



Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes
com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários
Office for the Prevention and Investigation of Accidents
in Civil Aviation and Rail (SIA/NIB PT)

AVIAÇÃO CIVIL

Aeródromo de Cascais (LPCS)

Tires - PORTUGAL

17 de abril de 2017, 11:04 UTC

Perda de controlo após falha de motor crítico na
descolagem

CIVIL AVIATION

Aeródromo de Cascais (LPCS)

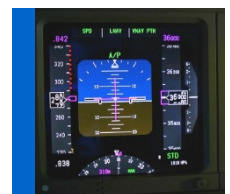
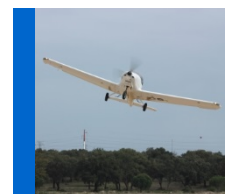
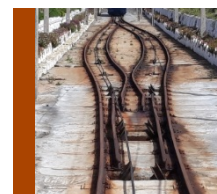
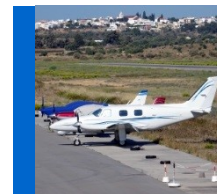
Tires - PORTUGAL

2017, April 17th, 11:04 UTC

Loss of control after failure of critical engine during
takeoff

PIPER PA-31T CHEYENNE

PRIVATE / HB-LTI



RELATÓRIO FINAL DE
INVESTIGAÇÃO DE SEGURANÇA
DE ACIDENTE

ACCIDENT
SAFETY INVESTIGATION
FINAL REPORT

[02/ACCID/2017]

Publicação || Published by:

GPIAAF – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários

Endereço || Postal Address:

Praça Duque de Saldanha, 31 – 4.º
1050-094 Lisboa
Portugal

Telefones || Telephones:

Geral || General: (+ 351) 21 273 92 30

Notificação de acidentes/incidentes || Accident/incident notification (24/7):
(+ 351) 915 192 963 / (+351) 272 739 255

Fax: + 351 21 791 19 59

E-mail: geral@gpiaaf.gov.pt

Internet: www.gpiaaf.gov.pt

No interesse de aumentar o valor da informação contida nesta publicação, com a exceção de fins comerciais, é permitido imprimir, reproduzir e distribuir este material, mencionando o GPIAAF – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários como a fonte, o título, o ano de edição e a referência “Lisboa - Portugal”, e desde que a sua utilização seja feita com exatidão e dentro do contexto original.

No entanto, direitos de autor sobre o material obtido a partir de outras agências, indivíduos ou organizações privadas, pertencem às entidades originárias. Onde for pretendido usar esse material o interessado deverá contactá-las diretamente.

In the interest of enhancing the value of the information contained in this publication, and with the exception of commercial uses, you may print, reproduce and distribute this material acknowledging the GPIAAF – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e Acidentes Ferroviários as the source, along with the publication title, date and the reference “Lisbon – Portugal”, and provided that its use is made with accuracy and within the original context.

However, copyright in the material obtained from other agencies, private individuals or organizations, belongs them. Where you want to use their material you will need to contact them directly.

Nota: fotografia na capa por G.Rühl || **Note:** cover photo by G.Rühl.

Controlo documental || Document control

Informações sobre a publicação original Original publication details	
Título Title	Symbios Orthopédie SA / HB-LTI LOC-I Perda de controlo após a decolagem – SFC-PP Falha de motor crítico Loss of control after takeoff – SFC-PP Critical Engine Failure
Tipo de Documento Document title	Relatório final de investigação de segurança – Aviação civil Safety Investigation final Report – Civil aviation
N.º do Documento Document ID	AC_02/ACCID/2017_RF
Data de publicação Publication date	2018-08-14

Registo de alterações no caso de o Relatório ter sido alterado após a sua publicação original Track of changes if the report has been altered following its original publication		
N.º da vers. Rev. ID	Data Date	Resumo das alterações Summary of changes
rev.1	20-08-2018	Corrigido valor Vmca pagina 50 Vmca corrected on page 50

Página intencionalmente em branco || Intentionally left in blank

PREFÁCIO || FOREWORD

O Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários (GPIAAF) é o organismo do Estado Português que tem por missão, entre outras, investigar os acidentes, incidentes e outras ocorrências relacionadas com a segurança da aviação civil e dos transportes ferroviários, visando a identificação das respetivas causas, bem como elaborar e divulgar os correspondentes relatórios.

No exercício das suas atribuições, o GPIAAF funciona de modo inteiramente independente das autoridades responsáveis pela segurança, de qualquer entidade reguladora da aviação civil e do transporte ferroviário e de qualquer outra parte cujos interesses possam colidir com as tarefas que estão confiadas ao Gabinete.

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

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com o Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20/10/2010, e com o n.º 3 do art.º 11º do Decreto-lei n.º 318/99, de 11 de Agosto, a investigação e o relatório correspondente não têm por objetivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

NOTA IMPORTANTE:

Este relatório foi preparado, somente, para efeitos de prevenção de acidentes. O seu uso para outro fim pode conduzir a conclusões erradas.

The Office for the Prevention and Investigation of Accidents in Civil Aviation and Rail (GPIAAF) is the Portuguese State body with the mission of investigating accidents, incidents and other occurrences related to the safety of civil aviation and rail transportation, in order to identify their respective causes, as well as to produce and disseminate the corresponding reports.

In the exercise of its functions, GPIAAF is fully independent from any authority responsible for safety and the regulation of civil aviation and rail transportation, as well as of any other party whose interests may conflict with the tasks assigned to this Office.

Safety investigation is a technical process aiming to accident prevention and comprises the gathering and analysis of evidences, in order to determine the causes and, when appropriate, to issue safety recommendations.

In accordance with Annex 13 to the International Civil Aviation Organisation Convention (Chicago 1944), EU Regulation No. 996/2010 from the European Parliament and Council (20th OCT 2010) and article 11, No. 3 of Decree-Law No. 318/99 (11th AUG 1999), it is not the purpose of any safety investigation process and its associated investigation report to apportion blame or liability.

IMPORTANT NOTE:

The only aim of this report is to collect lessons which may help to prevent future accidents. Its use for other purposes may lead to incorrect conclusions.

Notas para o Leitor:

Neste relatório, a representação das unidades e números é feita em conformidade com o Sistema Internacional de Unidades (SI), com o disposto nas normas da série ISO/IEC 80000 e com a norma portuguesa NP 9:1960. Nos casos especiais em que outra unidade seja correntemente utilizada no meio aeronáutico, esta será indicada acompanhada da sua correspondência no SI.

Sempre que relevante, as abreviaturas, acrónimos e termos técnicos são explicados no glossário.

Este relatório é publicado em duas línguas, Português e Inglês. Em caso de discrepâncias entre as duas versões, o texto em Português tem prevalência.

Notes to the Reader:

In this report Units and numbers are normally represented accordingly to the International System of Units (SI), to the criteria in the ISO/IEC 80000 series standards and to Portuguese norm NP 9:1960. In special cases where a different unit is commonly used in the aeronautical sector, this will be preferably indicated, with the corresponding equivalence to SI.

When relevant, abbreviations, acronyms and technical terms are explained in the glossary.

This report is published in two languages, Portuguese and English. In the event of any discrepancy between these versions, the Portuguese text shall prevail.

ÍNDICE || INDEX

SINOPSE SYNOPSIS.....	8
INTRODUÇÃO INTRODUCTION	9
SUMÁRIO SUMMARY.....	10
Tipo de ocorrência Occurrence type:	10
ORGANIZAÇÃO DA INVESTIGAÇÃO ORGANISATION OF THE INVESTIGATION	11
GLOSSÁRIO GLOSSARY.....	12
1.2. Lesões Injuries.....	17
1.3. Danos na Aeronave Damage to Aircraft	17
1.4. Outros Danos Other Damage.....	18
1.5. Pessoas envolvidas Personnel Information	19
1.5.1. Tripulação Técnica de Voo Flight Crew.....	19
1.5.2. Qualificações Rating.....	20
1.5.3. Passageiros Passengers.....	20
1.6. Informação Sobre a Aeronave Aircraft Information.....	21
1.6.1. Generalidades General	21
1.6.2. Massa e centragem Mass and balance	21
1.6.3. Características Characteristics	23
1.6.4. Navegabilidade e Manutenção Airworthiness and Maintenance	25
1.7. Informação meteorológica Meteorological Information.....	26
1.8. Ajudas à navegação Navigation aids.....	26
1.9. Comunicações Communications.....	26
1.10. Informação do Aeródromo Aerodrome Information	26
1.11. Gravadores de voo Flight recorders	27
1.12. Destroços e informações de impacto Wreckage and Impact Information.....	27
1.13. Informação médica e patológica Medical and Pathological Information.....	28
1.14. Fogo Fire	28
1.15. Aspectos de sobrevivência Survival aspects.....	28
1.16. Ensaios e pesquisas Tests and research.....	29
1.16.1. Inspeção dos destroços Wreckage inspection.....	29
1.16.1.1. Motores Engines	29
1.16.1.2. Unidade de controlo de combustível Fuel control unit (FCU)	31
1.16.1.3. Válvula de transferência e unidade de medição de fluxo de combustível (motor esquerdo) Fuel crossfeed and fuel flow (LH engine).....	32

1.16.1.4.	Bombas de reforço de combustível dos tanques de combustível da célula interna esquerda Fuel boost pumps of the left inner cell fuel tanks	33
1.16.1.5.	Os três instrumentos do cockpit The three cockpit instruments	35
1.16.1.6.	Hélices Propellers.....	35
1.16.1.7.	Estrutura da aeronave Aircraft structure.....	38
1.16.2.	Informação sobre o combustível Fuel information	40
1.17.	Organização e gestão Organizational and management information.....	41
1.17.1.	Operador Operator	41
1.17.2.	Organização de formação de voo Flight Training Organisation.....	41
1.17.3.	Última verificação de proficiência Last proficiency check (PA31T type rating revalidation)	42
1.17.4.	Comentário do examinador Examiner's comment	43
1.18.	Informação adicional Additional Information.....	44
1.18.1.	Testemunhos Testimony.....	44
1.18.2.	Treino para qualificação tipo – EASA FCL Training for type rating – EASA FCL.....	44
1.18.3.	Regulamento de formação para qualificação tipo Regulatory training for type rating – PART FCL “AIRCREW”	45
1.18.4.	Procedimentos de emergência em caso de falha do motor após a decolagem Emergency procedures in the event of engine failure after takeoff.....	46
2.	ANÁLISE ANALYSIS	48
2.1.	Potência dos motores após a decolagem Engine power after takeoff	48
2.2.	Análise de um Piloto experiente PA-31T Analysis from a PA-31T expert Pilot.....	49
2.3.	Inadequação do programa de treino de aviões multipiloto para aviões complexos monopiloto de alto desempenho Inappropriateness of the training programme for multi-pilot airplanes to complex high performance single pilot airplanes – PART FCL « AIRCREW »	52
2.4.	Concentração de álcool no sangue Blood alcohol concentration	53
2.4.1.	Regulamento Europeu relativo ao consumo de álcool European regulation on alcohol consumption.....	53
2.4.2.	Toxicologia forense Forensic toxicology	54
3.	CONCLUSÕES CONCLUSION	55
3.1.	Constatações Findings	55
3.2.	Causas prováveis do acidente Probable Accident Causes	56
4.	RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA SAFETY RECOMMENDATIONS	56
4.1.	Generalidades General	56
4.2.	Regulamento relativo ao treino de tripulações PART FCL Regulation Relating to PART FCL Crew Training.....	57

SINOPSE || SYNOPSIS

PROCESSO GPIAAF GPIAAF PROCESS ID 02/ACCID/2017		<i>Classificação Classification</i> Acidente Accident	
		<i>Tipo de evento Type of event</i> LOC-I Perda de controlo após a decolagem – SCF-PP Falha de motor crítico LOC-I Loss of control after takeoff – SCF-PP Critical Engine Failure	
OCORRÊNCIA OCCURRENCE			
<i>Data Date</i> 17-04-2017	<i>Hora Time</i> 11:04 UTC	<i>Local Location</i> Aeródromo de Cascais (LPCS) Tires - PORTUGAL	<i>Coordenadas Coordinates</i> 38°42'88.5"N / 9°20'77.0"W
AERONAVE AIRCRAFT			
<i>Aeronave Aircraft</i> PIPER PA-31T Cheyenne II		<i>N.º de série Serial No.</i> 31T80220091	<i>Matrícula Registration</i> HB-LTI
<i>Categoria Category</i> Avião asa fixa Fixed wing airplane			<i>Operador Operator</i> Symbios Orthopédie SA
VOO FLIGHT			
<i>Origem Origin</i> Aeródromo de Cascais (LPCS)		<i>Destino Destination</i> Marselha (LFML)	
<i>Tipo de voo Type of flight</i> Aviação Geral General Aviation		<i>Tripulação Crew</i> 01	<i>Passageiros Passengers</i> 03
<i>Fase do voo Phase of flight</i> Decolagem Take-off		<i>Condições de luminosidade Lighting conditions</i> Diurno Daylight	
CONSEQUÊNCIAS CONSEQUENCES			
<i>Lesões Injuries</i>	<i>Tripulação Crew</i>	<i>Passageiros Passengers</i>	<i>Outros Other</i>
<i>Fatais Fatal</i>	01	03	01
<i>Graves Serious</i>	-	-	-
<i>Ligeiras Minor</i>	-	-	-
<i>Nenhumas None</i>	-	-	-
<i>Danos na aeronave Aircraft damage</i> Destruída Destroyed		<i>Outros danos Other damage</i> Edifícios e camião Buildings and truck	

INTRODUÇÃO | | INTRODUCTION

O acidente foi reportado ao GPIAAF pelo Diretor do Aeródromo Municipal de Cascais e pela NAV Portugal.

No exercício das competências que lhe foram atribuídas pelo Estado Português, o Diretor do GPIAAF nomeou um investigador responsável, em conformidade com o Anexo 13 da ICAO e com o Regulamento (UE) n.º 996/2010 e a legislação nacional (Decreto Lei n.º 36/2017 de 28 de março), com o único objetivo da prevenção de acidentes e incidentes e não atribuir culpas ou responsabilidades.

Os investigadores do GPIAAF foram imediatamente mobilizados para o local do acidente para iniciarem a investigação.

De acordo com o Anexo 13 da ICAO e o Regulamento n.º 996/2010, o GPIAAF notificou as seguintes entidades:

EASA; ICAO; ANAC; Estado de registo, Estado do operador e Estado onde foi realizada a última manutenção (Suíça); Estado de *design* e fabrico da aeronave (EUA), Estado de *design* e fabrico do motor (Canadá); Estado da nacionalidade do piloto e passageiros (França).

Cada um destes Estados nomeou um representante acreditado de modo a integrar a Comissão de Investigação, liderada pelo GPIAAF.

Nos termos do n.º 4 do art.º 16.º do Regulamento (UE) n.º 996/2010, e em conformidade com as secções 6.3 e 6.4 do Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, o GPIAAF remeteu para obtenção de comentários uma versão preliminar do relatório final às seguintes entidades:

- SUST, BEA, TSB, NTSB e EASA,

Foram recebidos comentários das mesmas entidades, os quais foram devidamente analisados e, quando aceites, integrados no texto do presente relatório final.

The Director of the Cascais Municipal Aerodrome and NAV Portugal reported the accident to the GPIAAF.

In the exercise of his powers, GPIAAF's Director nominated an IIC and ordered an investigation to be carried out in accordance with ICAO Annex 13, the European Regulation (EU) No. 996/2010 and the Portuguese Legislation (Decree-Law 36/2017, of March 28th), on the investigation and prevention of accidents and incidents in civil aviation, with the sole objective of accidents and incidents prevention and not apportioning blame or liability.

The GPIAAF dispatched a team of investigators to the accident site to commence an investigation immediately.

In accordance with ICAO Annex 13 and EU Regulation, the GPIAAF notified the authorities as follow:

EASA; ICAO; ANAC; State of registry, State of operator and State of last maintenance check (Switzerland); State of aircraft design and manufacture (USA), State of engine design and manufacture (Canada); State of pilot and passengers (France).

Each of those States named an accredited representative to participate in the Safety Investigation Commission led by GPIAAF.

According to section 16.4 of Regulation (EU) 996/2010 and to sections 6.3 and 6.4 of Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, GPIAAF has sent a draft version of the final report seeking comments from the following entities:

- SUST, BEA, TSB, NTSB and EASA.

GPIAAF received comments from these entities, which were duly analysed and, if accepted, integrated into the text of this final report.

SUMÁRIO || SUMMARY

No dia 17 de abril de 2017, cerca das 11:04 UTC, uma aeronave Piper PA-31T, número de série 31T-8020091, com registo suíço HB-LTI, descolou do aeródromo de Cascais (Portugal) para um voo privado IFR, para Marselha LFML (França). Após uma perda de controlo durante a subida inicial da pista 17, a aeronave ficou completamente destruída durante o impacto com a estrutura de descarga de camiões de um supermercado, situado a sudeste do aeródromo, seguido de fogo.

Os quatro ocupantes e uma pessoa atingida pela aeronave no solo sofreram ferimentos mortais. Uma casa adjacente foi parcialmente destruída.

On April 17th, 2017, about 11:04 UTC, a Piper PA-31T, serial number 31T-8020091, Swiss registration HB-LTI, took off from Cascais (LPCS) aerodrome for a private flight under IFR to Marseille LFML (France). The airplane, after a loss of control during initial climb from runway 17, impacted a logistics dock of a local supermarket, southeast of the airfield. The airplane was completely destroyed by the impact followed by fire.

All four occupants and one person on the ground were fatally injured. A house adjacent to the impact site was partially destroyed.

Tipo de ocorrência || Occurrence type:

SCF-PP/LOC-I Falha de sistema/componente da aeronave relacionado com grupo motopropulsor, seguido de perda de controlo em voo.

SCF-PP/LOC-I Failure or malfunction of an aircraft system or component - related to the powerplant, followed by loss of control-inflight.

ORGANIZAÇÃO DA INVESTIGAÇÃO || ORGANISATION OF THE INVESTIGATION

A investigação centrou-se sobre os seguintes aspetos:

- Determinação da história do voo.
- Exame detalhado dos destroços, reconstituição do avião com todas as partes destacadas.
- Exame detalhado dos comandos de voo (cabos, tirantes e superfícies de voo).
- Desmontagem e exame pormenorizado dos motores.
- Desmontagem e exame detalhado dos hélices.
- Análise ao combustível.
- Exame da documentação técnica e de manutenção do avião.
- Exame detalhado da unidade de controlo de combustível (FCU) pela P&WC.
- Exame detalhado das duas bombas de combustível e do sensor de fluxo de combustível do motor esquerdo realizado pelo laboratório de materiais do NTSB.
- Exame detalhado de três instrumentos, incluindo dois do motor, realizado pelo laboratório de materiais do NTSB.

The investigation focused on the following aspects:

- Flight history identification.
- Detailed examination of the wreckage, reconstitution of the airplane with all detached parts.
- Detailed examination of the flight controls (cables, rods and control surfaces).
- Disassembly and detailed examination of the engines.
- Disassembly and detailed examination of the propellers.
- Fuel analysis.
- Examination of the airplane technical and maintenance documentation.
- Detailed examination of the FCU (Fuel control unit) performed by P&WC.
- Detailed examination of the two fuel boost and the fuel flow sensor of left engine - performed by NTSB materials laboratory.
- Detailed examination of three instruments, including two engine instruments performed by NTSB materials laboratory.

GLOSSÁRIO || GLOSSARY

ACFT	Aeronave Aircraft
AMC	Meios de Conformidade Aceitáveis Acceptable Means of Compliance
ANAC	Autoridade Nacional da Aviação Civil National Civil Aviation Authority
AOC	Certificado de operador aéreo Air Operator Certificate
ATO	Organização de treino aprovada Approved training organisation
ATC	Controlo de tráfego aéreo Air Traffic Control
EASA	Agência Europeia para a Segurança da Aviação European Aviation Safety Agency
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile (France)
FH	Horas de voo Flight hours
ft	Pés Feet
FTIR	Fourier transform infrared
FTO	Organização de treino de voo Flight Training Organization
GPIAAF	Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves e de Acidentes Ferroviários (anteriormente GPIAA) Safety Investigation Authority (previously GPIAA)
hPa	Hectopascal Hectopascal
ICAO	International Civil Aviation Organization
IIC	Investigador Responsável Investigator-In-Charge
IFR	Regras de voo por instrumentos Instrument flight rules
Kias	Velocidade indicada em nós Knots Indicated Air Speed
kt	Nós Knots
m	Metro Meter
METAR	Comunicado meteorológico de rotina Aerodrome routine meteorological report
MTOW	Peso máximo de descolagem maximum takeoff weigh
MZFW	Peso máximo zero combustível Maximum zero fuel weight
NTSB	Conselho Nacional de Segurança no Transporte National Transportation Safety Board
PIC	Piloto Comandante Pilot-in-command
PCN	Classificação de resistência do pavimento Pavement classification number
P&WC	Pratt & Whitney Canada
P/N	Número identificação do componente Part Number

QNH	Pressão atmosférica standard (para cálculo altimétrico) Standard Atmospheric Pressure
RPM	Rotações por minuto Revolutions per minute
SEM	Scanning Electron Microscope
SIC	Exame médico regular específico Specific regular medical examination
S/N	Número de série Serial Number
SOP	Procedimentos operacionais padronizados Standard Operation Procedure
TML	Limitação de tempo Time limitation
TRI	Instrutor de Aeronave Tipo Type Rating Instructor
TRTO	Organizações de formação de voo Type Rating Training Organizations
TSN	Tempo desde fabrico Time Since New
TSO	Período de tempo desde grande inspeção Time Since Overhaul
UTC	Tempo Universal Coordenado Universal Time Coordinated
VMC	Condições Visuais Meteorológicas Visual Meteorological Conditions
VNL	Uso óculos multifocais e levar um conjunto de reposição Wear multifocal spectacles and carry a spare set

1 INFORMAÇÃO FACTUAL || FACTUAL INFORMATION

1.1. História do Voo || History of the Flight

No dia 17 de Abril, pelas 11:04 UTC, a aeronave turbo hélice Piper PA-31, Cheyenne II, de registo HB-LTI, propriedade privada, descolou da pista 17 do aeródromo de Cascais (LPCS) com destino a Marselha (LFML), voo privado IFR, com 1 piloto e 3 passageiros a bordo.

As instruções do controlo de tráfego aéreo (ATC), foram as seguintes:

-Depois da decolagem voltar pela direita, interceptar e manter radial 230 do VOR de Cascais e subir para 3.000 pés.

On April 17th, at 11:04 UTC, the aircraft turbo-prop Piper PA-31 Cheyenne II, registration HB-LTI, private property, took off from runway 17 of the Cascais aerodrome (LPCS) bound to Marseille airport (LFML), IFR private flight, with 1 pilot and 3 passengers on board.

The instructions of the air traffic control (ATC), were as follows:

-After departure turn right, intercept and maintain radial 230 from Cascais VOR and climb to 3,000 feet.



Figura 1 || Picture 1
Trajetória do voo || Flight path

De acordo com depoimentos de várias testemunhas oculares, após a decolagem, o bimotor suíço começou a baixar a asa esquerda e consequentemente, a voltar para a esquerda, subindo lentamente para cerca de 300 pés de altitude. O pranchamento¹ para a esquerda foi aumentando e a velocidade foi diminuindo, iniciando as condições para entrada da aeronave em perda aerodinâmica. Seguiu-se uma descida íngreme para uma doca de descarga de camiões de um supermercado localizado a Sudeste do aeródromo. O acidente ocorreu a 700 m do final da pista de decolagem.

According to several eyewitness testimonies, after takeoff, the Swiss twin-engine started to put the left wing down and consequently to turn left while climbing slowly to about 300' feet of altitude. The left bank¹ increased and the speed decreased leading the aircraft to stall. The aircraft entered a steep dive and impacted the ground next to a logistics dock of a local supermarket, located southeast of the airfield. The crash occurred 700 m from the end of the departure runway.



Foto Ivan Damásio

Figura 2 || Picture 2
Torre do aeródromo de Cascais || Cascais aerodrome tower

¹ **Pranchamento** || bank - Rotação do avião em torno do seu eixo longitudinal || Airplane rotation around its longitudinal axis

Com o impacto, a aeronave explodiu infligindo fogo numa parte de uma habitação, num cais logístico e num camião que se encontrava no local. A aeronave foi destruída pela força do impacto e pelo incêndio pós-colisão, tendo todos os quatro ocupantes falecido. O motorista do camião atingido pela explosão do avião também faleceu.

Following the impact, the aircraft exploded and caught fire affecting a logistic dock, a house and a truck. The aircraft was destroyed by impact force and the post-collision fire, all the four occupants were killed. The driver of the truck affected by the explosion of the plane was also killed.



Figura 3 || Picture 3
Local do acidente || Accident location

Ao local acorreram várias corporações de Bombeiros da zona e numerosos outros meios da Proteção Civil.

Esta Autoridade de Investigação de Acidentes na Aviação Civil foi notificada e imediatamente uma equipa de investigação foi enviada para o local do acidente para iniciar a investigação de segurança.

Several firefighter teams from the area and several other resources from the Civil Protection Authority attended to the crash scene.

The Portuguese Civil Aviation Safety Investigation Authority was notified and immediately deployed an investigation team to the accident scene to start the safety investigation.

1.2. Lesões || Injuries

Lesões Injuries	Tripulantes Crew	Passageiros Passengers	Outros Others
Mortais Fatal:	1	3	1
Graves Serious:	0	0	0
Ligeiras Minor:	0	0	0
Nenhumas None:	0	0	0
Total Total:	1	3	1

1.3. Danos na Aeronave || Damage to Aircraft

A fuselagem, as asas, os motores e hélices ficaram severamente danificados pela força do impacto e pelo fogo pós-impacto, alimentado pelo combustível. Os danos estruturais da aeronave são consistentes com a aplicação de cargas estruturais excessivas durante a sequência do impacto e dos efeitos do fogo subsequente.

Não foram evidenciadas deficiências estruturais pré-impacto. Todas as partes constituintes da aeronave, incluindo superfícies de controle, foram encontradas no local. Os *flaps* e o trem estavam recolhidos no momento do impacto.

The fuselage, wings, the engines and propellers were severely damaged by the impact force and post-impact fuel-fed fire. The structural damage to the aircraft was consistent with the application of extensive structural loads during the impact sequence, and the effects of the subsequent fire.

No pre-crash structural defects were found. All aircraft parts and control surfaces were located at the site. The flaps and the landing gear were found retracted at the time of impact.



Figura 4 || Figure 4
Destroços principais || Main wreckage

1.4. Outros Danos || Other Damage

O fogo da aeronave propagou-se à doca de descarga do supermercado, a um camião que estava no local a efetuar a descarga de mercadorias, assim como a uma habitação contígua ao local.

The aircraft fire spread to the supermarket's logistics dock, to a truck that was on site for merchandise unloading, and to a nearby house.



Figura 5 || Figure 5
Outros danos || Other damage

1.5. Pessoas envolvidas || Personnel Information

1.5.1. Tripulação Técnica de Voo || Flight Crew

A tripulação técnica de voo era constituída por 1 piloto.

O Piloto, de sexo masculino, tinha 69 anos à data do acidente e era de nacionalidade Francesa com passaporte Suíço.

Os seguintes dados foram enviados pela Autoridade de Aviação Civil Francesa DGAC:

The flight crew consisted of 1 pilot.

The Pilot, male, was 69 years old at the date of the accident, was a French national and had a Swiss passport.

The following data was sent by the French Civil Aviation Authority DGAC:

	PILOTO PILOT
DETALHES PESSOAIS PERSONAL DETAILS	
Nacionalidade Nationality:	Francesa French
Data de Nascimento Birth Date:	05/02/1948
LICENÇA DE TRIPULANTE TÉCNICO FLIGHT CREW LICENCE	
Tipo Type:	PPL(A)
Data de Emissão Inicial Date of Initial Issue:	21/12/1987
Entidade Emissora Issuing Authority:	França France
Data do Último Exame Médico Last Medical Exam Date:	22/02/2017
Limitações Limitations:	VNL TML : 12 meses / months SIC : 24 meses / months
Experiência Experience:	
Total:	4,900 FH
Último ano Last year:	~100 FH

Nota: A experiência do piloto no tipo (PA31T) não é registrada pela CAA francesa (DGAC).

Note: The pilot's experience on type (PA31T) is not recorded by the French CAA (DGAC).

1.5.2. Qualificações || Rating

- PA31/PA42 – (31 Março 2018) - Qualificação em Novembro 2001;
- IR/ME qualificação, valido até 31/03/2018;
- Competências linguísticas em francês – (nível 6);
- Verificação de proficiência em Inglês (nível 5) – (próxima 31 Mar 2023);
- Última verificação de proficiência realizada a 21 Março 2017.

- PA31/PA42 – (31st March 2018) - Qualification in November 2001;
- IR/ME rating, valid until 31/03/2018;
- French language skills – (level 6);
- English proficiency check (level 5) – (next 31st March 2023);
- Last prof check performed on 21st March 2017.

1.5.3. Passageiros || Passengers

A aeronave transportava 3 passageiros. Um passageiro do sexo feminino sentado à frente do lado direito e 2 passageiros, um do sexo feminino e um do sexo masculino, sentados nos bancos de trás. Todos eles faleceram no acidente.

The aircraft was carrying three passengers. A female passenger sitting on the front right side and 2 passengers, one female and one male, sitting in the backseats. They all died in the accident.



Figura 6 || Figure 6
 Massa e centragem || Weight and balance

1.6. Informação Sobre a Aeronave || Aircraft Information

1.6.1. Generalidades || General

Comercialmente, o PA31T é designado por *Piper Cheyenne II*. É uma aeronave com configuração bimotor, ligeira, de alta performance, pressurizada e equipada com dois turbo-propulsores Pratt & Whitney PT6-A28. A sua massa máxima à decolagem é de 4082 kg.

O PA 31T é equipado com dois assentos no cockpit e cinco assentos para passageiros na cabine. Quatro destes assentos estão organizados numa posição frente-a-frente. Um quinto pequeno assento fica por cima do wc e está posicionado perpendicularmente à direção de voo.

O HB-LTI tinha uma capacidade total de combustível de 1385 litros de *Jet A-1* dando-lhe uma autonomia de 4h 30min de voo (condições ISA, 2000 rpm em cruzeiro, FL240).

Commercially the PA31T is named Piper Cheyenne II. It is a light twin-engine, high performance aircraft, pressurised and equipped with two Pratt & Whitney PT6-A28 turboprops. Its maximum weight on take-off is 4,082 kg.

The PA31T is equipped with two cockpit seats and five passenger seats in the cabin. Four of the passenger seats are arranged in a club seating. One passenger seat is a small seat covering the toilet and arranged to seat one extra passenger perpendicular to the direction of flight.

The HB-LTI had a total fuel capacity of 1,385 liters of the Jet A-1, gave it a range of about 4h 30min of flight (ISA conditions, 2,000 RPM in cruise, FL240).

1.6.2. Massa e centragem || Mass and balance

No momento do acidente, os valores da massa e centragem da aeronave estavam em torno dos limites máximos definidos pelo fabricante de acordo com o gráfico de massa e centragem (figura 7).

A aeronave foi abastecida antes do voo com 968 litros de *Jet A-1*, não tendo sido possível apurar o total de combustível a bordo e o peso total das bagagens embarcadas.

At the time of the accident, the airplane weight and balance were around the maximum limits defined by the manufacturer according to the weight and center of gravity graph (figure 7).

The airplane was refuelled during the pre-flight with 968 liters of Jet A-1, and it was not possible to calculate the total amount of fuel on board and the total weight of the loaded baggage.

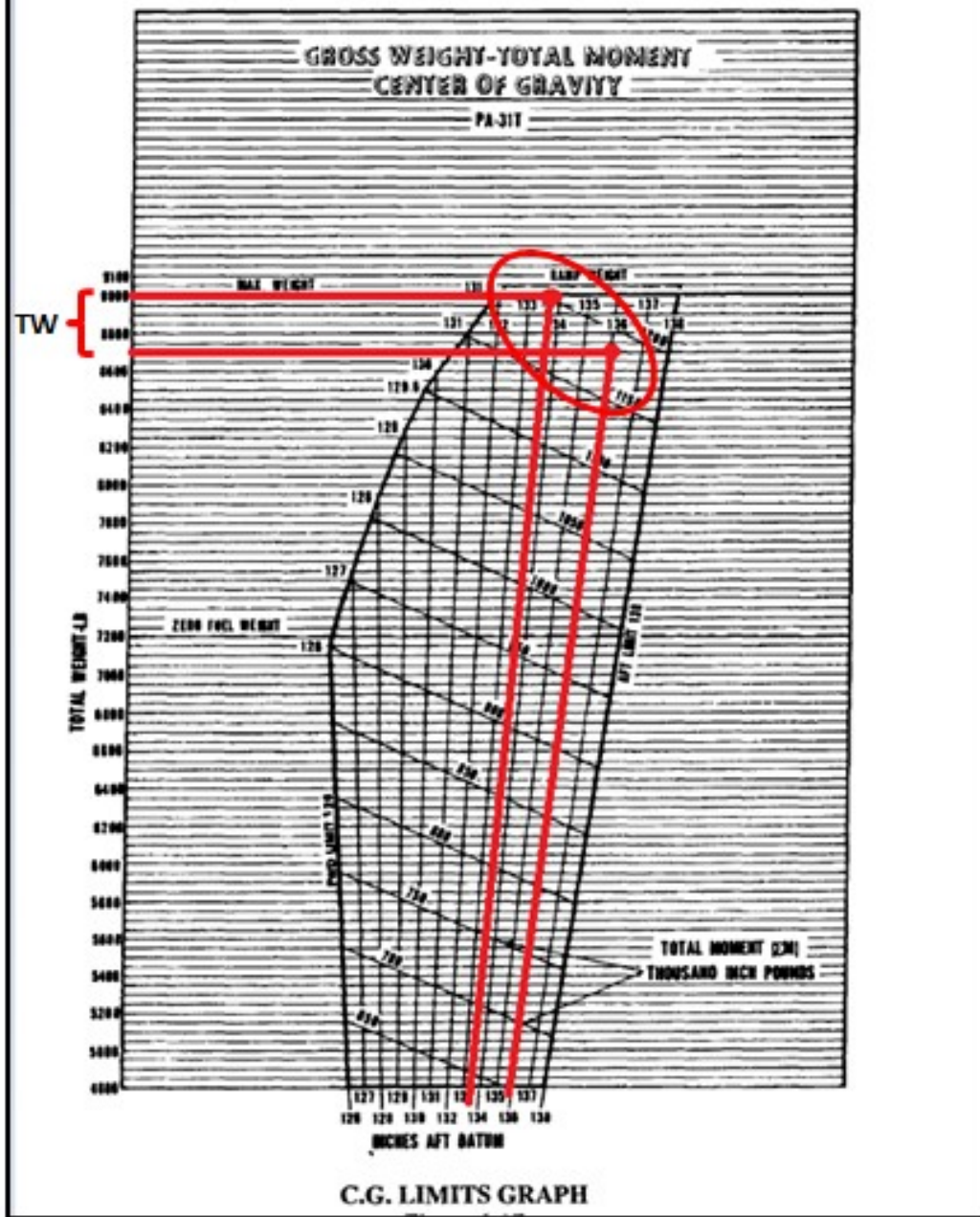


Figura 7 || Figure 7
Gráfico de limites de C.G. || C.G. Limits graph



Figura 8 || Figure 8
Aeronave HB-LTI || Aircraft HB-LTI

1.6.3. Características || Characteristics

Tripulação: um piloto

Capacidade: 4-6 passageiros

Comprimento: 10,57 m

Envergadura: 13,01 m

Altura (estático): 3,89 m

Área da asa: 21,3 m²

Peso vazio: 2209 kg

MTOW: 4082 kg

Motores: 2 × Pratt & Whitney Canada PT6-28 turboprop, 620 shp (462 kW) cada.

Crew: one pilot

Capacity: 4–6 passengers

Length: 34 ft 8 in

Wingspan: 42 ft 8¼ in

Height (Static): 12 ft 9 in

Wing area: 229 sq ft

Empty weight: 4,870 lb

MTOW: 9,000 lb

Powerplant: 2 × Pratt & Whitney Canada PT6-28 turboprop, 620 shp (462 kW) each.

**SECTION 1
GENERAL**

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION
PA-31T, CHEYENNE**

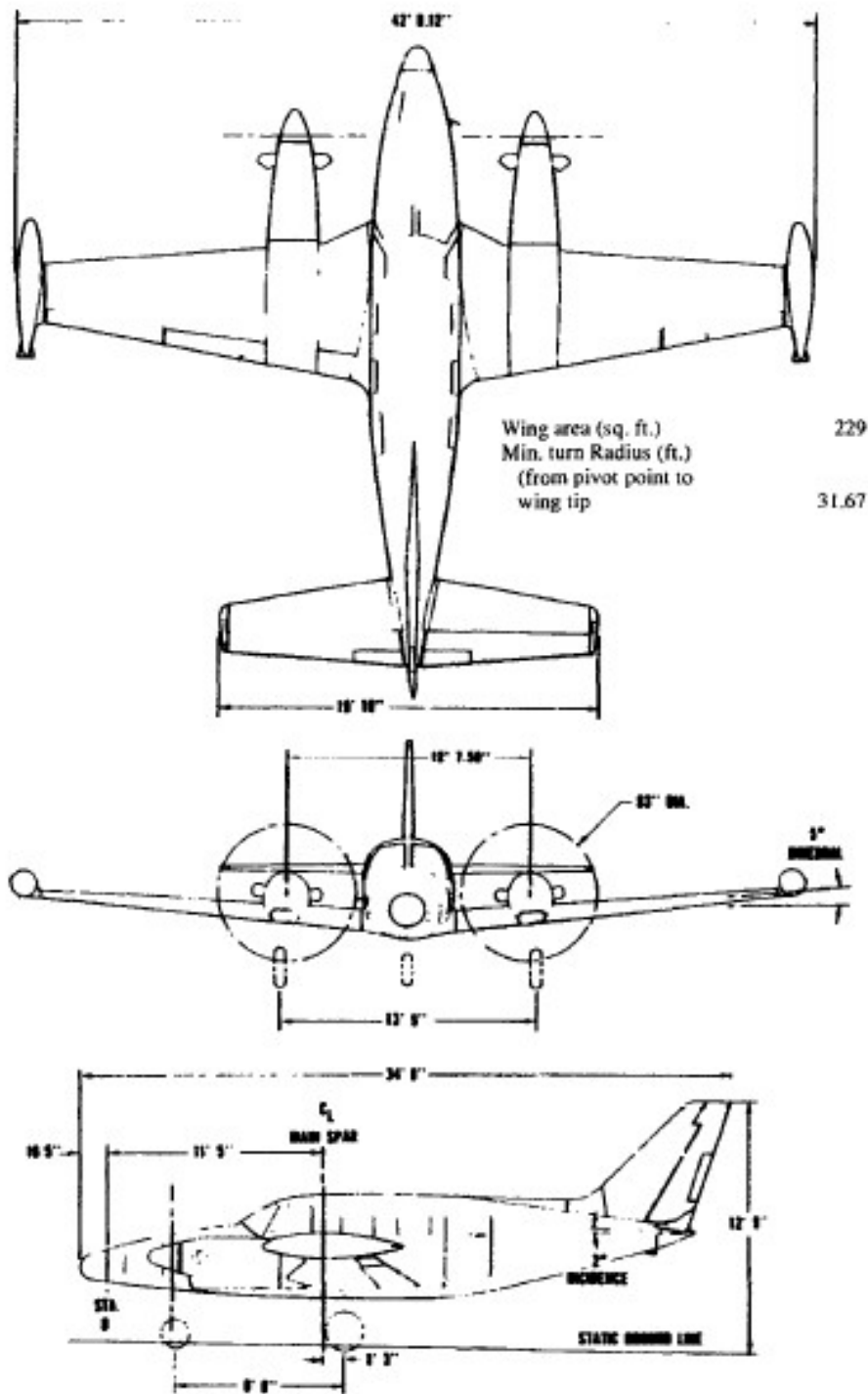


Figura 9 || **Figure 9**
Dimensões do Piper PA-31T || Piper PA-31T dimensions

Referência Reference	Aeronave Airframe	Motor Esq. LH Engine	Motor Dir. RH Engine	Hélice Esq. LH Propeller	Hélice Dir. RH Propeller
Fabricante Manufacture	Piper Aircraft Corporation USA	Pratt & Whitney Canada	Pratt & Whitney Canada	Hartzell USA	Hartzell USA
Tipo/Modelo Type/Model	PA-31T	PT6A-28	PT6A-28	HC-B3TN-3B	HC-B3TN-3B
N.º de Série Serial No.	31T80220091	PCE-52341	PCE-52393	BUA22060	BUA21179
Ano de construção Year of construction	1980	1980	1980	-	-
Tempo desde Novo T S N	8323,5	8297,6	8323,5	10398,9	Desconhecido Unknown
Tempo desde Revisão T S O	2754,4	3331,5	3383,5	332,2	78,2
Data da última Inspeção Last Insp. Date	16/02/2017	16/02/2017	16/02/2017	16/02/2017	16/02/2017

1.6.4. Navegabilidade e Manutenção || Airworthiness and Maintenance

A aeronave com a matrícula HB-LTI tinha todas as Licenças e Certificados de Aeronavegabilidade válidas.

A aeronave era mantida por uma organização de manutenção EASA Part 145. Esta organização estava também devidamente aprovada como uma organização de gestão de aeronavegabilidade continuada (CAMO), EASA Part M subparte G, e como tal, responsável tanto pela manutenção quanto pela gestão da aeronavegabilidade da aeronave.

A partir da documentação consultada, depreende-se que a aeronave foi mantida de acordo com o programa de manutenção aprovado e de acordo com as práticas da EASA Part-145.

A última manutenção periódica (100h+Inspeção anual) tinha sido realizada em 16 de fevereiro de 2017 com 8.297:50 FH (tempo total da estrutura do avião). A inspeção foi conduzida de acordo com as instruções do fabricante da aeronave e não revelou anomalias significativas.

The aircraft with registration HB-LTI had all Licenses and Airworthiness Certificates valid.

The aircraft was maintained by an EASA Part 145 approved maintenance organization. This organization was also duly approved as a Continuing Airworthiness Management Organization EASA Part M subparte G (CAMO) and, as such, it was in charge of both the maintenance and the aircraft airworthiness management.

From the documentation review, it appears that the aircraft was maintained according to the approved maintenance program and according to the EASA Part-145 standards.

The last periodical maintenance (100h+Annual inspection) was performed on 16th Feb 2017 at 8.297:50 FH (Airframe Total Time). The inspection was carried out as per the aircraft manufacturer instructions and revealed no significant discrepancies.

1.7. Informação meteorológica || Meteorological Information

As condições meteorológicas locais eram VMC, vento 220°/05 kt, temperatura 22° C, QNH 1018 hPa e visibilidade superior a 10 km.

METAR LPCS 171100Z VRB03KT CAVOK 22/12 Q1018.

Local meteorological conditions were VMC, wind 220°/05 kt, temperature 22° C QNH 1018 hPa and visibility more than 10 km.

METAR LPCS 171100Z VRB03KT CAVOK 22/12 Q1018.

1.8. Ajudas à navegação || Navigation aids

Não aplicável.

Not applicable.

1.9. Comunicações || Communications

As comunicações de rádio entre o piloto e o controlador de serviço na torre de Cascais foram gravadas. Somente os seguintes extratos foram relevantes no contexto da investigação.

Controlador: -Depois da descolagem voltar pela direita, interceptar e manter radial 230 do VOR de Cascais e subir para 3.000 pés.

Piloto: - Ok, não direção magnética específica.

Controlador: - HTI, vento 220º/5 kt pista 17 autorizado para descolar.

Piloto: - Autorizado para descolar pista 17 HTI.

Esta mensagem foi a última informação trocada com o controlador.

Radio communications between the pilot and Cascais tower on-duty controller were recorded. Only the following extracts were relevant in the context of the investigation.

Controller: - After departure turn right, intercept and maintain radial 230 from Cascais VOR and climb to 3,000 feet.

Pilot: - Ok, no specified heading.

Controller: - HTI, wind 220º/5 kt runway 17 clear for take-off.

Pilot: - Clear for take-off runway 17 HTI.

This message was the last information exchanged with the controller.

1.10. Informação do Aeródromo || Aerodrome Information

O Aeródromo dispõe de uma pista com orientação 17/35, de 1.700 metros de comprimento por 30 metros de largura, em betão asfáltico (PCN42) que se encontra a 326 pés de altitude. A pista está preparada para receber tráfego até 40 toneladas e dispõe ainda de sinalização luminosa, luzes de aproximação e sistema APAPI.

The Aerodrome runway oriented 17/35 is 1700 meters long, 30 meters width, built in asphalt-concrete (PCN42) at 326 feet height. This runway is prepared for traffic up to 40 tons, equipped with light signals, approach lights, and APAPI systems.



Figura 10 || Figure 10
Aeródromo de Cascais LPCS || Cascais airport LPCS

1.11. Gravadores de voo || Flight recorders

A aeronave não estava equipada com um gravador de registo de dados de voo, nem tal era um requisito.

The aeroplane was not equipped with a flight recorder, nor was it a requirement.

1.12. Destroços e informações de impacto || Wreckage and Impact Information

Os destroços principais estavam agrupados e queimados. Encontravam-se localizados a cerca de 450 metros à esquerda das luzes de aproximação da linha central e a 700 m do final da pista de decolagem 17.

The main wreckage was grouped together and burned. It was located about 450 meters to the left of the center line approach lights and 700 m from the end of the departure runway 17.

1.13. Informação médica e patológica || Medical and Pathological Information

As autópsias foram realizadas ao piloto e passageiros pelo Instituto Nacional de Medicina Legal e Ciências Forenses-Delegação do Sul. Os relatórios das autópsias indicaram a causa das mortes como "múltiplos ferimentos de força violenta". O relatório toxicológico do piloto revelou a presença de etanol numa concentração de $0,38 \pm 0,05$ g/l.

The National Institute of Legal Medicine and Forensic Sciences - Southern Delegation, performed autopsies to the pilot and passengers. The autopsy reports indicated the cause of death as "multiple blunt force injuries." The pilot's toxicological report found the presence of ethanol at a concentration of 0.38 ± 0.05 g/l.

1.14. Fogo || Fire

Várias testemunhas no chão indicaram não ter observado fumo ou chamas antes do impacto da aeronave. O incêndio resultou do impacto com o solo.

Several witness on the ground indicated they had not observe any smoke or flames before the aircraft crash. The fire resulted from the ground impact.

1.15. Aspectos de sobrevivência || Survival aspects

O alerta do serviço de combate a incêndio do aeródromo foi feito imediatamente pelo controlador do aeródromo e os serviços de resgate chegaram ao local do acidente após um curto período de tempo.

The airport fire-fighting service alert was immediately made by the aerodrome controller and the rescue services were at the site of the accident after a short time.

O acidente não teve sobreviventes devido às forças de impacto e ao incêndio pós impacto.

The accident was not considered to be survivable due to impact forces and the post-impact fire.

1.16. Ensaios e pesquisas || Tests and research

Para além da análise do pré-evento, da observação dos destroços e determinação da trajetória de voo, foram realizados vários testes técnicos específicos aos poucos componentes em estado elegível para análise e passíveis de trazerem novos dados à investigação. Esses testes descritos em 1.16.1 incluíram, mas não foram limitados a, tomografia computacional industrial com equipamento Actis 500/225 microfoco, avaliação por microscópio de varrimento eletrónico (SEM) e análise por Fourier Transform Infrared (FTIR).

In addition to pre-event analysis, wreckage observation and flight path reconstitution, a number of specific technical tests were carried out on the few components eligible for analysis and that could bring new data to the investigation. These tests detailed on 1.16.1 used the techniques, but not limited to, of industrial computer tomography (CT) with Actis 500/225 microfoco equipment, scanning electron microscope (SEM) and Fourier Transform Infrared (FTIR) analysis.

1.16.1. Inspeção dos destroços || Wreckage inspection

1.16.1.1. Motores || Engines

Em conjunto com o representante do fabricante dos motores, P&WC, procedeu-se à desmontagem dos destroços dos dois motores.

Os resultados da inspeção aos motores indicaram:

Ambos os motores exibiram grandes danos por impacto e exposição ao fogo pós-impacto, de modo que todos os acessórios de magnésio (caixa de redução e caixa de acessórios) foram completamente destruídos.

O exame da Turbina de Potência (TP) do motor esquerdo revelou alguma fricção rotacional do contato com o estator da TP, onde mostrou também impressões estáticas das lâminas no deflector do estator da TP e na parede interna. Algumas lâminas da TP também foram dobradas na direção da rotação. Ambas as observações são indicativas de que o rotor da TP (e consequentemente a hélice) estavam a baixas rotações no momento do impacto.

A unidade de controlo de combustível do motor esquerdo (o único acessório recuperado deste motor) mostrou extenso dano pós-incêndio.

With the engine OEM, P&WC, the remains of the two engines were disassembled.

The results of the engine inspection indicated:

Both engines exhibited extensive impact damage and exposure to post impact fire, such that all magnesium housings (reduction gearbox and accessories gearbox) were completely destroyed.

Examination of the Power Turbine (PT) from the left engine revealed some rotational rubbing from contact with the PT stator, however it also showed static imprints of the blades onto the PT stator baffle and inner shroud. Some PT blades were also bent in the direction of rotation. Both of these observations are indicative that the PT rotor (and propeller) was rotating under run-down conditions at impact.

The fuel control unit from the left side engine (the only accessory recovered from the left engine) showed extensive post fire damage.

A turbina que faz rodar o compressor e a turbina de potência do motor direito mostraram danos severos causados pelo contato com seus estatores e defletores adjacentes, indicativo de rotação no momento do impacto. Nenhuma anomalia pré-impacto foi observada nos componentes disponíveis do motor direito.

The compressor turbine and power turbine from the right side engine showed extensive rubbing damage from contact with their adjacent stators and baffles, indicative of rotation at impact. No pre-impact anomalies were found on the available components from the right side engine.

O exame das várias engrenagens e rolamentos disponíveis nos dois motores não mostraram evidências de anomalias pré-impacto.

Examination of the various available gears and bearings from both engines showed no evidence of pre-impact anomalies.

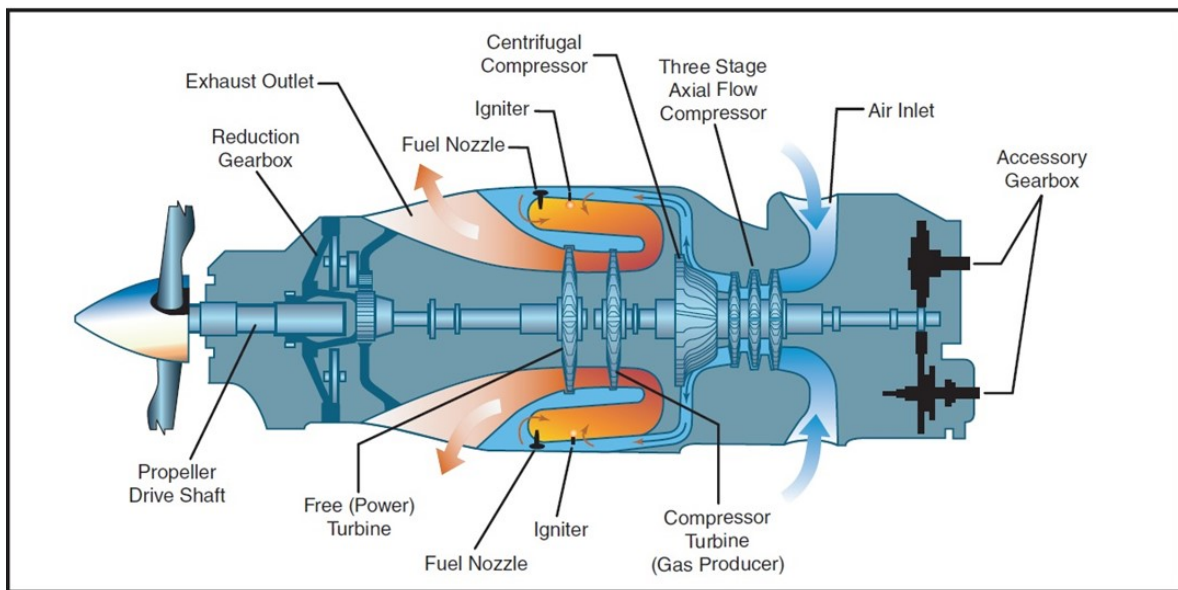


Figura 11 || **Figure 11**
Motor PT6A-28 || Engine PT6A-28

CONCLUSÕES:

As marcas infligidas pelos elementos rotativos e as correspondentes impressões estáticas, bem como a flexão das pás da turbina de potência do **motor esquerdo**, sugerem que este estava a funcionar em baixa rotação no momento do impacto, não estando a produzir potência. Não foi, no entanto, possível determinar a razão da falha de potência.

CONCLUSIONS:

The rotational scoring and concurrent static imprints as well as the bending of the power turbine blades from the **left engine** suggest that it was rotating under rundown conditions at impact and not producing power, the reason for which could not be ascertained.

Não foram observadas anomalias mecânicas pré-impacto nos componentes disponíveis do motor esquerdo. O exame, na medida do possível, foi realizado no único acessório disponível, isto é, a Unidade de Controlo de Combustível (FCU). Devido à extensão dos danos pós-impacto, não foi possível determinar se o FCU poderia ter contribuído para uma possível perda de potência. No entanto, os componentes internos recuperados do FCU, que foram examinados, não revelaram quaisquer anomalias que pudessem ter contribuído para uma perda de potência do motor.

As assinaturas rotacionais observadas nos componentes do **motor direito** mostraram que este estava a rodar no momento do impacto e estava a produzir potência, provavelmente elevada.

There were no pre-impact mechanical anomalies observed on the available components from the left engine. Examination to the extent possible was performed on the only available accessory; i.e. the Fuel Control Unit (FCU). Due to the extent of post impact damage, it was not possible to determine if the FCU could have contributed to a possible power loss. However, the internal components from the FCU, that were examined, did not reveal any anomalies, which could have contributed to an engine power loss.

Rotational signatures observed on the components of the **right side engine** showed that it was rotating and producing power at impact, likely in a high power range.



Figura 12 || Figure 12
Motores esquerdo e direito || Left and right engines

1.16.1.2. Unidade de controlo de combustível || Fuel control unit (FCU)

Não foi possível determinar se os acessórios contribuíram para o evento devido à extensão dos danos pós-evento. Os danos são consistentes com a exposição ao fogo e foram amplamente evidentes nos restos da unidade de controlo de combustível (FCU) e da unidade de controlo de fluxo de arranque.

It was not possible to determine if the accessories contributed to the reported event due to the extent of the post-event damage to the accessories. Damage consistent with exposure to the fire was extensively evident in the remains of the fuel control unit (FCU) and start-flow control unit.



Figura 13 || Figure 13

Unidade de controlo de combustível (FCU) - motor esquerdo || Fuel control unit (FCU) - left engine

1.16.1.3. Válvula de transferência e unidade de medição de fluxo de combustível (motor esquerdo) || Fuel crossfeed and fuel flow (LH engine)

O estado de degradação dos componentes e acessórios apenas permitiu recolher para análise a junção do combustível da bomba (setas vermelhas), com o combustível para a linha de transferência cruzada através da válvula (seta azul) e combustível para o motor (seta verde) e a unidade transmissor de fluxo de combustível motor esquerdo (mostrado do lado direito da figura 14).

A unidade de consumo instantâneo de combustível foi sujeita a uma análise de tomografia computacional industrial usando o equipamento Actis 500/225 microfoco nos laboratórios especializados do NTSB. Foram identificados inúmeros problemas com o componente devido ao seu estado degradado o que impediu o seu ensaio funcional; no entanto, todos os danos observados são consistentes com danos e fogo pós-impacto.

It was only possible to recover for further analysis the fuel unions from fuel pump (red arrows), fuel to cross feed line via valve (blue arrow) and fuel to engine (green arrow) and the fuel flow transmitter from left engine, due to the poor condition of main components and accessories (as shown on right side of picture 14).

The fuel flow transmitter was scanned using an Actis 500/225 microfoco Computed Tomography (CT) system and analysed by a NTSB specialized in CT analysis. The CT scans identified numerous issues with the current condition of the fuel flow transmitter, which prevented any type of functional testing; however, all of the observed issues were consistent with fire and/or impact damage.

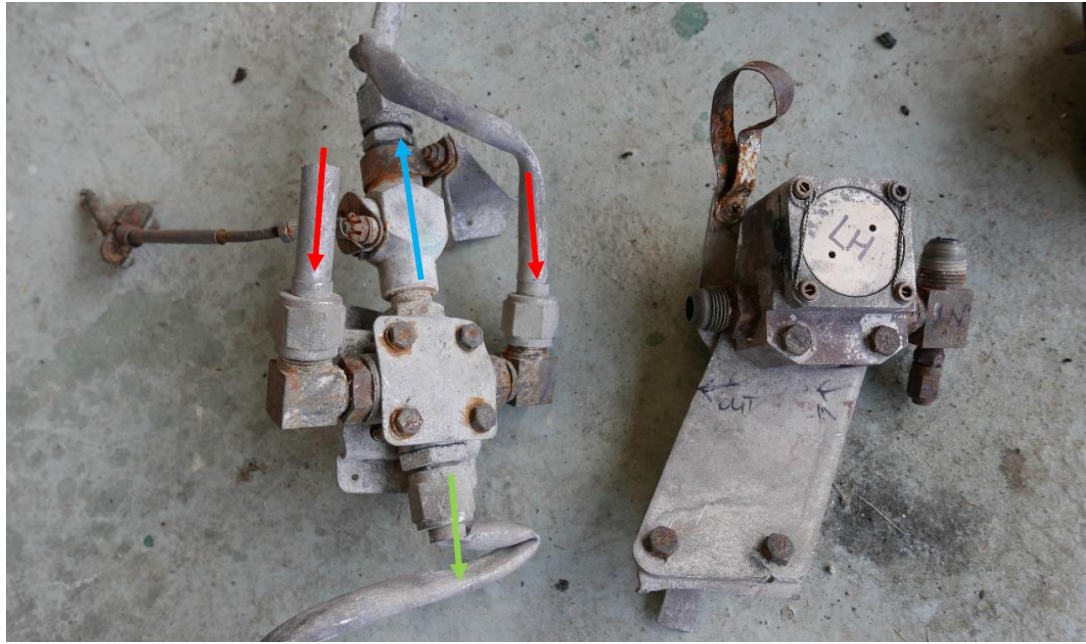


Figura 14 || Figure 14

Válvula de transferência e unidade de fluxo de combustível || Fuel crossfeed and fuel flow transmitter

1.16.1.4. Bombas de reforço de combustível dos tanques de combustível da célula interna esquerda || Fuel boost pumps of the left inner cell fuel tanks

Para as duas bombas de combustível da asa esquerda foi seguida a mesma metodologia de tomografia, mais uma vez foram obtidos os mesmos resultados e observados apenas danos relacionados com o pós-evento.

For the two LH fuel pumps, the same scanning and CT methodology was used, again with the same results, all of the observed issues were consistent with fire and/or impact damage.



Figura 15 || Figure 15
Bombas de combustível || Fuel boost pumps

Com este método de tomografia não foi possível localizar e identificar positivamente as esferas de *nylon* constituintes do sistema de *bypass* na admissão da bomba. Apenas foi possível identificar a existência de resíduos nessas passagens. Foi então solicitado ao laboratório do NTSB um exame a esses mesmos orifícios de passagem por forma a determinar se os possíveis resíduos do material seriam compatíveis com uma amostra de *nylon* retirada de esferas novas. O material removido das cavidades foi sujeito a uma visualização SEM (*scanning electron microscope*) e uma análise (FTIR) *Fourier transform infrared*. Lamentavelmente os resultados foram inconclusivos pois não foi possível estabelecer se o material removido coincidia com a amostra de *nylon* removido das esferas. A análise detalhada destas conclusões está suportada no relatório do laboratório de materiais do NTSB no. 18-032 e no relatório da mesma entidade referente a análise FTIR.

Additionally, the CT scan image analysis did not find any indications of the nylon balls that should have been present in the intake bypass passages for both fuel pumps, and the scans noted only limited amounts of material (residue) within those passages. The NTSB Materials Laboratory was asked to examine the intake bypass passages to determine if any residue from the nylon balls could be identified. Material adhering to the intake bypass passage walls was removed for comparison with sample nylon balls provided by the fuel pump manufacturer. The removed material was analysed using scanning electron microscope (SEM) and Fourier transform infrared (FTIR) analyses; however, unfortunately, the results were inconclusive in trying to establish if the removed material matched the sample nylon balls. (*reference NTSB Computed Tomography Specialist's Factual Report, NTSB Materials Laboratory Report No. 18-032, and NTSB Fourier Transform Infrared Analysis Summary*)

1.16.1.5. Os três instrumentos do cockpit || The three cockpit instruments

Os três instrumentos do cockpit (indicador de torque da turbina, indicador de velocidade de rotação da hélice e indicador de velocidade vertical) estavam severamente danificados pelo fogo e não puderam ser testados.

The three cockpit instruments (Turbine Power Indicator, Propeller Speed Indicator, and Vertical Speed Indicator) were heavily damaged by fire and could not be tested.

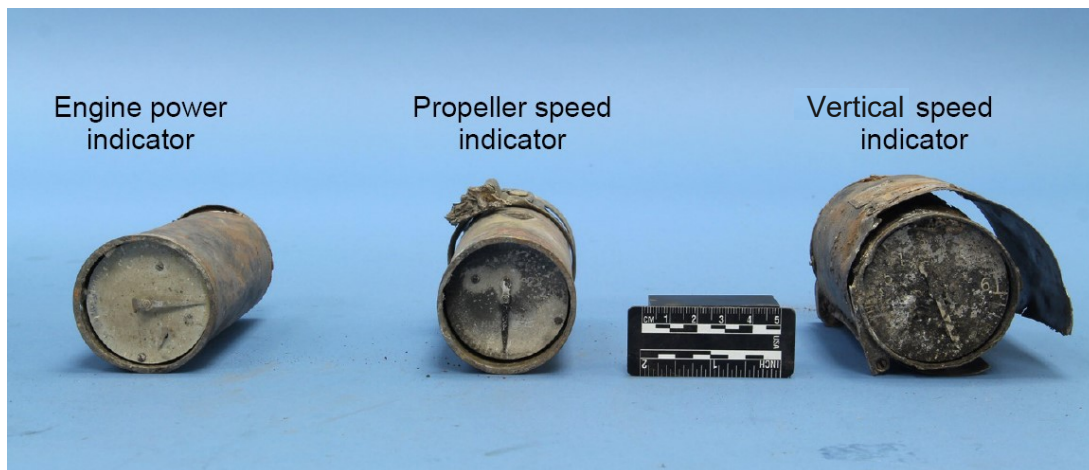


Figura 16 || Figure 16
Instrumentos recuperados dos destroços || Wreckage Recovered Instruments

1.16.1.6. Hélices || Propellers

Em conjunto com o representante do fabricante da hélice, *Hartzell*, procedeu-se à desmontagem e exame das hélices da aeronave. O exame incluiu a desmontagem e inspeção visual dos demais componentes da hélice. Ambas as hélices apresentaram danos de fogo pós-acidente consideráveis, com alguns componentes consumidos ou não recuperados da cena do acidente.

With propeller OEM representative help, *Hartzell*, it was performed a teardown examination of both propellers. The examination included disassembly and visual inspection of the remaining propeller components. Both propellers exhibited considerable post-crash fire damage with some components either consumed or not recovered from the crash scene.

A **hélice esquerda** apresentou um forte dano causado pelo calor do fogo pós-impacto. Duas das pás foram parcialmente consumidas, dificultando a apreciação do impacto. Uma pá fraturou aproximadamente 24 polegadas do cubo central, sugerindo rotação. A outra pá da hélice fraturou pela raiz; a braçadeira e o tubo piloto desta pá estavam fraturados. A aba do braço e do cubo da pá fraturada tinham marcas de impacto sugerindo rotação. Marcas na haste do pistão, cilindro e tirante de variação de ângulo da pá são indicativo que as pás da hélice estavam a rodar em *flight idle* (aproximadamente 15-17°); não estava em bandeira no momento do impacto, o que é consistente com outros danos observados.

The **left propeller** exhibited extensive heat damage from the post-crash fire. Two of the blades were partially consumed making it difficult to discern impact damage. One blade fractured approximately 24 inches from the shank suggesting rotation. Another blade was fractured from the propeller assembly with leading edge gouging; the clamp and pilot tube of this blade were also fractured. The blade and hub arm flange of the fractured blade had impact marks suggesting rotation. Marks on the piston, cylinder and pitch change rod all indicated the propeller was near the running flight idle blade (approximately 15-17°); it was not feathered at the time of impact which is consistent with other observed damage.

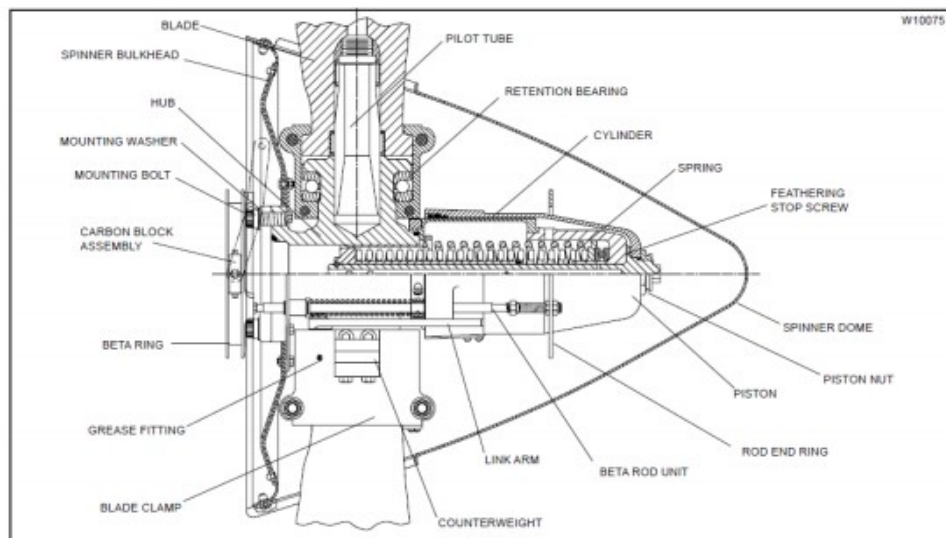


Figura 17 | Figure 17
Secção transversal do hélice || Propeller Cross Section

A **hélice direita** tinha uma pá fraturada no cubo com o tubo piloto fraturado e o lábio de retenção superior/retenção. A pá estava bastante enrolada ao longo da sua corda e no sentido de rotação com marcas no bordo de ataque (características de colisão com asfalto, cimento ou outra superfície dura). Esta pá também teve um impacto crescente no lado do bordo de fuga, indicando forças de impacto na direção de frente para trás e marca de impacto correspondente na aba do braço do cubo no quadrante do bordo de fuga / lado da face, sugerindo rotação. Uma pá fraturou muito perto da sua base com forma tipo "S-dobrado", exibindo riscos no sentido da corda e decorrentes de movimento de rotação. Evidenciou ainda a torção de ponta para baixo, tudo sugerindo impacto de potência moderada a alta. A pá em grande parte intacta tem algum enrolamento perto da ponta e também exibiu algumas características "S-dobrado". O pistão ficou fragmentado de uma forma consistente com a presença de pressão de óleo na cavidade do pistão. Uma marca num fragmento do pistão sugere que o ângulo da pá estava acima de *flight idle*² e na faixa de operação normal.

The **right propeller** had one blade fractured from the hub with a fractured pilot tube and clamp top/retention lip. The blade was tightly curled chordwise with chordwise/rotational scoring on the leading edge (characteristics of hitting asphalt, concrete or other hard surface). This blade also had an impact crescent on the trail edge side indicating impact forces in the lead-to-trail direction, and a corresponding impact mark on the hub arm flange in the trail edge/face side quadrant suggesting rotation. One blade fractured very close to the shank with some "S-bending" characteristics, chordwise/rotational scoring and twisting leading edge down, all suggesting impact at moderate to high power. The blade largely intact has some chordwise/rotational scoring near the tip and also exhibited some "S-bending" characteristics. This piston fragmented in a manner consistent with the presence of oil pressure in the piston cavity and a mark on one piston fragment suggested the blade angle was above flight idle and in the normal range of operation.



Figura 18 | Figure 18
Hélices esquerdo e direito | Left and right propellers

² *Flight idle*: Comandos de potência na posição potência reduzida em voo.

Não houve discrepâncias observadas que impedissem ou degradassem o funcionamento normal antes do impacto. Todos os danos estão consistentes com as altas forças de impacto e pós-acidente. As marcas de impacto e os danos das pás sugerem que a hélice direita estava a rodar com potência moderada a alta. As marcas de impacto e os danos das pás da hélice esquerda sugerem que estava em baixa rotação e ângulo da pá perto do *flight idle*, com baixa potência ou nula.

There were no discrepancies noted that could prevent or degrade normal operation prior to impact. All damages are consistent with high impact forces and post-crash fire. Impact marks and blade damage suggest the right propeller was rotating at moderate to high power. Impact marks and blade damage suggest the left propeller was rotating near the flight idle blade angle with low to no power.

1.16.1.7. Estrutura da aeronave || Aircraft structure

Após a inspeção dos destroços da estrutura da aeronave, os investigadores do GPIAAF e o ACCREP do STSB encontraram as seguintes evidências:

- Ambos os trens de aterragem, principal e trem de nariz estavam na posição de cima (recolhido).
- Os atuadores dos *flaps* da asa esquerda e direita estavam na posição de cima (recolhidos). Os actuadores ainda estavam conectados aos restos da estrutura da asa e dos *flaps*.
- O braço articulado do *aileron* ainda estava ligado através do actuador com o braço de controlo na longarina do *aileron*.
- O compensador localizado no *aileron* direito não foi identificado. O tambor de rotação de controlo do *aileron* foi encontrado na posição central (neutro). O tambor de rotação do *aileron* oposto que se conecta à roda de ajuste do *aileron* no pedestal central também estava na posição centrada (neutra).

After inspection of the aircraft structure wreckage, the investigators of GPIAAF and the ACCREP of the STSB could confirm the following findings:

- Both main landing gears and the nose gear were in the up (retracted) position.
- The flap actuators of the left and the right wing flaps were in the up (retracted) position. The actuators were still connected to remains of the wing structure and the wing flaps.
- The aileron bell-crank was still connected through the push-pull-rod to the control horn on the aileron spar.
- The aileron trim tab located at the right aileron was missing. The controlling aileron trim drum was found in centre (neutral) position. The opposing aileron trim drum that connects to the aileron trim wheel on the centre pedestal was also in centred (neutral) position.

- O motor do compensador do leme de profundidade estava em posição desacoplada e o tambor do cabo de controlo estava solto, podendo girar livremente.
- Os compensadores do leme de profundidade em ambos os lados ainda estavam conectados com os respetivos tambores de ajuste do leme e foram encontrados numa posição que corresponde a uma condição próxima do máximo de nariz em baixo. O tambor do compensador que se conecta à roda do compensador no pedestal central foi encontrado numa posição que também corresponde a uma condição de nariz em baixo.
- O compensador do leme de direção não foi identificado. Partes do braço de controlo do compensador do leme ainda estavam presas ao atuador. O tambor do compensador do leme de direção foi encontrado na posição central (neutra). O tambor oposto do leme que se conecta à roda do compensador no pedestal central também estava na posição central (neutra).
- A continuidade do sistema de controlo para os *ailerons*, leme de profundidade e leme de direção só pôde ser parcialmente confirmada uma vez que as manetes de controlo do cockpit e partes do sistema de controlo foram completamente destruídas pelo fogo pós-impacto. A continuidade dos cabos de controlo da área do cockpit para a empenagem da aeronave pôde ser confirmada. O atuador para o braço do leme de direção estava intacto e ainda conectado em ambos os lados. Foram ainda identificadas outras peças principais da fuselagem. Foi possível determinar que os danos infringidos a estas peças foram causados pelo impacto e pelo incêndio.
- The elevator trim motor was in uncoupled position and the control cable drum could be freely rotated.
- The elevator trim tabs on both sides of the elevator were still connected by push-pull-rods to their corresponding elevator trim drums and were both found in a position that corresponds to a nearly full nose down trim condition. The elevator trim drum that connects to the elevator trim wheel on the centre pedestal was found in a position that also corresponds to a nose down trim condition.
- The rudder trim tab was missing. Parts of the horn of the rudder trim tab were still attached to the push-pull-rod. The controlling rudder trim drum was found in centred (neutral) position. The opposing rudder trim drum that connects to the rudder trim wheel on the centre pedestal was also in centre (neutral) position.
- The control system continuity for ailerons, elevator and rudder could only be partially determined as the cockpit control levers and parts of the control system were completely destroyed by the post-crash fire. The continuity of the control cables from the cockpit area to the empennage of the airplane could be confirmed. The push-pull-rod to the elevator horn was intact and still connected on both sides. Different other parts of the airframe structure were identified. It could be determined that the damage to these parts originated from the forces by the crash and/or by the post fire.



Figura 19 || Figure 19

Restos recuperados da aeronave; o estabilizador horizontal do lado direito (seta vermelha) é a peça recuperada com as maiores dimensões.

Recovered remains of the aircraft; the horizontal stabilizer on the right side (red arrow) being the largest part recovered.

1.16.2. Informação sobre o combustível || Fuel information

Foi realizada, por um laboratório acreditado, uma análise do combustível contido na unidade de reabastecimento a partir da qual o avião acidentado foi abastecido. O resultado obtido comprovou que o produto era adequado para o abastecimento.

An accredited laboratory performed analysis of the fuel contained in the refueling unit from which the accident aircraft was supplied. The result obtained was that the product was suitable for supply.

1.17. Organização e gestão || Organizational and management information

1.17.1. Operador || Operator

A Symbios Orthopédie SA era o proprietário e o operador da aeronave acidentada, cujo principal objetivo era fornecer um meio conveniente de transporte do CEO da sede da sua empresa, localizada em Yverdon-les-Bains (VD), a cerca de 80 km ao norte de Genebra, e os seus clientes localizados em toda a Europa. Ocasionalmente, a aeronave era usada para voos recreativos com familiares e amigos, como foi o caso da viagem a Lisboa. O piloto era presidente e CEO da referida empresa, Symbios SA, que emprega cerca de 170 pessoas e fabrica implantes cirúrgicos. No momento do acidente, a HB-LTI era uma das aeronaves da empresa.

Symbios Orthopédie SA was the owner and the operator of the crashed aircraft and its main purpose was to provide a convenient mean of CEO transportation from the headquarters of his company, located in Yverdon-les-Bains (VD), about 80 km north of Geneva, and his clients located throughout Europe. Occasionally, the airplane was used for recreational flights with family and friends, as it was the case for the Lisbon trip. The Pilot was the president and CEO of the mentioned company, Symbios SA, which employs around 170 people and manufactures surgical implants. At the time of the accident, HB-LTI was one of the company's aircraft.

1.17.2. Organização de formação de voo || Flight Training Organisation

A Organização de Formação de Voo que forneceu instruções para a qualificação no tipo PA31T tinha um programa de treino de acordo com o previsto pelo regulamento FCL. Incluía um curso teórico e voos de treino na aeronave. No final da formação foi realizada uma verificação de aptidão na aeronave. O programa de renovação é idêntico ao da primeira qualificação no tipo.

The Flight Training Organisation that provided instruction for the PA31T type rating filed a training programme with its authority in compliance with the one provided for by the FCL regulation. It included a theoretical course and flight training on the aircraft. A skill check on the aircraft was performed at the end of training. The renewal programme is identical to that of the first type rating.

O piloto fez a sua qualificação tipo - PA31T na Airways Formation TRTO em Agen (LFBA).

The pilot did his PA31T type rating in Airways Formation TRTO in Agen (LFBA).

O piloto realizou a última verificação de proficiência em 21/03/2017 sem observações.

The pilot performed the last proficiency check on 21/03/2017 without remarks.

De acordo com o TRE que realizou a última verificação de proficiência, o piloto era muito “rigoroso”, demonstrando que conhecia muito bem o seu avião, possuía as competências para pilotar o mesmo e já com alguns milhares de horas de voo.

According with the TRE who performed the last proficiency check, the pilot was very «rigorous», he had a good flying skill with some thousands of flying hours, and he knew very well his plane.

1.17.3. Última verificação de proficiência || Last proficiency check (PA31T type rating revalidation)

- Flight progress :
 - Agen (LFBA) – Pau (LFBP) - Agen
 - The weather was good (BKN 2500-3000 ft)
 - Rejected take-off at the first departure at Agen. Initiated with an alarm (without engine dissymmetry).
 - Standard departure until AGN en route to Pau.
 - ILS Z Rwy 31 with a flaps failure
 - Touch and go at Pau
 - Engine failure at take-off initiated around 500-600 ft by reducing power (speed around 140 kt – gear up).
 - There is no autofeather system neither rudder boost on the Piper Cheyenne. The student only begins to move the propeller lever but doesn't do all the movement.
 - Departure to Agen :
 - Approaching stall exercise (mandatory) with flaps retracted
 - 45 degrees bank turns (right and left)
 - Real engine failure in cruise with a real feather position
 - + C/L engine Fail, unfeathering of the airplane
 - RNAV Approach in Agen with an engine failure
 - N-1 missed approach finished at 1200 ft (high of the traffic pattern) to proceed for a visual return
 - One engine fail circuit pattern
 - One engine landing in Agen
 - End of the check

1.17.4. Comentário do examinador || Examiner's comment

- O Piper Cheyenne II é muito crítico no caso de uma falha do motor após a descolagem e o piloto deve colocar muito rapidamente o comando da hélice do motor em falha na posição de bandeira³ por forma a manter o controlo do avião.
- Para simular a falha de um motor, o examinador normalmente reduz a potência do motor que quer simular a "falha" (sem uso do corte); desta forma, o voo de avaliação de competência do piloto é mais seguro, mas não permite a este o treino adequado para identificar o motor inoperativo e o movimento gestual do piloto não é completo em relação ao embandeiramento da hélice.
- O regulamento da Part FCL requer que a falha do motor no exercício de descolagem seja iniciada logo após atingir a velocidade V2⁴ e acima de 500 pés de altitude, para garantir a segurança do treino (item obrigatório § 3.5.2).

O examinador iniciou este item a 500 pés, mas a uma velocidade de 140kt.

Esta velocidade é muito superior à velocidade de referência V2 e a dificuldade do exercício não é a mesma.

Além disso, durante este exercício, o piloto não embandeira a hélice, coloca apenas o dedo na alavanca da hélice (o TRE simula o avanço da posição da hélice).

Nestas condições, este exercício não é representativo da dificuldade de lidar com uma falha do motor real logo após a V2.

- The Piper Cheyenne II is very critical in case of an engine failure after take-off and the pilot must put the failed engine propeller lever in feather position³ very quickly in order to keep the control of the airplane.

- To create an engine failure, the examiner is used to reduce the power of the "failed" engine (no use of the cut off); With this, the check flight is safer but the pilot is not properly trained to identify the engine inoperative and the pilot's gesture movement is not complete concerning feathering of the propeller.

- The Part FCL regulation requests the engine failure at take-off exercise to be initiated just after reaching V2⁴ and above 500 ft for safety (mandatory item § 3.5.2).

The examiner initiated this item at 500 ft height but at a speed of 140kt.

This speed is much higher than the V2 and the difficulty of the exercise is not the same.

Furthermore, during this exercise, the pilot does not really feather the propeller but only puts his finger on the propeller lever (the TRE forward the propeller in a "transparency" position).

In these conditions, this exercise is not representative of the difficulty to deal with a real engine failure just after V2.

³ Em algumas hélices de passo variável, as pás podem ser colocadas numa posição paralela ao vento relativo, reduzindo o arrasto aerodinâmico causado pela hélice, na condição de falha do motor. || On some variable-pitch propellers, the blades can be positioned parallel to the airflow to reduce drag in case of an engine failure.

⁴ Velocidade de segurança (na descolagem). || Takeoff safety speed.

1.18. Informação adicional || Additional Information

1.18.1. Testemunhos || Testimony

Várias testemunhas indicaram ter observado a descolagem onde viram a aeronave a subir para uma altitude de cerca de 300 pés e a voltar para a esquerda. O pranchamento para a esquerda foi aumentando e a velocidade diminuindo, com a entrada da aeronave em perda, seguida de uma descida íngreme e impacto com o solo. Também afirmaram que não viram nenhum fumo ou chamas antes do impacto com o solo.

Several witnesses indicated that they had observed the aircraft takeoff and saw it climbing to a height of about 300 feet while in a banking left turn. The left bank was increasing and the speed was decreasing, with the entry of the aircraft in a stall, followed by a steep descent and impact with the ground. They also stated that they did not see any smoke or flames before the impact with the ground.

1.18.2. Treino para qualificação tipo – EASA FCL || Training for type rating

– EASA FCL

O PA31T é classificado como uma aeronave monopiloto, multimotor de alta performance, para o qual o regulamento EASA Part-FCL fornece uma classificação de tipo. Este treino deve ser ministrado por um FTO ou TRTO. O conteúdo do treino é definido pela EASA-FCL 720. A lista de exercícios que deve ser realizada no âmbito da emissão deste tipo de qualificação é definida no Apêndice 9 da EASA-FCL 740. O exercício de falha do motor é coberto especificamente no treino da descolagem. O voo assimétrico simulado é um exercício que pode ser combinado com outros.

The PA31T is classified as a single pilot multi-engine high performance aeroplane, for which the EASA Part-FCL regulation provides a type rating. This training must be delivered by an FTO or TRTO. The training content is defined by the EASA-FCL 720. The list of exercises which should be carried out in the framework of issuing this type rating is defined in Appendix 9 of the EASA-FCL 740. The engine failure exercise is specifically covered during takeoff training. Simulated asymmetric flight is an exercise which can be combined with others.

1.18.3.Regulamento de formação para qualificação tipo || Regulatory training for type rating – PART FCL “AIRCREW”

Na nova regulamentação europeia, Part FCL, o PA31T é considerado uma aeronave monopiloto, multimotor complexo de alta performance. No que diz respeito ao uso de simulador, o regulamento especifica que esta aeronave deve ser tratada como um avião multipiloto. Na maioria dos casos, existem no mercado simuladores de voo para esta categoria de avião (multipiloto) que possibilitam a realização de exercícios elaborados. Pelo contrário, os simuladores para aeronaves monopiloto complexas de alto desempenho como o PA31T, são raros ou inexistentes.

O AMC 2.ORA.ATO.125 especifica que o treino em voo realizado exclusivamente num avião, sem usar um simulador, não abrange todas as operações anormais e de emergência necessárias para o treino e teste de aptidão para qualificação tipo. Nesses casos, a ATO deve demonstrar à autoridade competente que um treino adequado sobre esses aspetos é efetuado por outros meios.

Além disso, a formação no avião implica um tempo de preparação para assegurar uma situação de voo aceitável. Isso pode incluir restrições ATC, atrasos devido ao tráfego pré-descolagem, a necessidade de alcançar altitudes de segurança para executar os exercícios ou áreas de instrução apropriadas. Pode incluir fisicamente reposicionamento da aeronave ou repetição de manobras ou aproximações de instrumentos. Neste caso, a autoridade competente assegura que o programa de formação é adaptado a estes perigos e que contém a quota mínima de horas exigidas para a formação. Finalmente, os riscos associados à execução de alguns exercícios de falha no voo real, em particular aqueles que envolvem potência assimétrica, pode levar a limitar as fases de voo em que eles podem ser executados, ou mesmo reduzir o número de exercícios realizados.

In the new European regulation Part FCL, the PA31T is considered as a single pilot complex high performance aeroplane. The regulation specifies that it should be treated as a multi-pilot aeroplane, whereas this regulation is adapted to performance of exercises on a simulator. Most of the time, this category of aeroplane has flight simulators available that make it possible to perform these exercises. On the opposite, simulators for complex single pilot high performance aircraft, such as the PA31T, are rare or non-existent.

The AMC 2.ORA.ATO.125 specifies that in-flight training performed exclusively on an aeroplane, without using a simulator, does not cover all abnormal and emergency operations required for the training and the aptitude test for type rating. In such cases, the ATO must demonstrate to the competent authority that adequate training on these aspects is delivered by other means.

Further, training on the aeroplane implies set-up time to determine an acceptable flight situation. This may include ATC constraints, delays due to traffic before takeoff, the need to reach safety altitudes to perform the exercises or appropriate training areas. It can include physically repositioning the aircraft or repeating manoeuvres or instrument approaches. In this case, the competent authority ensures that the training programme is adapted to these hazards and that it contains the minimum quota of hours required for the training. Finally, the risks associated with the execution of some failure exercises in real flight, in particular those that involve asymmetric traction, can lead to limiting the phases of flight in which they can be attempted, or even reducing the number of performed exercises.

Além disso, o programa de formação para voos com potência assimétrica de decolagem ou de aproximação não é pormenorizado para o tipo monopiloto complexo de alta performance (como o PA31T), embora o seja para aeronaves monopiloto não-complexas.

In addition, the training programme for asymmetric flight on takeoff or approach is not detailed for a complex high performance single pilot (such as the PA31T) though it is for non-complex single pilot aircraft.

1.18.4. Procedimentos de emergência em caso de falha do motor após a decolagem || Emergency procedures in the event of engine failure after takeoff

Numa aeronave de dois motores, quando um motor falha o momento de guinada gerado pelo impulso assimétrico deve ser contrariado pela ação do piloto nos comandos, principalmente nos pedais do leme de direção.

On a twin-engine aircraft when one engine fails, the yawing moment generated by asymmetrical thrust must be countered by pilot inputs on the controls, mainly the rudder pedals.

Quando a velocidade da aeronave diminui, o efeito aerodinâmico no estabilizador vertical e no leme de direção diminuem e a deflexão do pedal do leme deve aumentar. Existe uma velocidade mínima de controlo aerodinâmico (V_{mca}) abaixo da qual o piloto não poderá evitar o movimento da guinada, o leme de direção ficará, portanto na sua posição de deflexão máxima. O seu valor foi demonstrado durante os voos de teste nas condições mais adversas de massa e centragem, quando o motor crítico está inoperante e o outro motor está com a potência máxima.

When the aircraft speed decreases, the aerodynamic effect on the vertical stabiliser and the rudder decreases and the deflection of the rudder pedal should increase. There is a speed, airborne minimum control speed (V_{mca}), below which the pilot can no longer prevent yaw movement, the rudder being fully locked. Its value was demonstrated during test flights in the most adverse weight and balance conditions, when the critical engine is inoperative and the other engine is producing maximum power.

Devido ao efeito assimétrico das pás da hélice, denominado fator P, tipicamente o motor direito desenvolve a sua potência a uma distância em relação ao Centro de Gravidade superior ao motor esquerdo. A falha do motor esquerdo irá resultar num momento de guinada superior produzido pelo motor direito operativo, sendo que o oposto não se verifica e por esse motivo o primeiro denomina-se motor crítico.

Due to the asymmetric blade effect (P-factor), the right-hand engine typically develops its resultant thrust vector at a greater lateral distance from the aircraft's COG than the left-hand engine. The failure of the left-hand engine will result in a larger yaw effect via the operating right-hand engine, rather than with the right engine failure, and that's why the former is termed the Critical Engine.

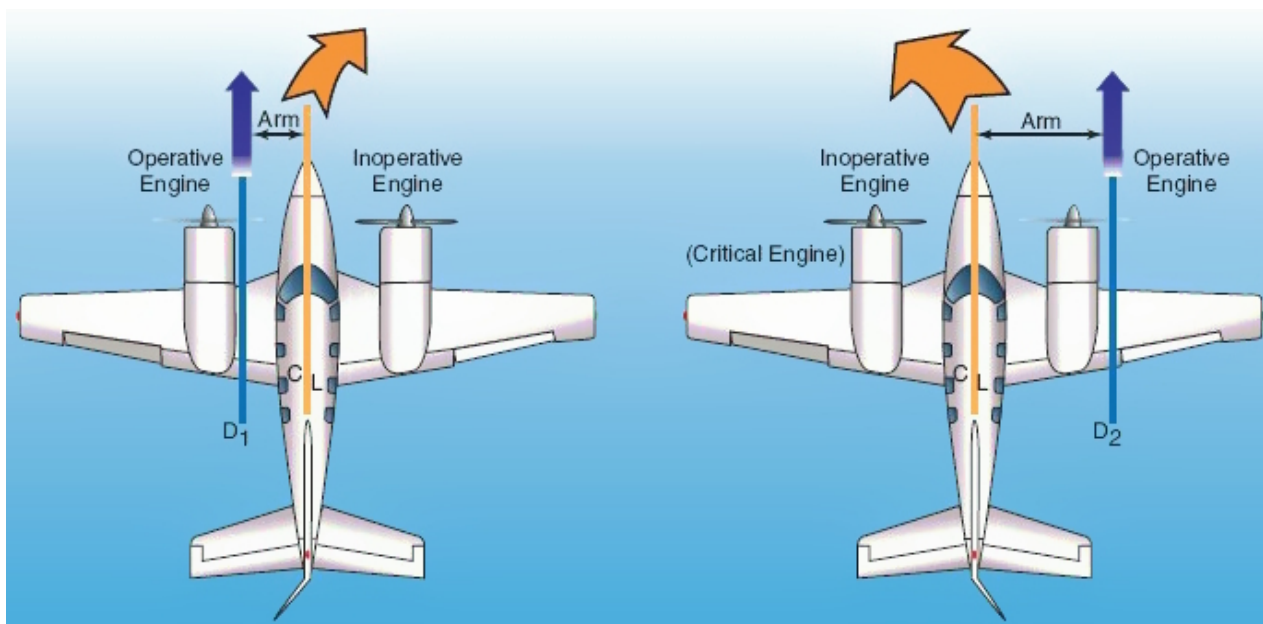


Figura 20 || Figure 20
Motor Crítico || Critical Engine

O Manual de Voo inclui os seguintes procedimentos:

FALHA DO MOTOR DURANTE A DESCOLAGEM (91 KIAS ou acima)

Este procedimento requer acelerar para uma velocidade de 104 kt até ficar livre de obstáculos; depois 113 kt e manter o controlo direcional.

APROXIMAÇÃO E ATERRAGEM DE MONOMOTOR

Este procedimento requer, em particular, o embandeiramento do hélice do motor com falha, os *flaps* na configuração de aproximação (15°), uma velocidade de 113 kt para ser mantida, o trem de aterragem a ser estendido e depois selecionar os *flaps* na posição "tudo em baixo" "quando a aterragem está assegurada".

Uma nota do fabricante chama a atenção das tripulações para o facto de que um *go-around* não deve ser iniciado se a velocidade da aeronave for inferior a 113 kt ou se os *flaps* estiverem estendidos em 40°.

The Flight Manual includes the following procedures:

ENGINE FAILURE DURING TAKEOFF (91 KIAS or above)

This procedure requires accelerating to a speed of 104 kt until clear of obstacles; then 113 kt and directional control to be maintained.

SINGLE-ENGINE APPROACH AND LANDING

This procedure requires, in particular, the feathering procedure of the failed engine to be accomplished, the flaps to be set in approach configuration (15°), a speed of 113 kt to be displayed, the landing gear to be extended and then the flaps to be in "full down" position "when the landing is ensured".

A manufacturer's note draws crews' attention to the fact that "a Go-around should not be attempted with the airspeed below 113 KIAS or with 40° flaps."

3.3 EMERGENCY CHECKLIST	
SPEEDS	
Air minimum control speed (V _{mca}).....	91 KIAS
Best single-engine rate of climb speed..	113 KIAS
Best single-engine angle of climb speed.....	104 KIAS
ENGINE INOPERATIVE PROCEDURES	
ENGINE FAILURE DURING TAKEOFF (91 KIAS or above)	
Airspeed	91 KIAS min.
Directional control	maintain
Power (operative engine).....	maximum (620 SHP)
Gear.....	RETRACT
Prop (inop. engine).....	FEATHER
Airspeed	accelerate to 104 KIAS
	until clear of obstacles;
	then 113 KIAS
Trim.....	5° toward operative engine
Climb.....	straight ahead (Avoid
	obstacles and attain sufficient altitude to
	execute Single-Engine Landing Procedure.)
Inop. Engine.....	complete Engine
	Securing Procedure
Land as soon as practical at nearest suitable airport	

Figura 21 || Figure 21
 Lista de verificação || Checklist

2. ANÁLISE || ANALYSIS

2.1. Potência dos motores após a decolagem || Engine power after takeoff

Nas declarações recolhidas das testemunhas, relativamente à atitude do avião a voltar para a esquerda, a diminuição na velocidade do ar e entrada em perda aerodinâmica, assim como da recolha de factos e evidências durante o processo de investigação, ficou claro que o acidente resultou da perda de controlo da aeronave em voo.

A investigação revelou que o motor esquerdo estava a produzir uma potência significativamente inferior ao motor direito no momento do impacto. Apesar da causa dessa falha de potência não ter sido possível determinar, foi possível estabelecer que a aeronave estava na condição de voo assimétrico, que terá levado à perda de controlo.

The collected witness statements reporting a veering of the A/C to the left, decreasing airspeed and a subsequent stall, as well as the factual information established during the investigation, provided clear evidence that the accident resulted from a loss of control in flight.

The investigation revealed that the left hand engine was delivering substantially less power than the right hand engine at the time of impact. Even though the cause for the loss of power on the LH engine could not be determined, it could be established that the aircraft encountered asymmetric flight conditions which ultimately led to the loss of control.

A falha de um motor em voo está prevista nos procedimentos de emergência do fabricante. A análise abaixo, focou-se em tentar entender as razões pelo qual o piloto não conseguiu aplicar esses mesmos procedimentos para manter o controle da aeronave.

No caso de um problema de simetria de motor, e mais particularmente durante as fases de voo próximas do solo, as ações devem ser memorizadas e realizadas rapidamente. O treino recorrente do piloto privado não é suficiente para uma reação automática para o processamento dessa falha rara. A surpresa gerada por esta falha aumenta o tempo de identificação e de reação.

2.2. Análise de um Piloto experiente PA-31T || Analysis from a PA-31T expert Pilot

Foi convidado pelo STSB um piloto experiente e qualificado no PA-31T Cheyenne II como PIC e TRI para produzir dados de análise relativamente à gestão do voo e manuseamento da aeronave numa condição de falha do motor à descolagem ou logo após a descolagem.

Ajuste de Potência

Em condições meteorológicas semelhantes às da data e hora do acidente, espera-se um débito de potência do motor de aproximadamente 101,5%, correspondente a uma velocidade da turbina de 38 100 RPM.

Compensador leme de profundidade

O compensador do leme de profundidade não é selecionado num valor específico para a descolagem de acordo com o centro de gravidade (COG) da aeronave. O compensador do leme de profundidade deve ser ajustado entre o arco branco ao lado da roda do compensador. Um Piper Cheyenne com um peso próximo do peso máximo de descolagem (MTOW) tende a ser pesado de cauda e a compensação à descolagem é ajustada para uma posição de nariz em baixo.

Configuração dos *flaps* na descolagem

A configuração de *flaps* para a descolagem é *flaps* em cima (0°).

An engine failure in flight is an emergency situation for which the manufacturer has established an emergency procedure to handle such a situation. The following analysis therefore focuses on the question why the pilot was not able to apply these procedures and maintain control of the aircraft.

In the event of an engine symmetry problem, and more particularly during the flight phases close to the ground, actions must be known by memory and undertaken rapidly. Private pilot recurrent training is not sufficient for an automatic processing and reaction to this rare failure. The surprise generated by this failure delays the detection and reaction time.

An expert PA-31T Cheyenne II type-rated Pilot and TRI was invited by STSB to produce some analytical data regarding the flight handling of the aircraft with an engine out, at/or after take-off condition.

Thrust-setting

At meteorological conditions similar to the ones at the date and time of the accident, an engine thrust output of approximately 101.5 % is expected, corresponding to a turbine speed of 38,100 RPM.

Elevator trim

The elevator trim is not set to a specific takeoff setting according to the center of gravity (COG) of the aircraft. The elevator trim has to be set to in between the white arc next to the trim wheel. A Piper Cheyenne with a weight close to maximum takeoff weight (MTOW) tends to be tail heavy and the takeoff trim is set to a nose down trim position.

Takeoff flap setting

The takeoff flap setting is flaps up (0°).

Falha de motor à decolagem

O motor esquerdo é o motor crítico (figura 20). Após uma falha do motor na decolagem, é necessária uma intervenção rápida e precisa. A aeronave tem uma forte tendência para virar e rolar em direção ao motor inoperativo (especialmente em caso de falha do motor crítico, neste caso o esquerdo), uma aplicação no sentido oposto e pronunciada do leme de direção e alguma aplicação de *aileron* no sentido contrário são necessárias para manter a aeronave a voar em frente. Além disso, é de extrema importância recolher imediatamente o trem de aterragem e manter a velocidade do voo em 113 KIAS (arco azul). A voar com MTOW, é necessário reduzir a atitude da aeronave (ou seja, baixar o nariz) e manter a velocidade do ar acima da velocidade mínima de controlo no ar ($V_{mca} = 91$ KIAS) enquanto segura⁵ o motor.

Com o trem e os *flaps* recolhidos e o motor inoperativo seguro, a aeronave tem uma razão de subida de 600 a 800 pés por minuto (fpm) em MTOW, ISA + 10 ° C e ao nível do mar.

Engine failure at takeoff

The left engine is the critical engine (figure 20). After an engine failure at takeoff, a quick and precise aircraft handling is essential. The aircraft has a strong tendency to veer and roll towards the dead engine (especially in case of left critical engine failure) and a pronounced opposite rudder input and some opposite aileron input are needed to keep the aircraft flying straight. Furthermore, it is of utmost importance to immediately retract the gear and maintain the airspeed at 113 KIAS (blue line airspeed). At MTOW it is necessary to reduce the aircraft pitch attitude (i.e. lower the aircraft nose) and keep the airspeed above minimum control speed air ($V_{mca} = 91$ KIAS) while securing⁵ the engine.

With gear and flaps retracted and the dead engine secured, the aircraft climbs at a rate of 600 - 800 feet per minute (fpm) at MTOW, ISA+10 ° C and at sea level.

⁵ **Segurar o motor** – Hélice na posição de bandeira || **Secure the engine** – Propeller in feathered position

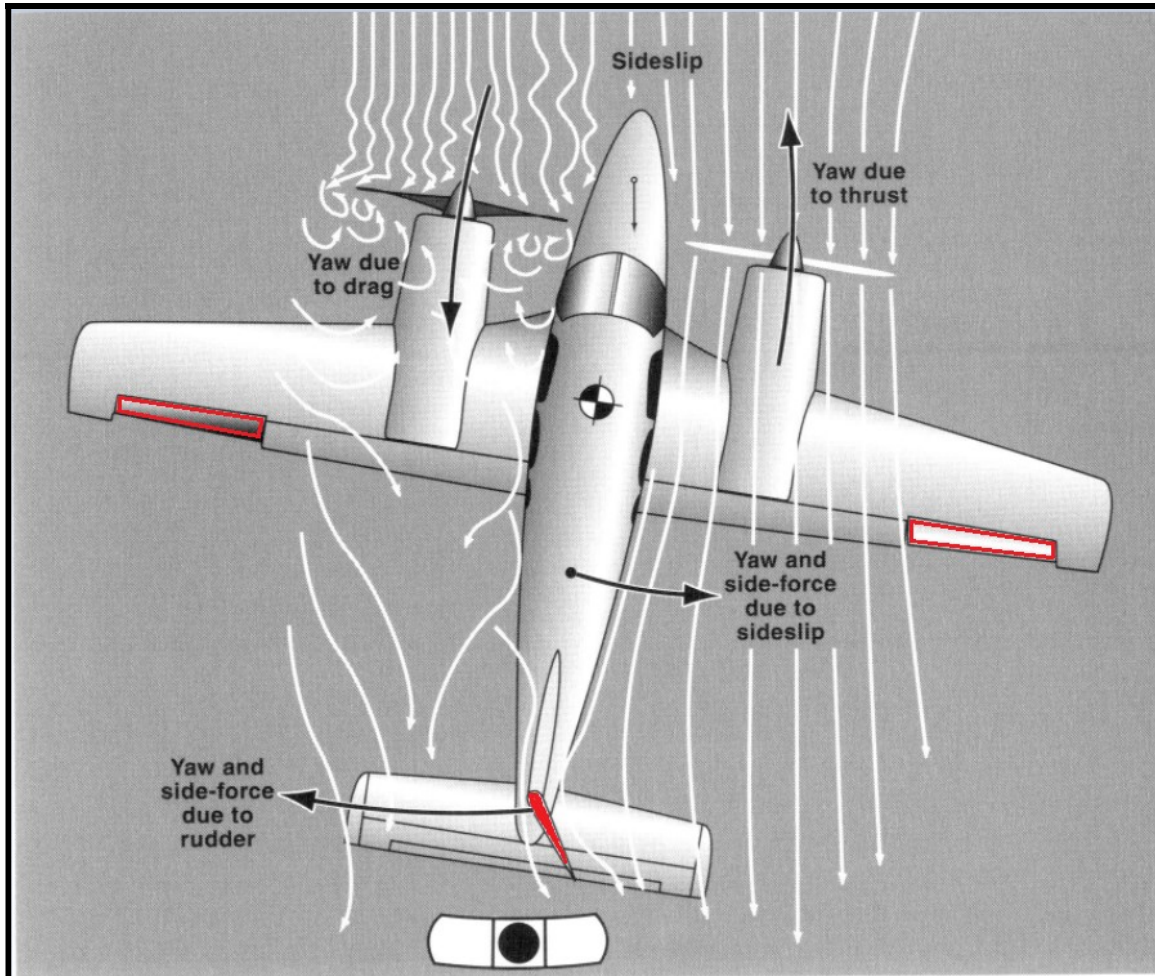


Figura 22 || Figure 22
 Voo coordenado acima da V_{mca} || Coordinated flight above V_{mca}

Vmca

É a mínima velocidade na qual é possível recuperar o controlo da aeronave após a falha do motor crítico. As condições de certificação determinam ainda que o motor deve estar em molinete, com ângulo de pranchamento máximo de 5 graus para o lado do motor operativo, em potência máxima de decolagem, trem de aterragem recolhido, *flaps* na posição de decolagem e a posição do CG no envelope de voo, o mais para trás possível.

Por outras palavras, é a velocidade abaixo da qual um avião bimotor não pode ser controlado em voo, enquanto um motor opera com potência de decolagem e o outro em molinete.

Vmca

Air Minimum Control Speed is the minimum flight speed at which the airplane is directionally controllable. Airplane certification conditions include one engine becoming inoperative and wind milling; not more than a 5° bank towards the operative engine; takeoff power on operative engine; landing gear up; flaps in takeoff position; and most rearward C.G.

In other words, it is the speed below which a twin-engine airplane cannot be controlled in flight, while one engine operates at takeoff power and the other at spinning.

Ao segurar o motor, pode ser necessário baixar o nariz ligeiramente acelerando para a velocidade desejada. Esta é também a razão pelo qual alguns operadores e escolas operam este modelo de aeronave usando uma velocidade de rotação de 110 KIAS em vez de 91 KIAS de acordo com o AFM.

Mesmo com o motor ainda não seguro (hélice não embandeirada), a aeronave ainda tem uma razão de subida de 200 a 300 fpm no MTOW, mas apenas se a aeronave for voada em voo coordenado (Figura 22) e precisamente na velocidade correta de 113 KIAS.

While securing the engine, it might be necessary to slightly descent in order to accelerate to the desired airspeed. This is the main reason why some operators and ATOs operate the aircraft at a rotation speed of 110 KIAS instead of 91 KIAS as stated on AFM.

Even with the engine not yet secured (propeller not feathered), the aircraft will still climb at a rate of 200 - 300 fpm at MTOW, but this only if the aircraft is flown in coordinated flight (Figure 22) and precisely at the correct airspeed of 113 KIAS.

2.3. Inadequação do programa de treino de aviões multipiloto para aviões complexos monopiloto de alto desempenho ||

Inappropriateness of the training programme for multi-pilot airplanes to complex high performance single pilot airplanes – PART FCL « AIRCREW »

Muitos aviões incluídos nesta categoria não possuem simulador de voo, embora o programa seja construído de modo a ser realizado num simulador e sendo impossível realizar num avião.

Como exemplo, o item 2.5.2 do formulário de treino e proficiência (descolagem com falha simulada do motor entre V1 e V2) não pode ser realizado com um nível de segurança aceitável sem ser realizado num simulador. O item 2.5.1 do mesmo formulário (descolagem com falha simulada do motor logo após atingir a V2) requer o embandeirar imediato ou monitorização do sistema de embandeirar automático.

Este exercício não apresenta dificuldade no simulador, mas por outro lado, no avião a falha de potência é sistematicamente reproduzida com uma redução da manete de potência: os gestos são imitados, as posições da manete de potência não representam a realidade e as ações não são totalmente efetuadas. Durante o treino, o piloto nunca tocará nas manetes de potência como terá que fazer numa situação real.

O regulamento não propõe qualquer solução para aviões que não tenham simulador durante

Many airplanes included in this category do not have a flight simulator, though the programme is constructed so as to be carried out on a simulator and impossible to undertake on an airplane.

As an example, item 2.5.2 from the training and proficiency report form (takeoff with simulated engine failure between V1 and V2) cannot be performed at an acceptable safety level without a simulator. Item 2.5.1 of the same form (takeoff with simulated engine failure just after reaching V2) requires immediate feathering or monitoring of the automatic feathering system.

This exercise presents no difficulty on the simulator, but on the other hand the failure is systematically reproduced on the airplane with a loss of power by reducing the power levers: the gestures are mimed, the power lever positions do not represent reality and the actions are not fully performed. During training, the pilot will never touch the power levers as he would have to do in a real situation.

The regulation does not propose any solution for airplanes that have no simulator during approval

a aprovação da formação proposta por TRTOs. Assim, este último não o aplica e não procura soluções alternativas, apesar do AMC 2.ORA.ATO.125 exigir que, quando um simulador de tipo não estiver disponível, os ATOs devem demonstrar à autoridade competente que o treino adequado é efetuado por outros meios (uso de um simulador genérico representativo, por exemplo).

of training proposed by TRTOs. Thus, the latter do not apply it and do not look for alternative solutions, despite the AMC 2.ORA.ATO.125 which requires that, when a type simulator is not available, the ATOs must demonstrate to the competent authority that adequate training is delivered by other means (use of a representative generic simulator, for example).

2.4. Concentração de álcool no sangue || Blood alcohol concentration

2.4.1. Regulamento Europeu relativo ao consumo de álcool ||

European regulation on alcohol consumption

Foi emitido pela EASA um *Safety Information Bulletin* (SIB2018-07) a 12 de abril de 2018, com aplicabilidade direta aos pilotos de aviação geral e reforçando a política quanto a ingestão de álcool.

EASA issued on April 12th, a Safety Information Bulletin (SIB2018-07) with direct applicability to general aviation pilots, underlining the policy of no alcohol consumption.

Um piloto não deverá operar uma aeronave sob influência de álcool. O referido SIB esclarece que a atual regulamentação deve ser interpretada da seguinte forma:

A pilot must not operate an aircraft when under the influence of alcohol. This Basic Regulation requirement should be understood as follows:

1) A concentração de álcool no sangue de um piloto a exercer as suas funções, incluindo a fase de preparação do voo, não deve exceder o menor valor entre o limite estabelecido pela lei nacional ou 0,02%, que corresponde a 0,2 grama de álcool por litro de sangue.

1) The blood alcohol concentration (BAC) should not exceed the lower of the national limit or 0.02%, which is 0.2 grams of alcohol per litre of blood, whilst performing duties related to operating an aircraft, including flight preparation.

2) A concentração de álcool no ar expirado de um piloto a exercer as suas funções, incluindo a fase de preparação do voo, não deve exceder o menor valor entre o limite estabelecido pela lei nacional ou 90 micrograma de álcool por litro de ar expirado (o que for menor).

2) The breath alcohol concentration (BrAC) should not exceed the lower of the national limit or 90 micrograms of alcohol per liter of breath, whilst performing duties related to operating an aircraft, including flight preparation.

3) Não deverá ser consumida qualquer bebida alcoólica num período de 8 horas antecedente à entrada ao serviço, incluindo a fase de preparação do voo. Deve ser notado que não há garantia de que as 8 horas são suficientes para assegurar os requisitos em 1) e 2). Deve ser garantido um período de abstinência adequado para garantir os requisitos acima, dependendo da quantidade de álcool ingerida.

4) O piloto não deverá consumir qualquer bebida alcoólica enquanto exerce as suas funções, onde se inclui a fase de preparação do voo.

As organizações de treino e aeroclubes devem considerar estas recomendações dentro das suas responsabilidades de avaliação de risco. As autoridades competentes devem também ter em consideração as recomendações acima, dentro do âmbito da sua atuação na supervisão das atividades dos pilotos de aviação geral.

Para além deste SIB, o regulamento europeu sobre o consumo de álcool da Parte-NCC (Operações não comerciais com aeronaves a motor complexas) 2.4. refere:

(GM1) NCC.GEN.105 (e) (2) Responsabilidades da tripulação:

e) O membro da tripulação não deve exercer as suas funções numa aeronave:

(2) quando estiver sob a influência de substâncias psicoativas ou álcool ou por outros motivos, conforme referido no ponto 7.g do anexo IV do Regulamento (CE) n.º 216/2008.

3) Alcohol should not be consumed within 8 hours of performing duties related to operating an aircraft, including flight preparation. However, it should be noted that 8 hours 'from bottle to throttle' does not guarantee that the individual's BAC/BrAC will be below the above-mentioned limits. It is, therefore, recommended to abstain for longer than 8 hours, as appropriate, in order to take into account the quantity of alcohol consumed.

4) Alcohol should not be consumed whilst performing duties related to operating an aircraft, including flight preparation.

Pilot training organisations and aero clubs should consider these recommendations under their risk management responsibilities. Competent authorities should consider these recommendations in the context of their oversight of General Aviation pilots operating under their responsibility.

In addition to this SIB, the European regulation on alcohol consumption, from Part-NCC (Non-Commercial operations with Complex motor powered aircraft) 2.4.

(GM1) NCC.GEN.105(e)(2) Crew responsibilities

(e) The crew member shall not undertake duties on an aircraft:

(2) when under the influence of psychoactive substances or alcohol or for other reasons as referred to in 7.g of Annex IV to Regulation (EC) No. 216/2008.

2.4.2. Toxicologia forense || Forensic toxicology

O número de variáveis desconhecidas na produção de etanol no *postmortem* torna difícil estabelecer inequivocamente uma relação com o valor da concentração de álcool no momento da morte.

The number of unknown variables in post-mortem ethanol production makes it difficult to establish unequivocally the value of alcohol concentration at death.

Vários autores com estudos⁶ detalhados em investigação toxicológica forense são unânimes em afirmar que o teor de álcool quantificado no exame toxicológico do cadáver através da análise ao sangue não representa uma certeza quanto ao valor toxicológico real, podendo haver resultados positivos quando não houve álcool ingerido.

Several authors with detailed studies⁶ in forensic toxicological research are unanimous in stating that the alcohol content quantified in the toxicology examination of the corpse through blood analysis does not represent a certainty as to the actual toxicological value, positive results being possible even when no alcohol was consumed.

3. CONCLUSÕES || CONCLUSION

3.1. Constatações || Findings

- O piloto tinha as licenças e as qualificações necessárias para realizar o voo;
 - O avião possuía um certificado de aeronavegabilidade válido;
 - As condições meteorológicas eram adequadas para o tipo de voo a realizar;
 - A velocidade do avião, depois da decolagem, diminuiu para a velocidade de perda com um pranchamento elevado, na configuração *flaps* recolhidos e a baixa altitude. Atingiu o solo com uma atitude pronunciada de nariz em baixo;
 - No momento do embate com o solo, a hélice do motor esquerdo não se encontrava na posição de bandeira;
 - O motor esquerdo estava a debitar menos potência em relação ao motor direito no momento do impacto com o solo;
 - As inspeções e exames efetuados aos sistemas motopropulsores da aeronave não conseguiram determinar a origem da possível avaria em voo, sobretudo devido ao elevado grau de destruição provocado nestes elementos pela ação do fogo;
 - Um incêndio pós-impacto eclodiu rapidamente.
- The pilot had the licences and ratings required to perform the flight;
 - The airplane had a valid airworthiness certificate;
 - The meteorological conditions were suitable for the type of flight to be carried out;
 - After takeoff, the airplane's speed decreased to stall speed with high bank angle, retracted flaps configuration, at low height. It hit the ground with a pronounced low pitch attitude;
 - The left engine propeller was found out of feather position;
 - The left engine was delivering less power than the right engine at the time of impact with the ground;
 - The inspections and examinations carried out on the aircraft's powerplant systems were unable to determine the origin of the possible malfunction in flight, mainly due to the destruction level caused in these elements by the fire action;
 - An immediate post-impact fire developed;

⁶ Interpreting results of ethanol analysis in post-mortem specimens: A review of the literature (Fredrik C. Kugelberg, Alan Wayne Jones).

3.2. Causas prováveis do acidente || Probable Accident Causes

A Autoridade de Investigação de Segurança GPIAAF, determinou como causas prováveis deste acidente:

- A falha do piloto em manter o controlo da aeronave após a perda de potência no motor esquerdo (motor crítico). As causas da falha do motor esquerdo não puderam ser determinadas devido aos danos do impacto e ao fogo intenso.

Fatores Contributivos:

- Falta de formação adequada do piloto dentro do contexto da emergência real de falha de motor crítico imediatamente após a decolagem.

The Safety Investigation Authority GPIAAF, determines the probable causes of this accident to be:

- The pilot's failure to maintain the airplane control following the power loss in the left critical engine. The root cause for the left engine failure could not be determined due to the extensive impact damages and intensive fire.

Contributing factors:

- Lack of proper pilot training especially concerning the emergency scenario of critical engine failure immediately after takeoff.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA || SAFETY RECOMMENDATIONS

4.1. Generalidades || General

As recomendações de segurança são propostas para melhoria da segurança na aviação civil, sendo elaboradas com base nas conclusões de uma investigação a um ou mais acidentes ou incidentes.

As recomendações formuladas têm normalmente como destinatário a entidade que tem a competência legal de garantir que todas as recomendações formuladas são devidamente tratadas ou implementadas.

De acordo com o artigo 17.3 do Regulamento (UE) n.º 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20 de Outubro de 2010, relativo à investigação e prevenção de acidentes e incidentes na aviação civil, **a formulação de uma recomendação de segurança não constitui, em caso algum, presunção de culpa ou de responsabilidade relativamente a um acidente, a um incidente grave ou a um incidente.** O destinatário de uma recomendação de segurança deve informar a autoridade de investigação de segurança que emitiu a recomendação das ações tomadas ou em consideração, nas condições descritas no artigo 18 do referido Regulamento.

Safety recommendations are proposals to improve civil aviation safety, based on the conclusions of a safety investigation to one or more accidents and incidents.

Safety recommendations are normally addressed to the entity that has the legal power to guarantee that the formulated recommendations are duly processed or implemented.

In accordance with Article 17.3 of European Regulation (EU) No. 996/2010 of the European Parliament and Council of 20th October 2010 on the investigation and prevention of accidents and incidents in civil aviation, **a safety recommendation shall in no case create a presumption of blame or liability for an accident, a serious incident or an incident.** The addressee of a safety recommendation shall inform the safety investigation authority which issued the recommendation of the actions taken or under consideration, under the conditions described in Article 18 of the aforementioned Regulation.

4.2. Regulamento relativo ao treino de tripulações PART FCL ||

Regulation Relating to PART FCL Crew Training

Existem três famílias de aeronaves para as quais é exigido um tipo de qualificação: aeronaves monopiloto, aeronaves monopiloto complexas de alta performance (mais de um motor) e aeronaves multipiloto. Os grupos de regulação da PART FCL estão juntos em apenas um programa para a formação relacionada com aeronaves de monopiloto complexas de alta performance e as aeronaves multipiloto. No entanto, este programa foi desenvolvido especificamente para ser realizado através de simuladores de voo, que raramente estão disponíveis para aeronaves de monopiloto complexas de alta performance. Exercícios de simulação real com voo assimétrico podem levar a acidentes, o que justifica plenamente o uso de um simulador de voo.

Assim, o GPIAAF recomenda:

There are three families of aeroplanes for which type rating are required: single-pilot aeroplanes, complex high performance, single-pilot aeroplanes (more than one engine) and multi-pilot aeroplanes. The PART FCL regulation groups work together into just one programme, the training relating to complex high performance single-pilot aeroplanes and those of multi-pilot aeroplanes. However, this programme was specifically developed to be undertaken through the medium of flight simulators, which are rarely available for complex high performance single-pilot aeroplanes. Simulation exercises with real asymmetric flight can lead to accidents, which fully justifies the use of a flight simulator.

Therefore, GPIAAF recommends:

À EASA

Recomendação de Segurança Nº 07/2018

Recomenda-se que a Agência Europeia para a Segurança da Aviação EASA, avalie a possibilidade de desenvolver um programa de formação específico para aviões complexos monopiloto de alta performance para os quais não existe um simulador de voo adequado, devendo ainda reforçar o conteúdo programático de treino com exercícios de manobras de controlo na descolagem com potência assimétrica.

To EASA

Safety Recommendation Nº 07/2018

It is recommended that the European Aviation Safety Agency EASA, evaluates the possibility of developing a specific training program for complex high performance single-pilot aeroplanes for which there isn't an adequate flight simulator. EASA should reinforce the content of training programmes integrating manoeuvre exercises of asymmetrical thrust management during takeoff.

A Equipa de Investigação

The Investigation Team