de operação, em um ambiente não costeiro, enquanto voava nos Estados Unidos.

O exame laboratorial revelou a existência de corrosão nas superfícies metálicas de ambos os lados do material de preenchimento, indicando que o material de preenchimento foi injetado após a *skin* ter descolado da *tip cap* e já estar corroída. O material de preenchimento não aderiu à *skin* ou *tip cap*, ele simplesmente preencheu o vazio e se tornou uma cunha, forçando a *skin* para longe da *tip cap* e permitindo que mais umidade entrasse no espaço vazio, o que acelerou a descolagem do adesivo original.

Não é possível que as pás do rotor principal tenham estado em serviço por vários anos e várias horas de voo após a injeção do material de enchimento sem a descoberta de um vazio durante uma das muitas inspeções de 100 horas e sete inspeções anuais. É provável que o material de enchimento tenha sido injetado após a última inspeção de 100 horas (11NOV2017 – 3.804 horas) e antes da última inspeção anual (17JAN2018 – 3.853 horas), menos de 3 meses e 50 horas antes do acidente.

As únicas outras situações em que se verificou a presença de material de enchimento em reparos não aprovados nas pás, que temos conhecimento, foram todas no Brasil (PP-WVR e PR-VVE).

#### Parecer do CENIPA

Incorporado parcialmente.

#### Argumentação do CENIPA

O texto foi alterado para: “v) não foi possível especificar em quais circunstâncias ocorreu a aplicação do material de preenchimento encontrado nas pás”.

### **COMENTÁRIO 33**

#### Texto a ser corrigido (Capítulo 3, Página 63, Linhas 31-34)

w) o início do descolamento se deu no bordo de ataque da pá vermelha (S/N 6128), na região da *skin-to-spar bond line*;

x) o vento relativo incidente na pá vermelha (S/N 6128) separou (*peeling off*) 50% da porção dianteira da *upper skin*;

#### Texto proposto pelo NTSB

Conforme o comentário 22 para a página 61, linha 3-9.

#### Parecer do CENIPA

Não incorporado.

#### Argumentação do CENIPA

Com relação aos comentários dirigidos à *lower skin*, a proposta não foi aceita tendo em vista que as partes não foram recuperadas e, por esse motivo, não puderam ser analisadas.

Uma vez que a *lower skin* e a *spar* da pá vermelha não foram encontradas e, por isso, não puderam ser analisadas, a investigação não pôde constatar a dinâmica sugerida no comentário.

Do mesmo modo, nas ocorrências anteriores relatadas no comentário, nas quais foram constatadas separações da *lower skin* sem que houvesse danos adicionais na pá, houve

controle suficiente para pousar a aeronave, apesar de excessiva vibração. Assim, na opinião dos investigadores, essa dinâmica não foi condizente com a observada no voo do acidente.

#### **COMENTÁRIO 41**

Texto a ser corrigido (Capítulo 3, Página 67, Linhas 34-35)

...das aeronaves fabricadas pela *Robinson Helicopter Company*, modelos R22, R44 e suas variações...

Texto proposto pelo NTSB

Esta recomendação deve ser aplicada a todas as aeronaves, não apenas aos produtos Robinson.

Parecer do CENIPA

Não incorporado.

Argumentação do CENIPA

A Recomendação de Segurança foi redigida especificamente para o caso das aeronaves *Robinson* que operam no Brasil. Não se pode assumir que demais projetos e organizações de manutenção necessitem de orientação dessa natureza.