

TAP PORTUGAL / CS-T00



Falha de Motor Contida || Contained Engine Failure

Camarate - Santiago, Lisboa (Portugal)

*12 de julho de 2014, 09:25 UTC
2014, July 12th, 09:25 UTC*

Airbus 330-202

**RELATÓRIO FINAL APROVADO PELO DIRETOR DO GPIAA
FINAL REPORT APPROVED BY GPIAA DIRECTOR
30-05-2016 (ÁLVARO NEVES)**

RELATÓRIO DE SEGURANÇA

GPIAA

Investigação de Ocorrência de Incidente

GPIAA SAFETY REPORT

Incident Occurrence Investigation

18/INCID/2014

Nota: a fotografia na capa deste relatório foi tirada por Rui Brito (retirada do sítio airliners.net)

Note: the photo on this report cover was taken by Rui Brito (from airliners.net website)

RELATÓRIO DE SEGURANÇA DE INCIDENTE
INCIDENT SAFETY REPORT

TAP PORTUGAL
Airbus 330-202

CS-T00

FALHA DE MOTOR CONTIDA || CONTAINED ENGINE FAILURE

CAMARATE - SANTIAGO

LISBOA
PORTUGAL

12 de julho de 2014 - 09:25 UTC

2014, July 12th - 09:25 UTC

FINAL
REPORT
18/INCID/2014

Publicação || Published by:

GPIAA – Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves
Portugal Safety Accident Investigation Board

Endereço || Postal Address:

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

Telefones || Telephones:

+ 351 21 273 92 30
+ 351 915 192 963 / +351 272 739 255 (24 horas) / 707 284 637 (707 AVI OES)
(Notificação de incidentes e acidentes)

Fax + 351 21 273 92 60

Email: investigacao@gpaaa.gov.pt

Internet: www.gpaaa.gov.pt

No interesse de aumentar o valor da informação contida nesta publicação é permitido baixar, imprimir, reproduzir e distribuir este material reconhecendo o GPIAA - Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves como a fonte. No entanto, direitos de autor sobre o material obtido a partir de outras agências, indivíduos ou organizações privadas, pertencem a essas agências, indivíduos ou organizações. Onde for pretendido usar o seu material será necessário contactá-los diretamente.

In the interest of enhancing the value of the information contained in this publication you may download, print, reproduce and distribute this material acknowledging the GPIAA - Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves as the source. However, copyright in the material obtained from other agencies, private individuals or organizations, belongs to those agencies, individuals or organizations. Where you want to use their material you will need to contact them directly.

Governo de Portugal

Secretaria de Estado da Infraestruturas

GPIAA 2016

PREFÁCIO || FOREWORD

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

Em conformidade com o Anexo 13 à Convenção sobre Aviação Civil Internacional, Chicago 1944, com o Regulamento (UE) Nº 996/2010 do Parlamento Europeu e do Conselho, de 20/10/2010, e com o nº 3 do art.º 11º do Decreto-lei Nº 318/99, de 11 de Agosto, a investigação técnica não tem por objetivo o apuramento de culpas ou a determinação de responsabilidades.

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

Safety investigation is a technical process aiming to accidents' 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 Nr. 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), the sole purpose of this investigation is to prevent aviation accidents. It is not the purpose of any such investigation process and the associated investigation report to apportion blame or liability.

The only aim of this technical report is to collect lessons which may help to prevent future accidents.

Este relatório foi publicado em duas línguas, Português e Inglês.

Em caso de discrepâncias, o texto em Português terá prevalência.

This report was published in two languages, Portuguese and English.

In the event of any discrepancy between these versions, the Portuguese text shall prevail.

ÍNDICE || TABLE OF CONTENTS

TÍTULO TITLE	PÁGINA PAGE
PREFÁCIO FOREWORD.....	5
ÍNDICE TABLE OF CONTENTS.....	6
SINOPSE SYNOPSIS	8
ABREVIATURAS ABREVIATIONS.....	9
1. INFORMAÇÃO FACTUAL FACTUAL INFORMATION	11
1.1. História do Voo History of the Flight	11
1.2. Lesões Injuries	13
1.3. Danos na Aeronave Damage to Aircraft	13
1.3.1. Danos no Motor Damage to the Engine	14
1.4. Outros Danos Other Damage	17
1.5. Pessoas Envolvidas Personnel Information.....	17
1.5.1. Pilotos Pilots	17
1.5.2. Tripulação de Cabine Cabin Crew	18
1.5.3. Controlo de Tráfego Aéreo Air Traffic Control	18
1.6. Informação Sobre a Aeronave Aircraft Information	18
1.6.1. Generalidades General.....	18
1.6.1.1. Aeronave Aircraft.....	18
1.6.1.2. Motores Engines	20
1.6.1.2.1. Rácio Horas de Voo por Ciclo de Voo Flight Hours per Flight Cycle Ratio	20
1.6.1.3. Manutenção Maintenance	21
1.6.1.3.1. Manutenção TAP TAP's Maintenance	21
1.6.2. Combustível Fuel	21
1.6.3. Massa e Centragem da Aeronave Aircraft Mass and Balance	21
1.7. Informação Meteorológica Meteorological Information.....	21
1.7.1. METAR de LPPT LPPT METAR	21
1.7.2. TAF de LPPT LPPT TAF	22
1.8. Ajudas à Navegação Aids to Navigation.....	22
1.9. Comunicações Communications	22
1.10. Informação do aeródromo Aerodrome information	23

1.11. Gravadores de Voo Flight Recorders	23
1.12. Destroços e Informação Sobre o Impacto Wreckage and Impact Information.....	24
1.13. Informação Médica e Patológica Medical and Pathological Information	25
1.14. Incêndio Fire	25
1.15. Sobrevivência Survival Aspects.....	25
1.16. Ensaios e Pesquisas Tests and Research	25
1.17. Informação Sobre a Organização e Gestão Organizational and Management Information.....	25
1.18. Informação adicional Additional information	26
1.18.1. Visão Geral Sobre a Corrosão a Quente do Tipo II Hot Corrosion Type II Overview	27
1.19. Técnicas de Investigação Utéis ou Efectivas Useful or Effective Investigation Techniques.....	29
2. ANÁLISE ANALYSIS	29
2.1. Enquadramento Framework	29
2.2. Ações nos Motores vs Avaliação e Recomendação da GE Actions on Engines vs Evaluation and Recommendation from GE.....	30
2.3. Quadro Síntese Summary Table	33
2.4. Aspectos Técnicos Technical Aspects	33
2.4.1. Eventos de Separação de Pás do Primeiro Andar da Turbina de Alta Pressão em Motores CF6-80E1A CF6-80E1A Engine High Pressure Turbine Stage One Blade Liberation Events.....	35
2.4.2. Avaliação da Condição das Pás do Primeiro Andar da Turbina de Alta Pressão Assessment of High Pressure Turbine Stage One Blade Condition.....	35
2.4.3. Avaliação às Pás da TAP TAP's Blade Evaluation	36
3. CONCLUSÕES CONCLUSIONS	37
3.1. Evidências Findings.....	37
3.2. Causa do Incidente Cause of the Incident.....	39
3.3. Factores Contributivos Contributing Factors	39
4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA SAFETY RECOMMENDATIONS	40
5. ALTERAÇÕES EFETUADAS NA SEQUÊNCIA DO INCIDENTE CHANGES MADE FOLLOWING THE INCIDENT	41

SINOPSE || SYNOPSIS

Data do Incidente || Date of Incident

12-07-2014 09:25 UTC¹

Local do Incidente || Site of Incident

Subida inicial após descolagem na pista 03 do Aeroporto de Lisboa, à vertical de Camarate || Initial climb after take-off on runway 03 at Lisbon Airport, overhead Camarate

Tipo de Voo || Type of flight

Transporte aéreo || Air transport

Pessoas a Bordo || Persons on Board

Tripulantes || Flight crew: 11

Passageiros || Passengers: 232

Aeronave || Aircraft

AIRBUS 330-202, CS-TOO

Proprietário || Owner

TOMAR AVIATION LIMITED

Operador || Operator

TAP PORTUGAL

Lesões || Injuries

Nenhuma || None

No dia 12 de julho de 2014, cerca das 09:25 UTC, um Airbus 330-202 operado pela TAP PORTUGAL, com a matrícula CS-TOO, descolou do Aeroporto de Lisboa para um voo regular até São Paulo – Guarulhos, Brasil.

Cerca de 1 minuto e 12 segundos de voo após a descolagem, aproximadamente a 1300 pés de altitude, o motor número 2 falhou resultando em danos severos nos componentes internos do motor e também na libertação de alguns detritos. O motor foi desligado e a tripulação técnica decidiu regressar ao Aeroporto de Lisboa.

O incidente não provocou lesões.

On July the 12th 2014, around 09:25 UTC, an Airbus 330-202 operated by TAP PORTUGAL, with registration CS-TOO, took-off from Lisbon Airport for a scheduled flight to Sao Paulo – Guarulhos, Brazil.

About 1 minute and 12 seconds of flight time after take-off, approximately at 1300 feet of altitude, engine number 2 failed resulting in severe damage in the internal components of the engine and also the release of debris. The engine was shut down and the flight crew decided to return to Lisbon Airport.

The incident didn't cause injuries.

¹ Todas as horas referidas neste relatório, salvo indicação em contrário, são horas UTC. || All times referred in this report, unless otherwise specified, are UTC time.

ABREVIATURAS || ABREVIATIONS

AAIB – UK	Air Accidents Investigation Branch – United Kingdom
AMO	Approved Maintenance Organization
ANAC	Autoridade Nacional da Aviação Civil
AOC	Air Operator Certificate
A/P	Auto Pilot
APP	Approach
A/T	Auto Thrust
ATC	Air Traffic Control
ATO	Approved Training Organization
ATS	Air Traffic Services
COA	Certificado de Operador Aéreo
CM2	Crew Member 2
CSN	Cycles Since New
CTR	Controlled Traffic Region
CVR	Cockpit Voice Recorder
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitor
EGT	Exhaust Gas Temperature
ESN	Engine Serial Number
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FAP	Final Approach Point
FCTM	Flight Crew Training Manual
FDR	Flight Data Recorder
GE	General Electric
GPIAA	Gabinete de Prevenção e Investigação de Acidentes com Aeronaves
GW	Gross Weight

HCF	High-Cycle Fatigue
HP	High Pressure
HPC	High Pressure Compressor
HPT	High Pressure Turbine
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFSD	In-Flight Shutdown
LP	Low Pressure
LPC	Licence Proficiency Check
LPT	Low Pressure Turbine
METAR	Meteorological Aerodrome Report
OPC	Operator Proficiency Check
PF	Pilot Flying
P/N	Part Number
RTOW	Regulated Take-Off Weight
SEB	Service Evaluation Bulletin
SOP	Standard Operating Procedures
TAF	Terminal Aerodrome Forecast
TSN	Time Since New
TSO	Time Since Overhaul
VHF	Very High Frequency
UTC	Universal Time Coordinated

1. INFORMAÇÃO FACTUAL || FACTUAL INFORMATION

1.1. História do Voo || History of the Flight

No dia 12 de julho de 2014, cerca das 09:25 UTC, um Airbus 330-202 operado pela TAP PORTUGAL, com o registo CS-TOO, com 232 passageiros e 11 tripulantes a bordo, descolou do Aeroporto de Lisboa para um voo regular até São Paulo – Guarulhos, Brasil.

O Co-Piloto (CM2) era o *Pilot Flying* (PF) do voo TAP085. A performance calculada para uma descolagem na pista 03 do Aeroporto de Lisboa com um *Gross Weight* (GW) de 224 toneladas, das quais 63 toneladas eram referentes ao combustível a bordo, e para as condições atmosféricas que se verificavam na altura especificava FLAPS CONFIG 1+F, FLEX TO THRUST 39°C, V1 157 KIAS, VR 165 KIAS e V2 170 KIAS (Figura 1).

On July the 12th 2014, around 09:25 UTC, an Airbus 330-202 operated by TAP PORTUGAL, registered CS-TOO, with 232 passengers and 11 crew on-board, took-off from Lisbon Airport for a scheduled flight to Sao Paulo – Guarulhos, Brazil.

The Co-Pilot (CM2) was the Pilot Flying (PF) for TAP085 flight. The calculated performance for a take-off from runway 03 at Lisbon Airport with a Gross Weight (GW) of 224 tonnes, of which 63 tonnes were relative to fuel on board, and for the observed atmospheric conditions at that time specified FLAPS CONFIG 1+F, FLEX TO THRUST 39°C, V1 157 KIAS, VR 165 KIAS e V2 170 KIAS (Figure 1).

Tabela RTOW || RTOW Chart

TAP PORTUGAL		AIRPORT ANALYSIS						A330 - 202	
								LPPT LISBOA 03	
V27.0.1		A330202 CF6-80ELA4 AB202C02 1ST PRIN		TO.SHIFT		QM TORA		3805M DRY RWY	
CEST: 18' / 505M		280' / 4575M		801' / 11063M		ELEV 374' ASDA		3805M A/C OFF	
A/I OFF		QNH = 1013.25 HPA		CG BASIC		TMAX 54°C		SLOPE 0.16% ENTRY 90°	
QAT	CONF 1+F			CONF 2			QAT		
	TAILWIND -10 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	TAILWIND -10 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT		°C	
-7	234.8 4-6 151/65/71	244.6 4-6 163/74/80	247.7 4-6 168/77/82	232.3 4-6 153/64/70	240.8 4-6 166/69/74	243.6 4-6 171/71/76	-7		
-3	234.2 4-6 150/64/70	244.0 4-6 162/73/79	247.3 4-6 167/76/82	231.9 4-6 152/63/69	240.5 4-6 165/67/72	243.3 4-6 169/70/75	-3		
1	233.5 4-6 149/63/69	243.4 4-6 161/72/78	246.6 4-6 165/75/81	231.5 4-6 151/63/69	240.1 4-6 164/67/72	242.8 4-6 168/69/74	1		
5	232.8 4-6 148/62/68	242.7 4-6 160/71/77	246.0 4-6 164/74/80	231.1 4-6 150/63/68	239.6 4-6 163/67/72	242.3 4-6 167/70/75	5		
9	232.1 4-6 147/61/67	242.0 4-6 159/70/76	245.3 4-6 163/73/79	230.5 4-6 149/62/68	239.0 4-6 162/66/71	241.8 4-6 166/69/74	9		
13	231.3 4-6 147/60/67	241.3 4-6 158/69/75	244.5 4-6 162/72/78	229.8 4-6 148/61/67	238.4 4-6 160/67/72	241.3 4-6 165/67/72	13		
17	230.5 4-6 146/59/66	240.5 4-6 157/68/74	243.8 4-6 161/71/77	229.2 4-6 147/60/66	237.8 4-6 159/67/72	240.7 4-6 164/67/72	17		
21	229.7 4-6 145/59/65	239.8 4-6 156/67/73	243.0 4-6 160/70/76	228.6 4-6 146/59/65	237.3 4-6 158/66/71	240.2 4-6 163/67/72	21		
25	228.9 4-6 144/58/64	239.1 4-6 155/66/72	242.3 4-6 159/69/75	227.9 4-6 146/58/64	236.8 4-6 157/66/71	239.6 4-6 161/67/72	25		
29	228.2 4-6 143/57/63	238.4 4-6 154/65/71	241.6 4-6 158/68/74	227.3 4-6 145/58/63	236.1 4-6 156/65/70	239.0 4-6 160/66/71	29		
31	226.1 4-6 144/57/63	236.1 4-6 155/65/71	239.3 4-6 159/68/74	225.1 4-6 145/57/63	233.8 4-6 157/65/70	236.6 4-6 161/65/70	31		
33	223.5 4-6 144/57/63	233.3 4-6 153/65/71	236.4 4-6 157/68/73	222.3 4-6 146/57/63	230.8 4-6 157/65/68	233.6 4-6 161/65/70	33		
35	220.9 4-6 145/57/63	230.5 4-6 155/65/71	233.7 4-6 160/68/73	219.5 4-6 147/58/63	227.8 4-6 158/63/68	230.7 4-6 162/64/69	35		
37	218.3 4-6 146/57/62	227.8 4-6 157/65/70	230.9 4-6 160/68/73	216.8 4-6 147/58/63	225.0 4-6 159/62/66	227.7 4-6 163/64/68	37		
39	215.7 4-6 146/57/62	224.8 4-6 157/65/70	227.9 4-6 161/68/73	213.8 4-6 148/57/62	221.9 4-6 160/61/66	224.3 3-4 163/64/69	39		
41	213.1 4-6 147/57/62	222.1 4-6 158/65/70	225.0 4-6 162/68/73	211.1 4-6 149/56/61	218.9 3-4 160/61/66	221.1 3-4 163/64/69	41		
43	210.4 4-6 148/57/62	219.2 4-6 159/65/70	222.1 4-6 162/68/72	208.2 4-6 150/56/60	215.5 3-4 160/61/66	217.6 3-4 163/64/68	43		
45	207.3 4-6 149/57/62	215.8 3-4 159/65/70	218.3 3-4 162/68/71	205.0 4-6 151/55/59	211.6 3-4 160/61/65	213.7 3-4 162/62/67	45		

Figura 1 || Figure 1

A fase inicial da decolagem decorreu sem eventos com uma aceleração normal até aproximadamente à V2 – 170 nós. Quando a aeronave se encontrava a cerca de 1300 pés AMSL, 1 minuto e 12 segundos após ter sido aplicada a potência FLEX39 TO e pouco depois do trem de aterragem ter recolhido por completo, subitamente e sem aviso prévio, foi escutado um forte estrondo no cockpit. Simultaneamente, indicações no ECAM referentes ao motor direito (posicionado como número 2) mostravam um valor de EGT a atingir os 1060°C e um valor de VIB N1 a atingir um máximo de 7.7 unidades (Figura 5). Apesar do Co-Piloto ser o PF para aquele sector, o Comandante assumiu o controlo da aeronave a partir do momento em que a falha do motor foi detectada. O Comandante ao assumir o controlo da aeronave reduziu de imediato a potência para *idle* no motor número 2 e declarou emergência ao ATC informando que iria manter a subida em frente até aos 3000 pés.

O ATC reconheceu a situação de emergência e solicitou à tripulação técnica para avisar quando pronta para voltar. Os pilotos efetuaram posteriormente as ações ECAM reparando que a indicação dos parâmetros do motor número 2 era consistente com danos; de modo a proteger o mesmo foi descarregada uma garrafa extintora de incêndio. O Comandante informou em seguida a chefe de cabine sobre a sua intenção de regressar ao Aeroporto de Lisboa para aterragem. Após ter sido autorizado pelo ATC a voltar quando pronto (quer pela direita ou esquerda), o TAP085 optou por voltar pela direita no rumo 180 subindo para 3000 pés. O STATUS² atual da condição da aeronave foi analisado e um novo pedido para subir para 5000 pés foi feito ao ATC de modo a ser libertado algum combustível. Foi solicitado à tripulação técnica para prosseguirem para a espera publicada EKMAR (sobre o mar) de modo a que a aeronave ficasse com um peso à aterragem abaixo do máximo permitido. O A330 libertou cerca de 40 toneladas de combustível durante um período de cerca de 41 minutos.

The initial take-off phase was eventless with a normal acceleration up to approximately V2 - 170 kt. As the aircraft was passing 1300 feet AMSL, 1 minute and 12 seconds after FLEX39 TO power was applied and shortly after the landing gear had fully retracted, suddenly and without prior warning, a loud noise was heard in the cockpit. Simultaneously, indications on ECAM referring to the right engine (positioned as number 2) displayed an EGT value reaching 1060°C and a VIB N1 value reaching a maximum of 7.7 units (Figure 5). Although the Co-Pilot was PF for that leg, the Captain took over control of the aircraft from the moment the engine failure was detected. The Captain when assuming control of the aircraft immediately reduced power to idle on engine number 2 and declared emergency to ATC informing that he would maintain the climb straight ahead up to 3000 feet.

ATC acknowledged the emergency situation and requested flight crew to advise when ready to turn. The pilots then performed ECAM actions noticing that the number 2 engine parameters indication was consistent with damage; in order to secure it one of the fire extinguisher bottles was discharged. The Captain then informed the purser of his intention to return to Lisbon for landing. After being cleared by ATC to turn when ready (either right or left), TAP085 elected to turn right on heading 180 climbing to 3000 feet. Current STATUS² of the aircraft condition was analysed and a new request to climb to 5000 feet in order to jettison some fuel was made to ATC. The flight crew was requested to proceed to EKMAR published holding (over the sea) in order to bring the aircraft to a landing weight under the maximum allowed. The A330 jettisoned about 40 tonnes of fuel over a period of around 41 minutes.

² Secção do ECAM que indica a condição operacional da aeronave. || ECAM section that indicates the operational condition of the aircraft.

Durante este tempo os passageiros foram atualizados sobre o regresso ao Aeroporto de Lisboa e os pilotos prepararam a aproximação *ONE ENGINE OUT* por inicialmente reverem a página STATUS, seguido das secções do *briefing* da aproximação, aterragem e *go-around*. As operações da TAP estavam já avisadas das intenções do Comandante pois foram contactadas pelo ATC.

During this time the passengers were updated about the return to Lisbon Airport and the pilots prepared the *ONE ENGINE OUT* approach by initially reviewing the STATUS page, followed by the approach, landing and go around sections of the briefing. TAP's operations were already aware of the Captain's intentions as they had been contacted by ATC.

O TAP085 voou direto para o FAP iniciando a aproximação ILS à pista 03 aproximadamente às 10:20 UTC. Na final curta, a cerca de 1000 pés, uma mensagem *N/WHEEL STEERING FAULT* apareceu no ECAM. A tripulação técnica avisou de imediato o ATC da eventual incapacidade de livrar a pista e desconectaram nessa altura o A/P e A/T.

TAP085 flew direct to the FAP starting the ILS approach to runway 03 at approximately 10:20 UTC. Whilst on short final, at around 1000 feet, a *N/WHEEL STEERING FAULT* message popped up on ECAM. The flight crew immediately advised ATC of their eventual inability to vacate the runway and disconnected at that point the A/P and A/T.

O A330 aterrou em segurança cerca das 10:30 UTC e conseguiu livrar a pista 03 parando no *taxiway* U4. A aeronave foi subsequentemente rebocada para o *stand* 503 para desembarque dos passageiros e tripulação.

The A330 safely landed around 10:30 UTC and managed to vacate runway 03 stopping on taxiway U4. The aircraft was subsequently towed to stand 503 for passenger and crew disembarkation.

Como resultado da falha de motor contida, houve alguns danos em algumas janelas de veículos e de uma habitação quando o A330 sobrevoava a localidade de Camarate (bairro de Santiago).

As a result of the contained engine failure, there was some damage to some windows of cars and of a house as the A330 was overflying the town of Camarate (Santiago neighbourhood).

Não houve lesões físicas reportadas a passageiros, tripulação ou pessoas em terra.

There were no reported physical injuries to passengers, crew or persons on the ground.

1.2. Lesões || Injuries

Lesões Injuries	Tripulantes Crew	Passageiros Passengers	Outros Others
Mortais Fatal:	0	0	0
Graves Serious:	0	0	0
Ligeiras-Nenhumas Minor-None:	11	232	0

1.3. Danos na Aeronave || Damage to Aircraft

Não houve danos na aeronave dado que o motor sofreu uma falha de motor contida.

There was no damage to the aircraft as the engine experienced a contained engine failure.

1.3.1. Danos no Motor || Damage to the Engine

O motor danificado foi removido da aeronave e observou-se que os veios da turbina de baixa pressão (LP) e alta pressão (HP) ficaram imobilizados. Um exame boroscópico inicial, realizado nas instalações do operador, detectou a falha de várias pás da HPT (Figura 2).

The damaged engine was removed from the aircraft and it was noticed that the turbine low pressure (LP) and high pressure (HP) spools had seized. An initial boroscopic examination, done at the operator's facilities, detected the failure of several HPT blades (Figure 2).

Primeiro Andar da Turbina de Alta Pressão || High Pressure Turbine Stage One



Figura 2³ || Figure 2⁴

Após os procedimentos legais envolvendo detalhes contratuais entre o operador e o fabricante do motor, todo o motor foi transportado para uma unidade de reparação da GE na Escócia (Caledonian) e totalmente desmontado.

Following the legal procedures involving contract details between the operator and the engine manufacturer, the whole engine was transported to an overhaul unit of GE in Scotland (Caledonian) and fully disassembled.

³ Figura 2 cortesia da TAP || Figure 2 courtesy of TAP

A investigação conduzida pelo fabricante do motor (General Electric - GE) e assistida por um investigador da AAIB – UK, em representação do GPIAA, bem como um elemento da Engenharia da TAP descobriu que a falha do motor resultou de Corrosão a Quente do Tipo II de uma pá do primeiro andar da Turbina de Alta Pressão (HPT) que colapsou como resultado de progressiva corrosão na ou abaixo da plataforma de fixação das pás. Foram encontrados danos significativos entre a HPT e a Turbina de Baixa Pressão (LPT). O módulo do Compressor de Alta Pressão (HPC) e a Câmara de Combustão também sofreram danos significativos.

Foram recolhidas quantidades significativas de detritos nas partes inferiores das passagens de ar até ao escape. Adicionalmente, ocorreram danos menores no andar final do HPC com evidência de roçamento e perda de material de revestimento. A estrutura do motor, cárteres e componentes auxiliares estavam intactos. Os injectores de combustível não estavam danificados. A sua condição era condizente com a vida deste motor e foram testados de forma satisfatória.

Os danos no HPC podem ser atribuídos à destabilização do sistema de alta pressão no seguimento da perda da pá. Os danos nas turbinas de alta e baixa pressão foram resultado dos detritos metálicos da pá que se separou enquanto progredia a jusante pelas passagens de ar.

Isto, por sua vez, causou a libertação adicional de material de outros componentes à medida que estes rodavam contra os detritos presos nas passagens de ar. A imobilização dos veios de alta pressão e baixa pressão foi causada por detritos que foram ficando presos entre os rotores da turbina e os cárteres à medida que o motor desacelerava. A condição dos cárteres e a natureza dos danos secundários internos mostra que a falha da turbina foi devidamente contida neste incidente.

The investigation conducted by the engine manufacturer (General Electric - GE) and assisted by one AAIB - UK investigator, in representation of GPIAA, as well as one TAP Engineering delegate found that the engine failure resulted from a Type II Hot Corrosion of a High Pressure Turbine (HPT) stage one blade that failed as a result of progressive corrosion at or below the blade fixing platform. Significant damage was found between the HPT and the Low Pressure Turbine (LPT). The High Pressure Compressor (HPC) module and Combustor also suffered significant damage.

Significant amounts of debris were collected in the lower parts of the gas paths to the exhaust. Additionally, there was minor damage to the final stage of the HPC with evidence of rubbing and lining material loss. The engine structure, casings and ancillary components were intact. The fuel spray nozzles were not damaged. Their condition was commensurate with the life of this engine and were tested satisfactorily.

The damage to the HPC can be attributed to the high pressure system unbalance following the blade loss. The damage to the high pressure and low pressure turbines was a result of metallic debris from the detached blade as it was carried downstream in the gas paths.

This in turn caused additional release of material from other components as they were rotating amongst debris caught in the gas paths. The seizure of the high pressure and low pressure spools was caused by debris becoming trapped between the turbine rotors and casings as the engine ran down. The condition of the casings and the nature of the internal secondary damage show that the turbine failure was properly contained in this incident.

A análise em laboratório da raiz da pá fracturada encontrou múltiplos locais de iniciação de fissuras causados por Corrosão a Quente do Tipo II. Isso levou a propagação de fadiga de alta frequência (HCF) enfraquecendo a pá e subsequente ruptura do material em sobrecarga de tração (Figura 3).

Laboratory analysis of the fractured blade root found multiple crack initiation locations caused by Type II Hot Corrosion. This led to high-cycle fatigue (HCF) propagation weakening the blade and subsequent material rupture in tensile overload (Figure 3).

Superfície de Fratura e Indícios de Corrosão || Fracture Surface and Corrosion Traces



Figura 3⁴ || Figure 3⁵

Na sequência desta ocorrência, o fabricante do motor (GE) manteve a recomendação de um *Removal Threshold* de 3700 ciclos à TAP para gerir a remoção dos motores para *Shop Visit*⁵.

Following this occurrence, the engine manufacturer (GE) maintained the recommendation of a *Removal Threshold* of 3700 cycles for TAP to manage engine removals for *Shop Visit*³.

⁴ Figura 3 cortesia da GE Caledonian || Figure 3 courtesy of GE Caledonian

⁵ Uma remoção do motor, independentemente da responsabilidade de uma falha ou categoria de manutenção (regular ou não regular), é classificada como *shop visit* sempre que a manutenção posterior do motor realizada antes da reinstalação implique: a) separação de pares de flanges principais, ou b.) a remoção de um disco ou *spool*. || An engine removal, regardless of failure responsibility or maintenance category (scheduled or unscheduled), is classified as a *shop visit* whenever the subsequent engine maintenance performed prior to reinstallation entails: a.) separation of pairs of major mating flanges, or b.) removal of a disk hub or *spool*.

1.4. Outros Danos || Other Damage

Aquando do evento a aeronave encontrava-se a sobrevoar a localidade de Camarate (bairro de Santiago) na vizinhança do aeroporto. Devido à separação da pá no interior do motor e consequente libertação de alguns detritos, os vidros de alguns veículos que se encontravam estacionados bem como as janelas de uma casa ficaram danificados (não houve pessoas feridas).

At the time of the event, the aircraft was overflying Camarate town (Santiago neighborhood) in the airport vicinity. Due to the blade liberation inside the engine and the consequent release of debris, the glasses of some vehicles that were parked as well as some windows of a house were damaged (there were no persons injured).

1.5. Pessoas Envolvidas || Personnel Information

1.5.1. Pilotos || Pilots

A tripulação técnica era constituída por dois pilotos (Comandante e Co-Piloto).

The technical crew was composed of two pilots (Captain and Co-Pilot).

	COMANDANTE CAPTAIN		CO-PILOTO CO-PILOT	
DETALHES PESSOAIS PERSONAL DETAILS				
Nacionalidade Nationality:	Portuguesa Portuguese		Portuguesa Portuguese	
Data de Nascimento Birth Date:	15/03/1953		30/12/1984	
LICENÇA DE TRIPULANTE TÉCNICO FLIGHT CREW LICENCE				
Tipo Type:	ATPL		ATPL	
Data de Emissão Inicial Date of Initial Issue:	31/08/1990		25/08/2006	
Entidade Emissora Issuing Authority:	INAC		INAC	
Validade Validity:	17/12/2015		30/07/2015	
Data do Último Exame Médico Last Medical Exam Date:	18/05/2014		06/03/2014	
Limitações Limitations:	VDL, OML		-	
QUALIFICAÇÕES QUALIFICATIONS				
Tipo Type:	A330 / A340		A330	
Validade Validity:	A330: 30/06/2015		A330: 30/04/2015	
Último LPC Last LPC	23/12/2013		-	
Último OPC Last OPC	18/06/2014		22/04/2014	
Nível de Inglês / Validade English Level / Validity	5 / 31/12/2015		4 / 31/08/2015	
EXPERIÊNCIA DE VOO FLIGHT EXPERIENCE	Total	No Tipo On Type	Total	No Tipo On Type
Como Piloto Pilot Flying:	8202:22	3237:26	4734:37	112:51
Últimos 90 Dias Last 90 Days:	198:38	96:35	112:51	112:51
Últimos 28 Dias Last 28 days:	66:21	19:14	40:02	40:02
Últimos 07 Dias Last 07 days:	16:57	9:22	1:52	1:52
Últimas 24 Horas Last 24 Hours:	1:52	1:52	1:52	1:52
Aterragens nas Últimas 24 Horas Landings Last 24 Hours:	1	1	1	1

PERÍODO DE SERVIÇO DE VOO FLIGHT DUTY TIME	Atual Actual	Máximo Maximum	Atual Actual	Máximo Maximum
Últimos 90 Dias Last 90 days:	248:16	480:00	209:21	480:00
Últimos 28 Dias Last 28 days:	91:53	190:00	58:23	190:00
Últimos 07 Dias Last 07 days:	25:34	55:00	5:25	55:00
Últimas 24 Horas Last 24 hours:	5:25	14:00	5:25	14:00

1.5.2. Tripulação de Cabine || Cabin Crew

A tripulação de cabine era constituída por nove elementos (sendo um deles chefe de cabine).

The cabin crew was composed of nine individuals (being one of them a purser).

1.5.3. Controlo de Tráfego Aéreo || Air Traffic Control

A ocorrência foi adequadamente reconhecida e lidada pelo ATC e culminou aquando do desembarque dos passageiros e tripulação.

The occurrence was adequately acknowledged and addressed by ATC ending upon passengers and crew disembarkation.

1.6. Informação Sobre a Aeronave || Aircraft Information

O A330 é uma aeronave subsónica de transporte civil de médio a longo alcance. A disposição dos lugares dos passageiros pode variar de acordo com os requisitos operacionais. A configuração máxima para o CS-TTO era de 268 para um máximo certificado de 375 lugares.

The A330 is a subsonic medium to long range civil transport aircraft. The passenger seating layout may vary according to operating requirements. The maximum configuration for CS-TTO was 268 for a maximum certified of 375 seats.

1.6.1. Generalidades || General

1.6.1.1. Aeronave || Aircraft

Proprietário Owner:	TOMAR AVIATION LTD	Operador Operator:	TAP	Matrícula Registration:	CS-TTO
Certificado / Licença Certificate / Licence	Número Number	Entidade Emissora Emission Authority		Data Date	Validade Validity
Matrícula Registration	2808/1	INAC		03/04/2008	-
Navegabilidade Airworthiness	PT 0204/09	INAC		25-08-2009	-

Ruído Noise	405/3	INAC	18/09/2013	-
Estação de Aeronave Aircraft Station	1366/4	INAC	21/01/2014	21/01/2016
Massa Máxima à Decolagem Maximum Take-Off Mass:	233.000 Kg	Máximo de Pessoas a Bordo Maximum Persons On Board:	268	
Referência Reference	Aeronave Aircraft	Motor #1 (Esquerdo) Engine # 1 (Left)	Motor #2 (Direito) Engine # 2 (Right)	
Fabricante Manufacturer	AIRBUS	GE	GE	
Modelo Model	A330-202	CF6-80E1A4B	CF6-80E1A4B	
Número de Série Serial Number	0914	811509	811471	
Ano de Fabrico Year Manufactured	2008	2008	2008	
TSN	33339:35	25861:15	33339:35	
TSO	-	0:00	0:00	
CSN	-	3139	4070	
Data da Última Inspeção Last Inspection Date	30/05/2014			
Tipo de Inspeção Type of Inspection	A 1.7			

1.6.1.2. Motores || Engines

A aeronave CS-TOO estava equipada com dois motores General Electric CF6-80E1A4/B (ESN 811509 e ESN 811471, o motor do evento).

O modelo de motor CF6-80E1 foi desenvolvido para a família A330 e apresenta o maior impulso e versão mais moderna da família CF6-80 de motores fabricados pela General Electric. O aumento do impulso é proporcionado pelo aumento do diâmetro da *fan* para 96 polegadas. O motor está equipado com um controlo electrónico digital de autoridade plena de segunda geração (FADEC II).

The CS-TOO aircraft was equipped with 2 General Electric CF6-80E1A4/B engines (ESN 811509 and 811471, the event engine).

The CF6-80E1 engine model was developed for the A330 family and presents the highest thrust and most modern version of the CF6-80 family of engines manufactured by General Electric. The increased thrust is provided by the increasing fan diameter to 96 inches. The engine is equipped with a second generation full authority digital electronic control (FADEC II).

Motor CF6-80E1 || CF6-80E1 Engine



Figura 4 || Figure 4

1.6.1.2.1. Rácio Horas de Voo por Ciclo de Voo || Flight Hours per Flight Cycle Ratio

O rácio médio de horas de voo por ciclo de voo da TAP é de 8.2. Este rácio é considerado, pelo fabricante do motor (GE), como estando acima das áreas de preocupação pois este tipo de evento (separação das pás da HPT) é mais comum em operadores com rácios entre 3 a 5.

TAP's average flight hours to flight cycle ratio is 8.2. This ratio is considered, by the engine manufacturer (GE), to be above the areas of concern as this type of event (HPT blade liberation) is more common in operators with ratios between 3 to 5.

1.6.1.3. Manutenção || Maintenance

1.6.1.3.1. Manutenção TAP || TAP's Maintenance

A última inspeção e reparação ou modificação da aeronave tinha sido de acordo com a *Part 145*⁶ e foi libertada para o serviço. A última inspeção, A 1.7, realizada em 29/05/2014, contabilizava para o motor #2 como tendo 32583:11 TSN e 3983 CSN.

The aircraft had been last inspected and repaired or modified in accordance with Part 145³ and was released for service. The last inspection, A 1.7, performed at 29/05/2014, accounted for engine #2 having 32583:11 TSN and 3983 CSN.

1.6.2. Combustível || Fuel

O combustível autorizado e usado a bordo do A330 era Jet A1. A sua gravidade específica era de 0.786 kg/L. O combustível que remanesceu nos tanques de combustível da aeronave não estava contaminado e era da qualidade recomendada.

Jet A1 was the fuel authorised and used on-board the A330. Its specific gravity was 0.786 kg/L. The fuel that remained in the aircraft's fuel tanks was uncontaminated and of the recommended grade;

1.6.3. Massa e Centragem da Aeronave || Aircraft Mass and Balance

A massa e centragem e posição do CG da aeronave estiveram sempre durante toda a duração do voo dentro dos seus limites máximos certificados.

During the entire duration of the flight the aircraft mass and balance and CG position were always within its maximum certified limits.

1.7. Informação Meteorológica || Meteorological Information

As condições meteorológicas vigentes não foram um factor contributivo para o incidente.

The prevailing meteorological conditions were not a contributing factor to the incident.

1.7.1. METAR de LPPT || LPPT METAR

No período entre as 09:00 UTC até à hora do evento o seguinte comunicado meteorológico de rotina de aeródromo (METAR) era válido:

In the period from 09:00 UTC up to the time of the event the following aerodrome routine meteorological report (METAR) was valid:

201407120900 LPPT 120900Z 33009KT 300V010 CAVOK 25/12 Q1016

⁶ Organização de manutenção de aeronaves aprovada || Approved aircraft maintenance organization

1.7.2. TAF de LPPT || LPPT TAF

No período entre as 06:00 UTC de 12 de julho até as 12:00 UTC de 13 de julho a seguinte previsão de aeródromo (TAF) era válida:

In the period from 06:00 UTC July 12 until 12:00 UTC July 13 the following aerodrome forecast (TAF) was valid:

201407120500 TAF LPPT 120500Z 1206/1312 34010KT CAVOK
BECMG 1217/1219 34015KT
BECMG 1222/1224 34010KT
TEMPO 1302/1307 9999 SCT012

1.8. Ajudas à Navegação || Aids to Navigation

Todas as ajudas à navegação estavam operativas e não houve reporte de falha em qualquer ajuda à navegação durante o voo.

All navigation aids were operational and there were no reported malfunctions on any navigation aids during the flight.

Ajudas à navegação baseadas no solo e ajudas visuais no solo do aeródromo não foram factor para o incidente.

Ground-based navigation aids and aerodrome visual ground aids were not a factor to the incident.

1.9. Comunicações || Communications

A aeronave estava equipada com um sistema de comunicações composto por três rádios VHF. Todos os rádios VHF estavam operativos. Todas as comunicações entre o ATC de Lisboa e a tripulação foram gravadas por um equipamento de gravação de voz automático terrestre. A qualidade das transmissões gravadas da aeronave era boa.

The aircraft was equipped with three VHF radio communication systems. All VHF radios were serviceable. All communications between Lisbon ATC and the crew were recorded by ground based automatic voice recording equipment. The quality of the aircraft's recorded transmissions was good.

O evento teve lugar em espaço aéreo Classe C (contínuas bilaterais).

The event took place in Class C airspace (continuous two-way).

1.10. Informação do aeródromo || Aerodrome information

O aeroporto de Lisboa (LPPT) é classificado como um Aeroporto Internacional (INTL).

Lisbon airport (LPPT) is classified as an International Airport (INTL).

É um aeroporto de entrada e saída intracomunitária (EU) e de tráfego aéreo internacional, onde os serviços de tráfego aéreo (ATS) e informação relacionada de acordo com o Anexo 15 são providenciados numa base regular e onde formalidades tais como alfândega, imigração, saúde pública, quarentena de animais e plantas e procedimentos semelhantes são realizadas.

It is an airport of entry and departure intra-community (EU) and international air traffic, where air traffic services (ATS) and related information according to ICAO's Annex 15 are provided on a regular basis and where formalities such as customs, immigration, public health, animal and plant quarantine and similar procedures are carried out.

1.10.1. Classificação do Espaço Aéreo || Airspace Classification

Todo o voo TAP085 ocorreu em ambiência de espaço aéreo controlado Classe C, sob LISBOA CTR e LISBOA APP Sector 1.

The entire TAP085 flight took place in controlled class C airspace environment, under LISBOA CTR and LISBOA APP Sector 1.

1.11. Gravadores de Voo || Flight Recorders

O A330 estava equipado com um CVR e FDR. Ambos os gravadores de voo foram removidos da aeronave logo após o evento e confinados pela TAP na sequência do pedido do GPIAA e de acordo com os procedimentos do Anexo 13 da ICAO. Os dados quer do CVR quer do FDR foram extraídos nas instalações da TAP (na base de Lisboa) com a equipa de investigação do GPIAA presente. Os dados foram posteriormente analisados e utilizados na elaboração deste relatório de segurança. Todos os dados recuperados de ambos os gravadores de voo estavam em boas condições.

The A330 was equipped with a CVR and FDR. Both flight recorders were removed from the aircraft shortly after the event and held captive by TAP following GPIAA's request and according to ICAO's Annex13 procedures. Both CVR and FDR data was extracted at TAP's facilities (in Lisbon base) with GPIAA's investigation team present. Data was later analysed and used in the making of this safety report. All data retrieved from both flight recorders was in good condition.

A leitura dos dados do FDR indica parâmetros normais de motores até pouco depois da decolagem. Às 09:25:07 o FDR mostra uma excedência de EGT no motor número 2 (EGT2). Os parâmetros do EGT2 aumentam gradualmente de 921 até um valor máximo de 1109°C alcançado às 09:25:59 onde o caudal de combustível no motor número 2 (FF2) vai até zero (coincidindo com a tripulação técnica a segurar o motor de acordo com a análise CVR). Exatamente ao mesmo tempo registado no FDR (09:25:07) ocorre um pico súbito de vibração do N1 do motor número 2 (VIB_N1 FNT2) passando de 0.7 para 6.4 aumentando até um valor máximo de 7.7 unidades.

The readout of the FDR data indicates normal engine parameters until shortly after take-off. At 09:25:07 FDR shows an EGT exceedance on engine number 2 (EGT2). EGT2 parameters increase gradually from 921 up to a peak value of 1109°C reached at 09:25:59 where the fuel flow on engine 2 (FF2) goes to zero (coinciding with flight crew securing the engine as per CVR analysis). Exactly at the same recorded FDR time (09:25:07) there is sudden peak in vibration of N1 from engine number 2 (VIB_N1 FNT2) going from 0.7 to 6.4 increasing to a maximum value of 7.7 units.

Os dados do FDR mostram também uma perda de potência abrupta no motor número 2 às 09:25:03 (a leitura disponível pouco antes) indo de 107,2% a 85,8% de N1 e reduzindo mais. De relevância para o evento é também o facto de que o *Thrust Lever Angle* no motor número 2 (TLA2) vai extremamente rápido de 65,6 a -0,8 (sugerindo uma consciência situacional e decisão muito rápida do Comandante em limitar os danos no motor ao reduzir a potência). De acordo com o CVR, o motor número 2 foi segurado em conformidade com os SOP's do operador, onde havia uma confirmação prévia de ambos os pilotos a respeito de qual motor tinha sido afetado.

The FDR data also show an abrupt power loss on engine number 2 at 09:25:03 (the available reading just before) going from 107.2 to 85.8 % of N1 and further reducing. Of relevance to the event is also the fact that the Thrust Lever Angle on engine number 2 (TLA2) goes extremely rapidly from 65.6 to -0.8 (suggesting a very rapid situational awareness and decision from the Captain in limiting engine damage by reducing thrust). According to the CVR, engine number 2 was secured in accordance with the operator's SOP where there was a prior confirmation from both pilots as to which engine had been affected.

Dados FDR || FDR Data

Acontecimentos Events	TIME_R	RALTD1	RALTD2	ALT_QNH	TLA1	TLA2	N11C	N12C	EGT1	EGT2	VIB_N1F NT1	VIB_N1F NT2	VIB_N2F NT1	VIB_N2F NT2	FF1	FF2
Manetes na posição FLEX TO Levers in FLEX TO position	09:23:55	-1,5	-1,5	361,93	65,9	65,7	103,3	104,9	806	817	1,4	0,5	1,3	0,4	25024	25840
Vibrações N1 Motor #2 N1 Vibrations Engine #2	09:25:07	1010	1014	1333,93	66	65,6	107,3	28,6	923	994	1,5	6,4	2,4	2,8	24392	1664
Excedência EGT EGT Exceedance	09:25:07	50	50	1389,93	65,7	-0,8	107,2	22,7	922	1060	1,6	7,2	2,2	3,9	24256	1600
Pico de Vibração Vibration Peak	09:25:07	92	92	1433,93	65,8	-0,8	107,5	19	924	1060	1,5	7,7	2,3	4	24336	1152
Motor #2 Seguro Engine #2 Secured	09:25:59	579,5	579,5	1813,93	65,8	-0,8	107,5	9,7	920	225	1	0	2,9	0	23688	0

Figura 5 || Figure 5

1.12. Destroços e Informação Sobre o Impacto || Wreckage and Impact Information

Não aplicável.

Not applicable.

1.13. Informação Médica e Patológica || Medical and Pathological Information

Não aplicável.

Not applicable.

1.14. Incêndio || Fire

Não houve incêndio.

There was no fire.

1.15. Sobrevivência || Survival Aspects

Não aplicável.

Not applicable.

1.16. Ensaios e Pesquisas || Tests and Research

Não aplicável.

Not applicable.

1.17. Informação Sobre a Organização e Gestão || Organizational and Management Information

A TAP é a principal companhia aérea portuguesa. Tem voado desde 1945 e é membro da *Star Alliance* desde 14 de março de 2005.

TAP is the leading Portuguese airline. It has been flying since 1945 and has been a member of the Star Alliance since 14 March 2005.

O âmbito da TAP é a operação de transporte público de passageiros, carga e correio, bem como a prestação de serviços e a realização de transações comerciais, industriais e financeiras direta ou indiretamente relacionadas com a referida operação, e também o de exercer quaisquer outras atividades consideradas apropriadas ao interesse do negócio.

TAP's scope is the operation of public transport of passengers, cargo and mail, as well as the provision of services and the undertaking of commercial, industrial and financial transactions directly or indirectly related with the said operation, and also to exercise any other activities considered appropriate to the corporate interest.

A companhia pode tomar parte em empresas de qualquer natureza e objeto, associações, empreendimentos incorporados, grupos europeus de interesse económico, ou outras formas de cooperação com terceiros.

The company may take part in companies of any nature and object, associations, incorporated joint ventures, European economic interest groups, or other forms of co-operation with third parties.

A companhia aérea possui um Certificado de Operador Aéreo (COA) emitido pela Autoridade Nacional da Aviação Civil (ANAC) e é, entre outras, uma organização de formação aprovada (ATO) certificada responsável por toda a formação e qualificação das tripulações técnicas e uma organização de manutenção aprovada (AMO).

Os programas de formação e qualificação das tripulações técnicas são reconhecidos e certificados pela ANAC e cumprem com o FCTM da Airbus.

Ambos os pilotos frequentaram os cursos de formação e qualificação da companhia e tinham passado os seus LPC's e OPC's. Eles receberam treino sobre os procedimentos ENGINE FAILURE tal como estabelecido no programa de treino do Simulador de Voo e nas recomendações de treino do fabricante da aeronave

The airline holds an Air Operator Certificate (AOC) issued by the National Civil Aviation Authority (ANAC) and is, among others, a certified Approved Training Organization (ATO) responsible for all flight crew training and qualification and an Approved Maintenance Organization (AMO).

Flight crew training and qualification programmes are accredited and certified by ANAC and comply with Airbus' FCTM.

Both pilots attended the company's qualification and training courses and had passed their LPC's and OPC's. They had received training on ENGINE FAILURE procedures as established on the Flight Simulator training program and aircraft manufacturer training recommendations.

1.18. Informação adicional || Additional information

A fim de compreender melhor as questões envolvidas neste evento, considerou-se de particular relevância a explicação de alguns aspectos técnicos respeitantes à causa raiz deste evento.

In order to better understand the issues involved in this event, it was considered of particular relevance the explanation of some technical aspects concerning the root cause of this event.

1.18.1. Visão Geral Sobre a Corrosão a Quente do Tipo II || Hot Corrosion Type II Overview

A corrosão a quente tornou-se um tema de importante e popular interesse nos finais dos anos 60 por via dos motores de combustão de aeronaves militares que sofreram corrosão severa durante o conflito do Vietname durante a operação sobre a água do mar. O exame metalográfico dos componentes que falharam mostrou sulfeto de níquel e cromo e, portanto, o processo foi chamado de "sulfidação". No entanto, o processo foi posteriormente rebatizado de "corrosão a quente" porque a corrosão por uma película fina de eletrólito tem algumas características comuns com "corrosão atmosférica" por uma película aquosa à temperatura ambiente.

A separação das camadas de óxido protetoras pela interação química com certas espécies agressivas contidas no ambiente de combustão pode produzir um ataque acelerado sobre o metal subjacente. Este processo é conhecido como corrosão a quente. Corrosão a quente ocorre principalmente devido às concentrações elevadas de enxofre, vanádio e de sódio em combustíveis. Cloretos e sulfatos entram no motor com o ar; enxofre, vanádio e sódio oxidam durante a combustão e compostos principalmente voláteis tais como SO_2 , SO_3 , NaOH , NaO , Na_2O , $\text{VO}(\text{OH})_3$, V_2O_5 , e V_2O_4 são formados.

Estes compostos condensam de 500°C até 900°C e acumulam depósitos dependendo do combustível. Na_2SO_4 (sulfato de sódio) é o principal componente de depósitos fundidos nos motores que funcionam com um combustível com alto teor de enxofre e baixo teor de vanádio.

Hot corrosion became a topic of important and popular interest in the late 60's by way of gas turbine engines of military aircraft suffered severe corrosion during the Vietnam conflict during operation over seawater. Metallographic inspection of failed components showed sulphides of nickel and chromium and hence the process was named "sulphidation". However, the process has subsequently been renamed "hot corrosion" because corrosion by a thin electrolyte film bears some common features with "atmospheric corrosion" by an aqueous film at room temperature.

Break down of protective oxide layers by chemical interaction with certain aggressive species contained in the combustion environment can produce accelerated attack on the underlying metal. This process is known as hot corrosion. Hot corrosion takes place mainly because of high concentrations of sulfur, vanadium and sodium in the fuels. Chlorides and sulfates enter the engine with the air; sulfur, vanadium and sodium oxidize during combustion and mostly volatile compounds such as SO_2 , SO_3 , NaOH , NaO , Na_2O , $\text{VO}(\text{OH})_3$, V_2O_5 , and V_2O_4 are formed.

These compounds condense from 500°C to 900°C and build up deposits depending on the fuel. Na_2SO_4 (sodium sulfate) is the main component of molten deposits in engines running on high sulfur and low vanadium fuel.

De particular interesse para esta investigação é a análise da corrosão a quente na secção da turbina e, mais especificamente, na HPT. Como as temperaturas na entrada da turbina podem ser tão elevadas quanto 1650°C, consideravelmente acima do ponto de fusão do material a partir do qual as pás são feitas, são frequentemente utilizados quer sistemas de arrefecimento complexos quer revestimentos da pá.

No que se refere à corrosão a quente, várias condições de operação locais no motor são importantes.

Em primeiro lugar, as super ligas em turbinas servem a maior parte do tempo sob um ambiente oxidante. No entanto, durante a ignição, um ambiente redutor local pode formar-se devido a combustão incompleta do combustível. Tal atmosfera redutora pode danificar a camada de óxido protetora, especialmente na presença de contaminantes tais como Na₂SO₄.

Em segundo lugar, a corrosão a quente é mais frequentemente observada na LPT do que na HPT. Isto é por causa das temperaturas mais baixas envolvidas na LPT; contaminantes corrosivos são mais propensos a acumularem-se na superfície em quantidades significativas e/ou numa maior percentagem de tempo.

Em terceiro lugar, a corrosão a quente é geralmente maior no ponto mais quente da superfície de pressão (côncava) da pá de turbina, a cerca de metade do comprimento da pá e a uma distância curta do bordo de ataque.

A corrosão a quente é frequentemente dividida em duas formas de ataque: Tipo I (ou corrosão a quente a alta temperatura) e Tipo II (ou corrosão a quente a baixa temperatura).

Vários parâmetros podem afetar o desenvolvimento destas duas formas, incluindo a composição da liga e condição termomecânica, composição contaminante e taxa de fluxo, temperatura e ciclos de temperatura, composição e velocidade do gás, e processos de erosão.

Of particular interest to this investigation is the analysis of hot corrosion in the turbine section and more specifically in the HPT. As the temperatures at the entrance of the turbine can be as high as 1650 °C, considerably above the melting point of the material from which the blades are made, both complex cooling schemes and blade coatings are often used.

With regard to hot corrosion, several local operating conditions in the engine are important.

First, super alloys at turbines serve most of the time under an oxidizing environment. However, during ignition, a local reducing environment may form due to incomplete burning of fuel. Such a reducing atmosphere can damage the protective oxide layer, especially in the presence of contaminants such as Na₂SO₄.

Second, hot corrosion is more frequently observed in the LPT than in the HPT. This is because of the lower temperatures involved in LPT; corrosive contaminants are more likely to accumulate on the surface in significant amounts and/or for a greater percentage of time.

Third, hot corrosion is usually greatest at the hottest point on the pressure (concave) surface of the turbine blade, at about midway length of the blade and at a short distance from the leading edge.

Hot corrosion is often divided into two forms of attack: Type I (or high temperature hot corrosion) and Type II (or low temperature hot corrosion).

Various parameters may affect the development of these two forms, including alloy composition and thermo mechanical condition, contaminant composition and flux rate, temperature and temperature cycles, gas composition and velocity, and erosion processes.

Várias abordagens têm sido empregues para controlar a corrosão a quente dos componentes de turbina a gás. Estas abordagens incluem a seleção adequada de ligas estruturais, aplicação de revestimentos, lavagem de partes quentes, filtragem de ar e controlo quer da limpeza quer da composição do combustível.

Several approaches have been employed to control hot corrosion of gas turbine components. These approaches include proper selection of structural alloys, application of coatings, washing of hot parts, air filtering, and control of both fuel cleanliness and composition.

1.19. Técnicas de Investigação Utéis ou Efectivas || Useful or Effective Investigation Techniques

Não foram utilizadas técnicas especiais de investigação.

No special investigation techniques were used.

2. ANÁLISE || ANALYSIS

2.1. Enquadramento || Framework

O motor CF6-80E1 tem pás da HPT com 3 diferentes *part numbers* desde a sua entrada em serviço: P/N 1639M70P11 (2002), P/N 1639M70P17 (2008) e P/N 1639M70P20 (2013).

CF6-80E1 engine has HPT blades with 3 different part numbers since its entry into service: P/N 1639M70P11 (2002), P/N 1639M70P17 (2008) e P/N 1639M70P20 (2013).

Aquando do *phase-in* na frota da TAP, 8 motores tinham pás P11 instaladas e os restantes 4 (sendo 2 deles sobressalentes) pás P17.

Upon the phase-in in TAP fleet, 8 engines had P11 blades installed and the remaining 4 (being 2 of them spare) P17 blades.

Em 2011 a TAP efetuou *Quick-Turns*⁷ em 3 motores (ESN 811462, ESN 811439 e ESN 811463) com pás P11 instaladas e que foram substituídas por pás P17.

In 2011 TAP performed Quick-Turns on 3 engines (ESN 811462, ESN 811439 e ESN 811463) with P11 blades installed and which were replaced by P17 blades.

⁷ O procedimento *Quick-Turn* foi desenvolvido pela GE para lidar com a remoção precoce das pás do primeiro andar da HPT do rotor do CF6-80E1. Este procedimento tem sido realizado várias vezes com sucesso por instalações de recondição para antecipadamente remover de serviço as pás do primeiro andar da HPT e substituir por novas pás do primeiro andar da HPT e devolver o motor ao serviço sem requerer uma revisão completa à HPT e uma *Shop Visit* prolongada. || The Quick-Turn procedure was developed by GE to address early removal of the stage one HPT blades from the CF6-80E1 boltless HPT rotor. This procedure has been performed successfully by overhaul facilities multiple times to remove the stage one HPT blades from service early to replace with new stage one HPT blades and return the engine to service without requiring a complete HPT overhaul and an extended shop visit.

Desde a sua entrada em serviço e até 2014, ocorreram mundialmente 13 eventos relacionados com a separação de pás da HPT nos motores CF6-80E1, quer com pás **P11** quer com pás **P17**, sendo que o último evento refere-se ao da TAP e que deu origem a esta investigação.

Since its entry into service until 2014, 13 events related with HPT blade liberation on CF6-80E1 engines occurred worldwide, both with P11 blades and P17 blades, being the last event related with TAP and that originated this investigation.

2.2. Ações nos Motores vs Avaliação e Recomendação da GE || Actions on Engines vs Evaluation and Recommendation from GE

- **2011**

Com 7 eventos desta natureza ocorridos mundialmente com diversos operadores, a GE solicitou à TAP um programa de amostragem através da remoção de 3 motores (ESN 811462, ESN 811439 e ESN 811463) com pás **P11** instaladas para efeitos de avaliação de fissuras e corrosão. O CSN da HPT mais elevado destes 3 motores era de **2338**.

Avaliação

Não foram detectadas fissuras em nenhuma das pás da amostragem (conjunto de 5 por cada motor) e foi detectada corrosão média em 2 desses motores.

Recomendação (fevereiro 2012)

Não são recomendadas ações no terreno. As pás deverão ser inspecionadas e substituídas aquando da *Shop Visit*.

- **2013 (setembro)**

Pressionada pela ocorrência de 11 eventos, a GE solicitou à TAP a remoção do primeiro motor (ESN 811440), com pás **P11** instaladas e um CSN da HPT de **3758**, para *Shop Visit*. Foram inspecionadas 80 pás para avaliação de sujidade e corrosão.

- **2011**

With 7 events of this nature occurred worldwide with several operators, GE requested TAP a sampling program by removing 3 engines (ESN 811462, ESN 811439 e ESN 811463) with blades **P11** installed for crack and corrosion evaluation purposes. The highest HPT CSN of these 3 engines was **2338**.

Evaluation

No cracks found on any blade of the sampling (sets of 5 per each engine) and medium corrosion was detected in 2 of those engines.

Recommendation

No field actions are recommended. The blades shall be inspected and replaced upon *Shop Visit*.

- **2013 (September)**

Pressured by the occurrence of 11 events, GE requested TAP the removal of the first engine (ESN 811440), with **P11** blades installed and a HPT CSN of **3758**, for *Shop Visit*. 80 blades were inspected for dirt and corrosion evaluation.

Avaliação

Foi detectada corrosão alveolar localizada em 79 das 80 pás. 37 pás apresentavam fissuras no lado côncavo (CC) e 28 pás no lado convexo (CV). A maior fissura tinha **0.359"** (polegadas) e encontrava-se no lado convexo (CV).

Recomendação (fevereiro 2014)

Avaliar também dois outros motores, sendo que um deles é o motor deste evento (ESN 811471).

- **2014 (fevereiro)**

É removido o segundo motor (ESN 811491), com pás **P17** instaladas e um CSN da HPT de **3639**, para *Shop Visit*. Foram inspecionadas 80 pás para avaliação de sujidade e corrosão.

Avaliação

Foi detectado um nível de corrosão de médio a elevado. 32 pás apresentavam fissuras no lado convexo e 70 pás no lado côncavo. A maior fissura tinha **0.382"** (polegadas).

Recomendação (junho 2014)

Dado que as partes inspecionadas em ambos os motores demonstraram capacidade de operar com os ciclos registados (**3758** e **3639**, respectivamente), o limiar de remoção deverá ser a ou abaixo dos mesmos (aproximadamente **3700** ciclos), de modo a reduzir a potencial separação das pás. Para os motores que excedam este limiar é recomendado um plano de remoção expedito.

- **2014 (julho)**

O motor ESN 811471 estava planeado, de acordo com os trâmites contratuais entre a TAP e a GE, ser removido no dia **16 de julho** para *Quick-Turn* de modo a serem substituídas as pás do primeiro andar da HPT.

Evaluation

Localized pitting was detected in 79 of the 80 blades. 37 blades featured cracks on the concave side (CC) and 28 blades on the convex side (CV). The largest crack had **0.359"** (inches) and was located on the convex side (CV).

Recommendation

Evaluate as well two other engines, being one of them the engine of this event (ESN 811471).

- **2014 (February)**

The second engine is removed (ESN 811491), with **P17** blades installed and a HPT CSN of **3639**, for *Shop Visit*. 80 blades were inspected for dirt and corrosion assessment.

Evaluation

Medium to high level of corrosion was detected. 32 blades featured cracks on the convex side and 70 blades on the concave side. The largest crack had **0.382"** (inches).

Recommendation (june 2014)

Given that the parts inspected in both engines have demonstrated the capability of operating with the registered cycles (**3758** and **3639**, respectively), the removal threshold shall be at or below these times (approximately **3700** cycles), in order to reduce the potential blade liberation. For the engines that exceed this threshold an expedited removal plan is recommended.

- **2014 (July)**

ESN 811471 engine was planned, according with the contractual arrangements between TAP and GE, to be removed on **July 16th** for *Quick-Turn* in order to replace stage one blades of the HPT.

No dia **12 de julho** ocorre um evento de separação de pás da HPT com o ESN 811471 tendo estas ficado bastante danificadas.

As pás em questão eram **P11** e na altura o CSN da HPT deste motor era de **4070**.

Avaliação

A condição (danos) das pás não permitiu a respectiva avaliação.

Recomendação

A GE solicitou a remoção de dois motores assim que possível em função dos ciclos registados.

- **2014 (julho)**

Na sequência da recomendação da GE foram removidos os motores ESN 811464 e ESN 811487.

Avaliação

Na inspeção às pás (**P11** e com um CSN de **4055**) do motor ESN 811464 foi utilizada uma amostragem de 40 unidades tendo sido detetadas fissuras em 33. A fissura maior era de **0.780"** (polegadas). O nível de corrosão era médio.

Na inspeção às pás (**P11** e com um CSN de **3879**) do motor ESN 811487 foi utilizada uma amostragem de 20 unidades tendo sido detetadas fissuras em 15. A fissura maior era de **0.496"** (polegadas). O nível de corrosão era de médio a elevado.

Recomendação (setembro/dezembro 2014)

A GE manteve o *Removal Threshold* de **3700** ciclos.

On the **12th of July** a HPT blade separation event occurred with ESN 811471 having these become considerably damaged.

The blades in question were **P11** and at the time the HPT CSN of this engine was **4070**.

Evaluation

The condition (damage) of the blades did not permit the respective assessment.

Recommendation

GE requested the removal of two engines as soon as possible in the light of the registered cycles.

- **2014 (July)**

Following GE recommendation ESN 811464 and ESN 811487 engines were removed.

Evaluation

In the blade inspection (**P11** and a CSN of **4055**) of engine ESN 811464 a sample of 40 units was used having been detected cracks in 33. The largest crack had **0.780"** (inches). The level of corrosion was medium.

In the blade inspection (**P11** and a CSN of **3879**) of engine ESN 811487 a sample of 20 units was used having been detected cracks in 15. The largest crack had **0.496 "** (inches). The level of corrosion was medium to high..

Recommendation (September/December 2014)

GE maintained the *Removal Threshold* of **3700** cycles.

2.3. Quadro Síntese || Summary Table

ESN	HPT CSN	Nº Blades Cut for Lab Insp	Condition	GE Recommendation
811462 – P11	2061	5	No cracks. No corrosion.	No field action recommended
811439 – P11	2293	5	No cracks. No corrosion.	No field action recommended
811463 – P11	2338	5	No cracks. Medium corrosion.	No field action recommended
811440 – P11	3758	80	Medium corrosion. Larger crack= 0.359"	Remove 2 engines to analyze blades
811491 – P17	3639	80	M to H corrosion. 70 cracks. Larger crack= 0.382"	Expedited removal plan for next engines
811471 – P11	4070	80	Event	Remove 2 engines asap
811464 – P11	4055	40	Medium corrosion. 33 cracks. Larger crack= 0.780"	Remove engines @ 3700FC
811487 – P11	3879	20	M to H corrosion. 15 cracks. Larger crack= 0.496"	Remove engines @ 3700FC

2.4. Aspectos Técnicos || Technical Aspects

Devido ao contínuo progresso do conhecimento na composição do revestimento e respectivas técnicas de aplicação e devido à capacidade de definir com mais precisão as áreas de risco no *design* da pá, as pás da Turbina de Alta Pressão instaladas no motor CF6-80E (e variante C) foram alteradas pelo fabricante quer no *design* geométrico quer no revestimento desde que foram originalmente introduzidas com o P/N 1639M70P11, em junho de 2002.

Em maio de 2008 a série com o P/N 1639M70P17 foi introduzida apresentando alterações no *design* e no revestimento.

As pás mais recentes foram introduzidas com o P/N 1639M70P20 em fevereiro de 2013. De acordo com o fabricante do motor (GE) estas novas pás do primeiro andar da Turbina de Alta Pressão têm resultados superiores comprovados em testes de corrosão/fadiga devido a um maior teor de revestimento de cromo. Adicionalmente, o seu novo *design* geométrico também contribui para uma redução do stress nas áreas de risco.

Due to the ongoing knowledge progress in coating composition and respective application techniques and due to the ability to more accurately define the areas of concern in the blade design, the High Pressure Turbine blades installed on engine CF6-80E (and C variant) have been modified by the manufacturer both in design geometry and in shank coating since they were originally introduced with P/N 1639M70P11, in June 2002.

In May 2008 the series with P/N 1639M70P17 were introduced featuring changes in the design and shank coating.

The most recent blades were introduced with P/N 1639M70P20 in February 2013. According to the engines' manufacturer (GE) these new High Pressure Turbine stage one blades have proven superior results in corrosion/fatigue tests due to their higher chromium content coating. In addition, their new geometry design also contributes to a reduction of the stress in the areas of concern.

As pás **P11** e **P17** estão a ser substituídas por esta nova série **P20** mediante *Quick Turn* ou *Shop Visit* dos motores.

Em maio de 2012 a GE emitiu o SEB 72-0468 para assistir os operadores participantes, sendo um deles a TAP, a determinar se a sua operação é susceptível de corrosão nas pás que pode progredir para separação. Este SEB recomenda também que amostras representativas de pás do primeiro andar da HPT sejam enviadas à GE para avaliação visual e destrutiva para compreender a corrosão sob a plataforma de fixação. Os operadores executariam este SEB num mínimo de três motores para cada tipo de operação nas *Shop Visits*, quando as pás do primeiro andar da HPT do motor são removidas e enviadas para reparação.

Os operadores que tiveram pás **P11** anteriormente avaliadas pela GE continuariam a seguir a recomendação deste SEB e iniciar avaliações de pás do primeiro andar da HPT com *part numbers* posteriores.

De forma progressiva e baseada na avaliação da condição das pás, a GE recomendaria um *Removal Threshold* das pás do primeiro andar da HPT. Este limiar é meramente indicativo, diferente de um componente *Hard Time*⁸.

Para aqueles operadores que haviam elegido não participar no SEB, seria aplicada uma recomendação de *Removal Threshold* por parte da GE mais restritiva.

P11 and **P17** blades are being replaced by these new **P20** series upon engines' *Quick Turn* or *Shop Visit*.

By May 2012 GE released SEB 72-0468 to assist participating operators, being one of the TAP, determine if their operation is susceptible to blade corrosion that could progress into separation. This SEB also recommends that representative samples of HPT stage one blades from the field to be sent to GE for visual and destructive evaluation to understand under fixing platform corrosion. The operators would perform this SEB on a minimum of three engines for each operation type at *Shop Visits*, when the HPT stage one blades are removed from the engine and routed for repair.

The operators that previously had **P11** blades evaluated by GE would still follow this SEB recommendation and initiate evaluations of later HPT stage one blade part numbers.

Progressively and based upon blade condition evaluation, GE would recommend a HPT stage one blades *Removal Threshold*. This threshold is merely indicative, different of a *Hard Time* component.

To those airlines that had elected not to participate in the SEB, a more restrictive GE recommendation for *Removal Threshold* would apply.

⁸ Um componente *Hard Time* é um componente que requer uma ação específica num intervalo específico (reparação, recondicionamento, banco de ensaio, etc.) de acordo com as recomendações do fabricante. || A *Hard Time* component is a component that requires a specific action at a specific interval (overhaul, refurbishment, bench check, etc.) per manufacturer recommendation.

2.4.1. Eventos de Separação de Pás do Primeiro Andar da Turbina de Alta Pressão em Motores CF6-80E1A || CF6-80E1A Engine High Pressure Turbine Stage One Blade Liberation Events

Em todo o mundo, de junho de 2006 até julho de 2014, houve 13 eventos de separação de pás da Turbina de Alta Pressão em motores CF6-80E1A nas aeronaves de série A330-200/300.

Around the world, from June 2006 until July 2014, there were 13 GE's CF6-80E1A engines High Pressure Turbine blade liberation events on A330-200/300 aircraft series.

Em 9 eventos, no qual se inclui o TAP085, os motores estavam equipados com pás **P11** e nos restantes 4 eram pás **P17**.

In 9 events, which include the TAP085 one, the engines were equipped with blades **P11** and in the remaining 4 were **P17** blades.

Destes 13 eventos, 11 verificaram-se sob a plataforma de fixação na Turbina de Alta Pressão devido a um ataque de Corrosão a Quente do Tipo II.

Out of these 13 events, 11 occurred under the fixing platform at the High Pressure Turbine due to a Hot Corrosion Type II attack.

A maioria destes eventos teve lugar enquanto as aeronaves se encontravam em voo (7 IFSD).

Most of these events took place whilst the aircraft were in flight (7 IFSD).

2.4.2. Avaliação da Condição das Pás do Primeiro Andar da Turbina de Alta Pressão || Assessment of High Pressure Turbine Stage One Blade Condition

As presentes técnicas disponíveis impossibilitam a avaliação da condição das pás do primeiro andar da HPT a respeito de ataques de corrosão a quente a menos que as pás sejam individualmente desmontadas da turbina e analisadas.

Present available techniques unable assessment of under the platform HPT stage one blade condition regarding hot corrosion attacks unless the blades are individually dismantled from the turbine and analysed.

A avaliação da condição das pás sob a plataforma de fixação é realizada quando as pás do primeiro andar da HPT são removidas, na *Shop Visit* e/ou por inspeção visual das pás antes da *Shop Visit* (conforme SEB 72-0468 – implementada em maio de 2012), portanto, os fabricantes de motores têm uma tarefa difícil em programar *Shop Visits* recomendadas para a remoção.

Assessment of under the fixing platform blade condition is performed when the HPT stage one blades are removed at Shop Visit and/or by visual inspection of the blades before Shop Visit (as per SEB 72-0468 - implemented in May 2012), therefore engine manufacturers have a difficult task in scheduling recommended Shop Visits for the turbine stage one blades removal.

Um dos parâmetros mais importantes usado para avaliar o potencial do motor é o número de ciclos efetuados. Por conseguinte, a relação horas de voo por ciclo de voo é também de vital importância numa “tentativa” de determinar o desgaste do motor.

One of the most important parameters used to assess engine potential is the number of cycles performed. Consequently, the flight hours to flight cycle ratio is also of vital importance in the “attempt” to determine engine wear.

2.4.3. Avaliação às Pás da TAP || TAP's Blade Evaluation

A TAP e a GE têm trabalhado em conjunto na compreensão e redução da exposição da frota da TAP a eventos de separação das pás do primeiro andar da HPT.

A avaliação das pás é contínua, à medida que os motores vão para *Shop Visit*, com o propósito de se obter uma compreensão adicional da condição do *hardware* e, se julgado necessário, reavaliar o limiar.

O rácio de horas de voo por ciclo de voo da TAP é de 8.2, considerado pela GE como estando acima da área de risco quando comparando a TAP à frota CF6-80E1 uma vez que a maioria destes eventos ocorreu em motores voando um rácio de 3 a 5 horas de voo por ciclo.

O evento de separação da pá do primeiro andar da HPT do TAP085 foi devido a fissuras desencadeadas por corrosão sob a plataforma de fixação, que é semelhante a outros eventos ocorridos com motores CF6-80E1.

No momento do evento, o ESN 811471 tinha 4070 CSN (e 33340 horas TSN).

Ao abrigo dos trâmites contratuais entre a TAP e a GE e também em função da disponibilidade da GE para efetuar o *Quick-Turn*, o ESN 811471 estava planeado ser removido no dia 16 de julho.

TAP and GE have been working together on understanding and reducing TAP's fleet exposure to HPT stage one blade liberation events.

The assessment of the blades is continuous, as the engines go to Shop Visit, with the purpose of gaining further understanding of the hardware condition and, if deemed necessary, re-evaluate the threshold.

The flight hour to flight cycle ratio at TAP is 8.2, considered by GE to be above the area of concern when comparing TAP to the CF6-80E1 fleet as most of these events occurred on engines flying between 3 to 5 flight hours to cycle ratio.

Stage one HPT blade separation event of TAP085 was due to corrosion assisted cracking below the fixing platform, which is similar to other events occurred with CF6-80E1 engines.

At the time of the event, ESN 811471 had 4070 CSN (and 33340 hours TSN).

Under the contractual arrangements between TAP and GE and also depending on the availability of GE to perform the Quick-Turn, ESN 811471 was planned to be removed on the 16th of July.

3. CONCLUSÕES || CONCLUSIONS

3.1. Evidências || Findings

Tendo em conta os factos apurados e referenciados pode concluir-se que:

1. A aeronave estava certificada, equipada e mantida em conformidade com os regulamentos vigentes e procedimentos aprovados;
2. Os registos de manutenção indicavam que os motores foram mantidos de acordo com os regulamentos vigentes e procedimentos aprovados;
3. A aeronave estava aeronavegável aquando do seu despacho para o voo;
4. A massa e o centro de gravidade da aeronave estavam dentro dos limites prescritos;
5. Não foram encontradas evidências de qualquer defeito ou avaria na aeronave que possam ter contribuído para o incidente;
6. Não foram encontradas evidências de falha do motor ou avaria antes do incidente;
7. O combustível que remanesceu nos tanques de combustível da aeronave não estava contaminado e era da qualidade recomendada;
8. Os dados de ambos os gravadores de voo (FDR e CVR) foram recuperados e analisados demonstrando ser uma ferramenta essencial para uma investigação de segurança mais aprofundada e detalhada;
9. Ambos os membros da tripulação técnica estavam devidamente licenciados, clinicamente aptos e adequadamente repousados para operar o voo;

Given the established and referenced facts it can be concluded that:

1. The aircraft was certified, equipped and maintained in accordance with existing regulations and approved procedures;
2. The maintenance records indicated that the engines were maintained in accordance with existing regulations and approved procedures;
3. The aircraft was airworthy when dispatched for the flight;
4. The mass and the centre of gravity of the aircraft were within the prescribed limits;
5. No evidence was found of any defect or malfunction in the aircraft that could have contributed to the incident;
6. There was no evidence of engine failure or malfunction prior to the incident;
7. The fuel that remained in the aircraft's fuel tanks was uncontaminated and of the recommended grade;
8. Both flight recorders (FDR and CVR) data was retrieved and analyzed proving to be an essential tool for a more thorough and detailed safety investigation;
9. Both flight crew members were adequately licensed, medically fit and adequately rested to operate the flight;

10. Os dados do FDR e do CVR indicam que as ações e a manipulação técnica da falha do motor por parte dos pilotos foram adequadas e que o voo evoluiu num ambiente de cockpit de comunicação calma e pró-ativa;
11. Não foram encontradas evidências que incapacitação ou factores fisiológicos tenham afectado a performance da tripulação técnica;
12. O Comandante atuou como *Pilot Flying* desde que a falha do motor foi detetada até ao desembarque seguro dos passageiros e tripulação;
13. A tripulação de cabine e os passageiros foram atempadamente e devidamente informados pelo Comandante acerca das alterações do voo;
14. O ATC reconheceu e tratou adequadamente a situação de emergência prestando assistência expedita e eficaz à tripulação técnica;
15. Todas as ajudas à aproximação do aeródromo e serviços de iluminação estavam a operar normalmente na altura do incidente.
16. O motor sofreu uma falha de motor contida não causando danos na fuselagem da aeronave;
17. Como resultado da falha de motor contida alguns vidros de carros e janelas de casas foram danificados sem causar lesões a pessoas;
18. O motor ESN 811471, de acordo com a planificação entre a TAP e GE, iria efetuar o *Quick-Turn* no dia 16 de julho.
10. FDR and CVR data indicate that pilots' actions and technical handling of the engine failure were adequate and that the flight evolved within a calm and proactive communication cockpit environment;
11. No evidence was found that incapacitation or physiological factors affected the flight crew performance;
12. The Captain acted as Pilot Flying from the moment the engine failure was detected until the safe disembarkation of passengers and crew;
13. Cabin crew and passengers were timely and duly informed by the Captain about the flight's alterations;
14. ATC acknowledged and addressed the distress situation adequately by providing prompt and effective assistance to the flight crew;
15. All aerodrome approach aids and lighting facilities were operating normally at the time of the incident;
16. The engine sustained a contained engine failure causing no aircraft's airframe damage;
17. As a result of the contained engine failure some car glasses and house windows were damaged causing no injuries to persons;
18. Engine ESN 811471, in accordance with the planning between TAP and GE, would perform the Quick-Turn on the 16th of July.

3.2. Causa do Incidente || Cause of the Incident

Fissuras desencadeadas por corrosão a quente a baixa temperatura (Corrosão a Quente do Tipo II) sob a plataforma de fixação das pás do primeiro andar da Turbina de Alta Pressão causando a separação de pás durante a fase inicial da subida.

Low temperature hot corrosion (Hot Corrosion Type II) assisted cracking below the fixing platform of High Pressure Turbine stage one blades causing blade separation during the initial climb phase.

3.3. Factores Contributivos || Contributing Factors

Os seguintes factores foram considerados como factores contributivos:

1. A dificuldade para o fabricante do motor, por questões relacionados com os contratos com os diversos operadores e/ou disponibilidade, em agendar mais cedo a *Quick Turn* o que levou a que o motor ESN 811471 atingisse um CSN acima do desejado (tendo em conta o histórico de eventos anteriores) para a remoção do mesmo;
2. A exposição dos motores a elementos corrosivos tais como pó, areia, poluição e sal (operação sobre e próximo de ambiente marítimo) devido ao tipo de operação intrínseca;
3. A exposição dos motores a ambientes quentes e secos devido ao tipo de operação intrínseca.
4. O elevado teor de enxofre nos combustíveis de aviação a um nível internacional.

The following factors were considered as contributing factors:

1. The difficulty for the engine manufacturer, for reasons related to the contracts with the various operators and/or availability, to schedule an earlier *Quick Turn* that resulted in ESN 811471 engine reaching a CSN above the desired (taking into account the record of previous events) for its removal;
2. The engines' exposure to corrosive elements such as dust, sand, pollution and salt (operation over and close to maritime environment) due to the intrinsic type of operation;
3. The engines' exposure to hot and dry environment due to the intrinsic type of operation;
4. The high content of sulfur in aviation fuel at international level.

4. RECOMENDAÇÕES DE SEGURANÇA || SAFETY RECOMMENDATIONS

RS nº 13/2016

À GENERAL ELECTRIC (GE)

Considerar a recomendação de *Removal Thresholds* mais conservadores e adequados com base na avaliação às pás da HPT dos motores CF6-80E1 dos diversos operadores no seguimento de ações como *Quick Turn* ou *Shop Visit*.

SR nº 13/2016

To GENERAL ELECTRIC (GE)

Consider the recommendation of more conservative and suitable *Removal Thresholds* based upon the HPT blade assessment of CF6-80E1 engines of the various operators following actions as *Quick Turn* or *Shop Visit*.

5. ALTERAÇÕES EFETUADAS NA SEQUÊNCIA DO INCIDENTE || CHANGES MADE FOLLOWING THE INCIDENT

A General Electric manteve a recomendação respeitante ao limiar de 3700 ciclos para a TAP na sequência dos dados adicionais sobre o evento com o ESN 811471 e dos motores que foram encaminhados para *Shop Visit* nos meses seguintes.

A TAP adoptou em vez, como medida mais conservadora, um limiar de 3400 ciclos para a remoção das pás do primeiro andar da Turbina de Alta Pressão.

Lisboa, 31 de maio de 2016

O Investigador Responsável

Hugo Alves

General Electric kept for TAP the recommendation concerning the 3700 cycle threshold following the additional inputs about the ESN 811471 event and the engines that were routed for Shop Visit in the following months.

TAP has instead adopted, as a more conservative measure, a 3400 cycle threshold for the removal of High Pressure Turbine stage one blades.

Lisbon, 2016, May 31th

The Investigator In Charge

Hugo Alves