



ÚSTAV PRO ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ
PŘÍČIN LETECKÝCH NEHOD
Beranových 130
199 01 PRAHA 99

CZ-15-110

ZÁVĚREČNÁ ZPRÁVA

**o odborném zjišťování příčin vážného incidentu
letadla Shorts SC7 Skyvan, poznávací značky OE – FDN,
dne 8. 4. 2015**

Praha

Prosinec 2017

Toto šetření bylo prováděno v souladu s nařízením Evropského parlamentu a Rady (EU) č. 996/2010, zákonem č. 49/1997 Sb., o civilním letectví a Přílohou č. 13 k Úmluvě o mezinárodním civilním letectví. Jediným účelem je prevence budoucích nehod a incidentů bez určování viny či odpovědnosti. Závěrečná zpráva, zjištění a závěry v ní uvedené, týkající se leteckých nehod a incidentů, eventuálně systémových nedostatků ohrožujících provozní bezpečnost, mají pouze informativní charakter a nemohou být použity jinak než jako doporučení pro realizaci opatření, která by zabránila vzniku dalších leteckých nehod a incidentů s obdobnými příčinami. Zhotovitel Závěrečné zprávy výslovně prohlašuje, že Závěrečná zpráva nemůže být použita pro stanovení viny či odpovědnosti v souvislosti s určením příčin letecké nehody či incidentu a nemůže být použita ani pro uplatnění nároků v případě vzniku pojistné události.

Vysvětlení použitých zkratk

AC	Alto cumulus
AMSL	Nad střední hladinou moře
AS	Alto stratus
ATC	Řízení letového provozu
BASE	Základna oblačnosti
BKN	Oblačno, až skoro zataženo
CAMO	Organizace k řízení zachování letové způsobilosti
CPL(A)	Průkaz způsobilosti obchodního pilota letounů
ČHMÚ	Český hydrometrologický ústav
CU	Cumulus
E	Východ
ETSA	Vojenské letiště Landsberg
FAA	Federální letecký úřad
FH	Letová hodina
FI (A)	Letový instruktor
FIR	Letová informační oblast
FL	Letová hladina
LKKT	Veřejné mezinárodní letiště Klatovy
N	Sever
NIL	Žádný
NM	Námořní míle
OVC	Zataženo
PF	Pilot řídící
PNF	Pilot neřídící
p/n	Číslo letecké části
SC	Stratocumulus
SCT	Polojasno
s/n	Výrobní číslo
ST	Stratus
STC	Doplňkové typové osvědčení
SW	Jihovýchod
TC	Typové osvědčení
TEC	Ekvivalentní počet cyklů
TOP	Horní hranice oblačnosti
UTC	Světový koordinovaný čas
ÚCL	Úřad pro civilní letectví
ÚZPLN	Ústav pro odborné zjišťování příčin leteckých nehod
VMC	Meteorologické podmínky pro let za viditelnosti

Použité jednotky

°C	Teplota ve stupních Celsia
ft	Stopa (jednotka délky - 0,3048 m)
g	Gram
hPa	Hektopascal (jednotka atmosférického tlaku)
KIAS	Indikovaná vzdušná rychlost v uzlech
km	Kilometr
kt	Uzel (jednotka rychlosti - 1,852 km·h ⁻¹)
lb	Libra (jednotka hmotnosti)
h	Hodina

m	Metr
min	Minuta
mm	Milimetr
MHz	Megahertz
NM	Námořní míle
RPM	Otáčky za minutu
s	Sekunda

A) Úvod

Provozovatel: Pink Aviations Services Luftverkehrsunternehmen GmbH&CoKG, Rakousko (dále jen „Pink Aviation Services“)

Výrobce a model letadla: Short Brothers, Irsko; SC7 Skyvan

Poznávací značka: OE – FDN

Místo: cca 15 NM SW od LKKT

Datum a čas: 8. 4. 2015, 13:36 (všechny časy jsou UTC)

B) Informační přehled

Dne 8. 4. 2015, během přeletu letadla SC7 Skyvan zahraničního provozovatele z letiště Landsberg na letiště Klatovy, přibližně v poloze při přeletu státní hranice České republiky, posádka zaslechla ránu z pravé strany letadla. Rána byla doprovázena poklesem otáček, krouticího momentu a tlaku oleje na pravém motoru. Současně došlo k úniku kouře ze zadní části pravého motoru. Krátce potom byl v kabině cítit zápach paliva a byl pozorován nepřetržitý pokles množství paliva v pravé nádrži. Instruktor po vzniku kritické situace převzal řízení, uplatnil postupy jednomotorového letu a dokončil let na LKKT. Přistání proběhlo v pořádku. Během pojíždění na stojánku došlo ke kontaminaci půdy unikajícím palivem. Kontaminaci zlikvidovala místní jednotka hasičů.

Provozovatel letounu odeslal hlášení o události na Austro Control dne 8. 4. 2015. Tuzemský zástupce provozovatele zaslal ÚZPLN oznámení incidentu dle předpisu L13 až po urgenci dne 13. 4. 2015. Po ověření a doplnění informací byla událost kvalifikována jako vážný incident. V souladu s mezinárodními standardy a doporučenými postupy byla odeslána notifikace dne 21. 4. 2015.

Příčinu vážného incidentu zjišťovala komise ÚZPLN ve složení:

Předseda komise: Ing. Lubomír Stříhávka
Člen komise: Ing. Stanislav Suchý

Zplnomocněné představitele jmenoval NTSB a AAIB Rakouska. Technické poradce jmenovali EASA a výrobce motoru. V roce 2017 nahradil předsedu komise Ing. Stanislav Suchý.

Závěrečnou zprávu vydal:

ÚSTAV PRO ODBORNÉ ZJIŠŤOVÁNÍ PŘÍČIN LETECKÝCH NEHOD
Beranových 130
199 01 PRAHA 99

Dne 18. prosince 2017

C) Hlavní část zprávy obsahuje:

- 1) Faktické informace
- 2) Rozbory
- 3) Závěry
- 4) Bezpečnostní doporučení
- 5) Přílohy

1 Faktické informace

1.1 Průběh letu

1.1.1 Provoz za posledních 30 dní před událostí

V průběhu posledních 30 dní před událostí bylo s letounem provedeno 75 letů s celkovým počtem 29:06 odpracovaných hodin. Letoun byl provozován z letišť Zeel am See (v době od 13. 3. 2015 do 29. 3. 2015), Klatovy a následně Landsberg (od 7. 4. 2015). Zde uskutečnil 10 letů s celkovým počtem 4:19 odpracovaných hodin.

1.1.2 Průběh kritického letu

Kritický let byl v pořadí pátý let dne 8. 4. 2015. Byl popsán na základě výpovědi instruktora a podle záznamu přehledového systému E2000. Let z ETSA na LKKT byl proveden jako let VFR bez letového plánu. Posádku tvořili instruktor (PNF) a pilot (PF). Kromě posádky nebyl nikdo další na palubě. Let měl být také využit jako výcvikový pro PF k nácvičkám letu na minimální rychlosti a pádům. Instruktor doslova uvedl: „...starting with Stall exercises...“

Let označený volacím znakem SHERPA2 byl zahájen vzletem z ETSA v 12:39 za VMC. Po stoupání do cestovní hladiny probíhal až do vzniku kritické situace na FL95 rychlostí¹⁾ 150 kt.

V 13:31:20, ve vzdálenosti cca 15 NM od LKKT (v poloze 49°16'37.49''N, 013°00'30.11''E), došlo ke snížení rychlosti na 80 - 110 kt. Tento úsek lze s největší pravděpodobností označit za dobu zahájení nácvičků pádů a také za dobu vzniku kritické situace. Let pak pokračoval rychlostí 120 - 130 kt s postupným klesáním až do přistání na RWY 27 LKKT v 13:42.

K průběhu kritické situace instruktor uvedl, že zaslechl ránu z pravé strany letadla. Ránu doprovázel pokles otáček, krouticího momentu a tlaku oleje na pravém motoru. Současně posádka zpozorovala únik kouře ze zadní části pravého motoru a krátce potom byl v kabině cítit zápach paliva. Instruktor převzal řízení a na vzniklou situaci reagoval nastavením ovládací páky pravého motoru na „Stop“. Současně přestavil vrtuli pravého motoru do praporu. Protože na centrálním panelu nesvítily signalizace požáru motoru a požár nebyl vizuálně pozorován, instruktor nepoužil hasicí systém motoru. Po zhodnocení situace uplatnil postupy jednomotorového letu a pokračoval na LKKT. Na palivoměru současně posádka pozorovala nepřetržitý pokles množství paliva v pravé nádrži a z prostoru za sebou cítila zápach paliva. Příčinu úniku a zápachu paliva zjistila až po zastavení na stojánce, když z pravé trupové nádrže vytékalo palivo do prostoru kabiny a pod podlahu. Mezerami v konstrukci letadla pak vytékalo spodní částí trupu ven do okolí.

1.2 Zranění osob

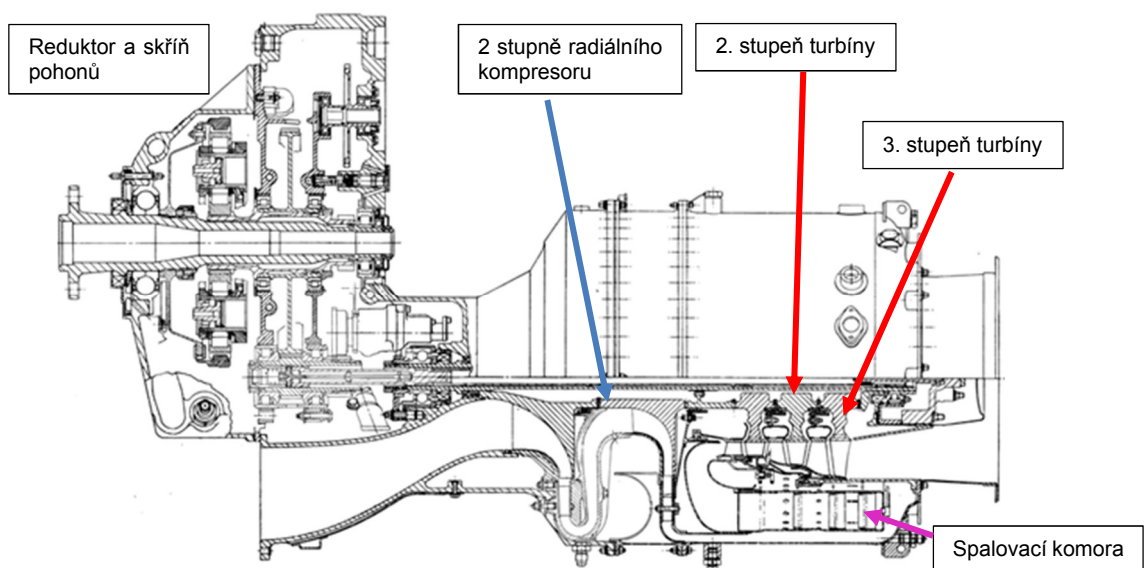
Zranění	Posádka	Cestující	Ostatní osoby (obyvatelstvo apod.)
Smrtelné	0	0	0
Těžké	0	0	0
Lehké/bez zranění	0/2	0/0	0/0

¹⁾ Rychlost odvozená ze záznamu systémového treku přehledového systému E2000 Asterix cat 62

1.3 Poškození letadla

Po přistání bylo technickou kontrolou zjištěno proražení spodní části pláště pravého motoru. Na motoru došlo k roztržení oběžného kola druhého a třetího stupně plynové turbíny. Rozměrově největší úlomky turbíny prorazily spalovací komoru a plášť motoru v místě rotoru třetího stupně plynové turbíny a skrze motorový kryt opustily letoun. Rozměrově menší úlomky způsobily vícenásobné proražení stěny trupu na pravé straně a proražení pryžového vaku palivové nádrže, viz obrázek č. 2. Úlomky nezasáhly nosné konstrukční prvky trupu letadla. Únikem paliva z palivové nádrže byl kontaminován přepravní prostor kabiny a prostor pod podlahou trupu letadla.

Poškozený motor byl odeslán na odbornou expertízu k výrobcí motoru a byl vyžádán technický nálezný k poškození motoru. Poškození ostatních částí letadla bylo řešeno opravou nebo výměnou.



Obrázek 1. Schéma částí motoru TPE331 (zdroj Honeywell).



Obrázek 2. Poškození trupu letadla a palivové nádrže.



Obrázek 3. Proražené těleso spalovací komory v místě 3. stupně turbíny a úlomky (zdroj Honeywell).

1.4 Ostatní škody

Během pojíždění po přistání na parkovací plochu vytékající palivo kontaminovalo povrch stojánky provozovatele v rozsahu plochy cca 80 - 100 m². Ke zmírnění následků úniku paliva byla povolána jednotka hasičů z města Klatovy.

1.5 Informace o posádce

1.5.1 Pilot

Pilot (při kritickém letu PF) seděl na levém sedadle. V kritické situaci předal řízení instruktorovi.

Muž - věk:	50 let
Průkaz způsobilosti:	CPL (A) vydaný 24. 3. 2015
Kvalifikace:	FI, IRI pro SEP/MEP, TMG, Aerobatics
Typová kvalifikace:	ve výcviku na typ SC7 Skyvan
Osvědčení zdravotní způsobilosti:	1. třídy, platné
Nálet celkem:	cca 10 000 h
Nálet jako PIC:	9 400 h
Nálet na typu SC7:	7 h 40 min
Za posledních 90 dní:	38 h
Za posledních 24 hod:	3 h 36 min

1.5.2 Instruktor

Instruktor (při kritickém letu PNF) seděl na pravém sedadle. Během letu plnil funkci instruktora pro typový výcvik pilota. V kritické situaci převzal řízení a dokončil let.

Muž - věk:	37 let
Průkaz způsobilosti:	CPL (A) vydaný 12. 3. 2001
Kvalifikace:	FI(A), SC7 Skyvan
Osvědčení zdravotní způsobilosti:	1. třídy, platné
Nálet celkem:	6 559 h 55 min
Nálet jako PIC:	5 714 h 22 min
Nálet na typu SC7:	5 800 h
Za posledních 90 dní:	26 h 48 min
Za posledních 24 hod:	3 h 36 min

1.6 Informace o letadle

1.6.1 Základní informace o letadle

Shorts SC7 Skyvan je dvoumotorové víceúčelové letadlo. Je výrobkem irské firmy Short Brothers & Harland. V současné době je držitelem TC firma Bombardier. Ve zprávě je dále použito označení SC7 Skyvan. Je poháněno dvěma turbovrtulovými motory Honeywell TPE331-2-201A a pětistými vrtulemi MTV. Předmětné letadlo bylo uzpůsobené pro přepravu a výsadky 20 parašutistů. Posádku tvoří dva piloti. Dne 28. 4. 2008 bylo schváleno pro provoz VFR den/noc a IFR.

Typ:	SC7 Skyvan
Poznávací značka:	OE-FDN
Rok výroby:	1979
Výrobní číslo:	SH1964
Celkový nálet:	6742:50 FH
Osvědčení kontroly letové způsobilosti:	platné do 2. 6. 2015
Potvrzení o údržbě a uvolnění do provozu:	platné
Pojištění odpovědnosti za škodu:	platné
MTOW:	5680 kg
Hmotnost při kritickém letu:	4638 kg
Množství paliva v době události:	1600 lb
Druh použitého paliva:	Jet A-1

1.6.2 Pohonné jednotky

Motor č. 1

Typ:	TPE331-2-201A
Výrobce:	Honeywell Aerospace, USA
Rok výroby:	1970
Výrobní číslo:	P90078
Celkový nálet:	14 680:54 h
Celkový počet cyklů:	26 888
Vrtule - typ:	MTV-27-1-E-C-F-R(G)/CFR235-55
Celkový nálet:	3 141 h
Výrobní číslo:	06158

Motor č. 2 (poškozený motor)

Typ:	TPE331-2-201A
Výrobce:	Honeywell Aerospace, USA
Rok výroby:	1974
Výrobní číslo:	P90259
Celkový nálet:	3 615,9 h
Celkový počet cyklů:	4931 / 5513,4 TEC
Vrtule - typ:	MTV-27-1-E-C-F-R(G)/CFR235-55
Celkový nálet:	3 141 h
Výrobní číslo:	06159

1.6.3 Údržba letadla

Poslední údržbové práce podle OMP-PAS-SC7 Rev. 2, v rozsahu 100 h/roční byly ukončeny dne 6. 3. 2015. V rámci těchto prací byla dne 26. 2. 2015 provedena kontrola

chodu motoru na zemi. Nebyly zaznamenány žádné odchylky od normálních provozních hodnot. Od těchto prací mělo letadlo ke dni vážného incidentu nalétáno 39,5 h.

1.6.4 Poškozený motor TPE331-2-201A, výr. č. P90259

S ohledem na dobu, po kterou byl motor provozován od jeho výroby, byla analýza historie provozu a jeho údržby popsána v Protokolu ENG-15-WA-018 o rozebírce motoru u výrobce.

V listopadu 2002 výrobce motoru vydal ke sledování limitů závazný servisní bulletin SB TPE331-A72-2111, který se zabývá metodikou počítání cyklů motoru, resp. ekvivalentního počtu cyklů - TEC.

K ověření technického resursu jednotlivých částí motoru, a zda nedošlo k vyčerpání nebo překročení limitů sledovaných částí s omezenou životností, byly zkontrolovány dostupné záznamy o provozu a údržbě motoru a jeho částí. Informace a podklady byly získány od provozovatele, ze záznamů CAMO a informací získaných od zahraniční údržbové organizace.

Motor byl vyroben v r. 1974 a dne 9. 8. 1974 byl namontován do letadla Skyvan pozn. značky G-455. Do 6. 1. 1977 motor odpracoval 222:35 h a v záznamu o provozu byla k tomuto datu zapsána poznámka: „*Power reduction in flight – engine removed for investigation*“. Až do 7. 11. 1991 nebyl v záznamníku motoru žádný zápis o jeho provozu. K datu 7. 11. 1991 bylo do záznamníku zapsáno: „*Engine has been prepared for long time storage. Fuel system inhibitor. All blanks fitted. Installed in armour bar pack bag with dessicant....*“ (dále je zápis nečitelný).

Motor byl podle záznamů výrobce ve výrobě v r. 1974 osazen kolem 3 stupně turbíny p/n 895539-1, s/n 3-01345-7010. V roce 1991 bylo na motoru, při počtu 392:00 h a 603 cyklů, vyměněno kolo 3 stupně turbíny za nové (p/n 868630-9, s/n 8-01345-6207). Letadla Skyvan pozn. značky G-455 a G-450 provozovalo vojenské letectvo Ghany.

Dne 19. 5. 1992 byl proveden zápis o montáži na letadlo pozn. značky G-450²⁾. Výchozí stav odpracovaných hodin byl zapsán s hodnotou 392:00 h a 603 cyklů do 22. 10. 1998, kdy byl nainstalován do letadla pozn. zn. OE-FDE³⁾, výr. č. SH1886. Do záznamníku motoru byl zapsán stav odpracovaných hodin 1 479:33 h a 1 881 cyklů.

Záznam (se stejnými hodnotami hodin a cyklů) pak pokračoval až od data 25. 2. 2004, kdy byla na motoru v zahraniční údržbové organizaci podle národního STC č. SE 383CH a SA 488CH provedena přestavba motoru na modifikaci Super 2.

Od data 28. 3. 2004 byly záznamy o provozu motoru výr. č. P90259 vedeny v elektronické podobě.

Dne 13. 6. 2006 vydal výrobce motoru Dočasnou revizi č. 72-144 příručky pro inspekce a opravy 72-IR-10, aby upozornil majitele na možnostech trhlin v nýtové díře. Při kontrolách horkých dílů (HSI) nařídil, že je nutné odstranit nýty, otvory zkontrolovat na trhliny a pokud jsou nalezeny trhliny, musí být rotor zlikvidován.

Dne 4. 1. 2011 byla provedena prohlídka horkých částí motoru (HSI) při celkovém počtu 2545 h a 3526 TEC.

²⁾ Letadlo výr. č. SH1904, později pozn. zn. OE-FDL mělo v 6/1995 nehodu a v současné době je vyřazeno.

³⁾ Dříve pozn. zn. C9-ASN.

Motor byl provozován na letadle pozn. zn. OE-FDE, výr. č. SH1886 až do 27. 9. 2012, kdy byl sejmut a dne 25. 11. 2012 namontován do letadla pozn. zn. OE-FDN, výr. č. SH1964. V té době měl motor odpracováno 2 679,2 h a 3 658 TEC. Poslední údaj uvedený v elektronické evidenci dat motoru ke dni vážného incidentu byl 3 615,9 h a 5 513,4 TEC. Současný provozovatel poskytl informaci, že letadla typu Skyvan postupně pořizoval od jiných zahraničních provozovatelů. Historie letadel je dostupná např. na www.airport-data.com/.

1.7 Meteorologická situace

1.7.1 Stav počasí podle ČHMÚ

Podle Odboru letecké meteorologie ČHMÚ byla meteorologická situace v prostoru vážného incidentu následující:

Po předním okraji tlakové výše postupovala okluzní fronta od severu k jihovýchodu a ovlivňovala zejména severovýchod ČR.

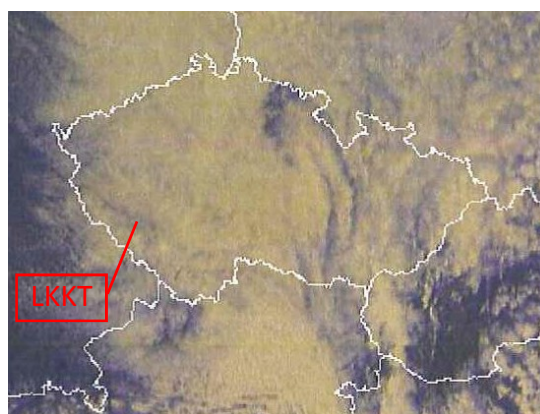
Přízemní vítr:	280°- 310°/ 4 - 14 kt
Výškový vítr:	ve FL050 340°/ 22 kt, FL100 020°/ 22 kt, FL180 020°/36 kt
Dohlednost:	proměnlivá v závislosti na základně oblačnosti, nad 10 km, na vrcholcích hor místy i pod 1 km
Stav počasí:	zataženo, místy oblačno a kouřmo, na vrcholcích hor místy mlha
Oblačnost:	BKN / OVC AS, AC, SC, izolované CU, ojediněle ST BASE 2700 – 4000 ft AMSL, TOP 6000 – 7500 ft AMSL
Výška nulové izotermy:	4000 – 5000 ft AMSL
Námraza:	slabá od 4000 ft AMSL

V 13:28:10 instruktor vyžádal od stanoviště FIC Praha informace o počasí. V tuto dobu se let nacházel cca 23,2 NM od LKKT.

1.7.2 Výpis ze zpráv SYNOP z meteorologických stanic dne 8. 4. 2015 v 13:00 a 14:00

TIME UTC	N	VITR KT	DOHL. M/KM	STAV POCASI	OBLACNOST FT(!)AGL	TEPL. ST.C	R.BOD ST.C	MAX KT
1300								
Příměda	7	310 4	18km		7 SC 1800	7.0	1.1	
Plzeň	8	VRB 4	13km		8 SC 2600	9.2	2.8	
Churáňov	8	320 6	9000 BR		8 SC 1400	4.0	-1.0	
Vel. Javor	8	310 12	0800 BCFG		7 CU ////	0.0	-0.2	
Kocelovice	8	290 12	9000 BR		8 SC 2100	7.0	2.1	
1400								
Příměda	7	300 4	22km		7 SC 1900	7.5	1.1	
Plzeň	8	330 6	18km		8 SC 2900	9.7	2.4	
Churáňov	8	310 6	8000 BR		8 SC 1400	3.4	-0.6	
V. Javor	A	320 14				0.0	-0.1	
Kocelovice	8	290 8	9000 BR		8 SC 2200	7.1	2.2	

N = celkové pokrytí, MAX = náraz větru v průběhu, A automatická stanice



Obrázek 4. Satelitní snímek rozložení oblačnosti (zdroj ČHMÚ).

1.8 Radionavigační a vizuální prostředky

NIL

1.9 Spojovací služba

Let proběhl ve FIR Mnichov a FIR Praha. Posádka byla ve spojení s příslušnými stanovišti ATS.

1.10 Informace o letišti

Vzlet byl uskutečněn z letiště Landsberg. Přistání bylo na letišti Klatovy, které je veřejné vnitrostátní letiště. Travnatá RWY 09L/27R má rozměry 820 x 75 m. Nadmořská výška ARP je 1299 ft / 396 m. Travnatá RWY 09R/27L má rozměry 820 x 25 m.

1.11 Letové zapisovače a ostatní záznamové prostředky

Na letounu nebyl žádný letový zapisovač ani zařízení, jehož záznam by mohl být využit k rozboru letu. Pro potvrzení trasy letu byl využit záznam systémů zpracování přehledových dat pořízený na specializovaném pracovišti oddělení IATCC Jeneč a záznam radiové korespondence posádky s FIC Praha.

1.12 Popis místa vážného incidentu

NIL

1.13 Lékařské a patologické nálezy

NIL

1.14 Požár

Palivo unikající z poškozené nádrže do kabiny a prostoru podlahy letadla zvýšilo riziko možného vzniku požáru letadla za letu.

1.15 Pátrání a záchrana

Nebylo organizováno

1.16 Testy a výzkum

Demontáž motoru se uskutečnila za dozoru zplnomocněného představitele jmenovaného NTSB u výrobce ve dnech 24. -26. června 2015. Zpráva o demontáži motoru u výrobce (ENG-15-WA-018) byla poskytnuta ÚZPLN a je součástí spisu k uvedené události. Ze zprávy vyplývá, že konstrukce motoru v místě spalovací komory byla proražená ve dvou místech cca v rovině kola třetího stupně turbíny.

Vstupní ústrojí 1. stupně turbíny bylo neporušené, ale přední hrany a zadní hrany přibližně dvou třetin lopatek byly v blízkosti středního rozprašovače popraskané. Kolo 1. stupně turbíny bylo neporušené, nicméně konce náběžných hran lopatek byly poškozeny. Zuby přední a zadní spojky byly celé, ale mírně deformované.

Vstupní ústrojí 2. stupně turbíny bylo neporušené, nicméně přední hrany přibližně 1/3 lopatek byly ohnuty v důsledku kontaktu s rotorem 1. stupně. Zadní okraje všech lopatek byly poškozené a přibližně 1/3 lopatek byla ulomená.

Kolo 2. stupně turbíny, stator a kolo 3. stupně turbíny nebyly při demontáži nelezeny.

Hlavní hřídel byla zlomená ve dvou místech; těsně za kolem 2. stupně kompresoru a za diskem druhého stupně turbíny.

Mezi nalezenými úlomky byly dva kusy statoru 3. stupně turbíny a úlomek kola turbíny. Poškození jsou na obrázcích v příloze 1.

Výrobce motoru, na základě nálezu při demontáži motoru, provedl fraktografickou expertízu lomové plochy fragmentu oběžného kola 3. stupně turbíny, chemickou analýzu materiálu, z něhož bylo kolo vyrobeno a analýzu s cílem stanovit počet motorem odpracovaných cyklů. Zprávu výrobce „ERS-ASYS-PENG-MA-0000350“ ÚZPLN obdržel 22. srpna 2017.

V souvislosti s inspekcí motoru prováděnou zahraniční organizací oprávněnou k údržbě komise vyžádala doplňující informace podstatné pro hodnocení způsobu provedení kontroly oběžného kola 3. stupně turbíny. Tyto informace ÚZPLN obdržel dne 18. září 2017.

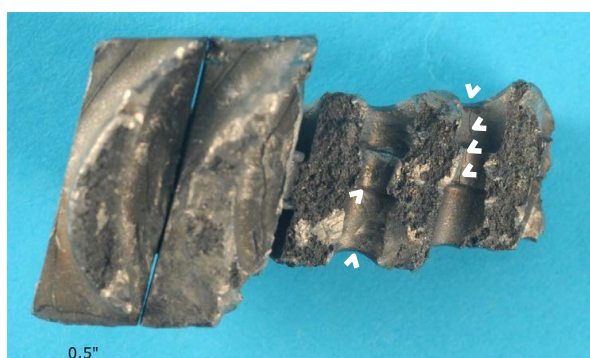
1.16.1 Expertíza fragmentu kola 3. stupně turbíny

Podle zprávy výrobce motoru (ERS-ASYS-PENG-MA-0000350), cílem expertízy bylo určit způsob lomu fragmentu kola 3. stupně turbíny, identifikovat slitinu, ze které byl vyroben a veškeré praskliny v nýtovém otvoru.

Zkoumaný fragment obsahoval oblast se stojinami a profilovanými plochami 5 roztržitých lopatek viz obrázek č. 5 a obrázek č. 6.



Obrázek č. 5 Pohledy zobrazující přední (A) a zadní (B) stranu fragmentu kola třetího stupně (zdroj Honeywell)



Obrázek č. 6 Pohledy zobrazující místa trhlin fragmentu kola třetího stupně (zdroj Honeywell).

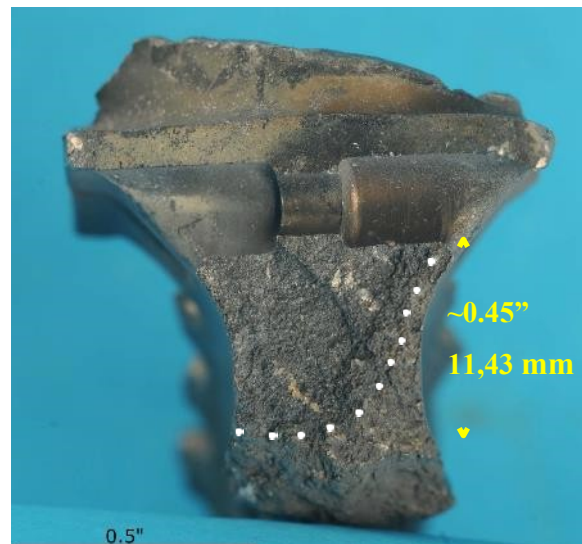
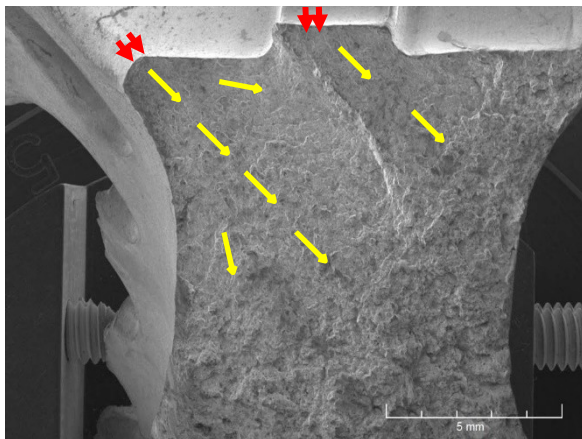
K lomům došlo napříč dvěma profilovanými plochami a třemi stojinami lopatek. K radiálnímu oddělení došlo přes nýtové otvory na obou stranách fragmentu.

Červené šipky na obrázku č. 5 identifikují primární lomy povrchu vystupující ze zadního rohu otvoru nýtu. Bílé šipky na obrázcích č. 5 a č. 6 určují trhliny v děrách nýtů.

Vizuální kontrola oblastí v okolí nýtových otvorů odhalila trhliny v osových středech (malého průměru) u alespoň 2 otvorů. Ve dvou nedotčených otvorech byly ještě stále uchyceny nýty. Ve 3 ze 4 rohových rádiů na zadní i přední straně byly rovněž pozorovány trhliny.

Rysy lomu na profilovaných plochách a na rozlomených sloupcích naznačovaly přetížení. Vlastnosti lomu byly typické pro únavu materiálu.

Detailní zkoumání pomocí rastrovacího elektronového mikroskopu (SEM) potvrdilo režim únavového lomu. Primární lom vycházel radiálně z rohu nýtového otvoru na zadní straně kola 3. stupně turbíny, viz obrázek č. 7 a druhý únavový lom z plochy nejmenšího průměru u základny nýtového otvoru. Lom se působením únavy rozšířil vnitřním směrem do vzdálenosti přibližně 11,43 mm. Poté došlo ke konečnému oddělení segmentu stojin z důvodu přetížení.



Obrázek č. 7 Pohledy zobrazující povrch lomu fragmentu kola 3. stupně turbíny. Červené šipky ukazují místo vzniku trhliny a žluté šipky směr šíření trhliny (zdroj Honeywell).

1.16.2 Hustota šíření trhlín

Na povrchu lomu byla provedena studie hustoty striací (stop cyklického zatěžování na lomové ploše) s využitím empirických výpočtů striací pozorovaných na digitálních snímcích. Analýza naznačovala, že mezi trhlínami o hloubce 0,305 mm a 7,874 mm vzniklo celkem 12 000 striací.

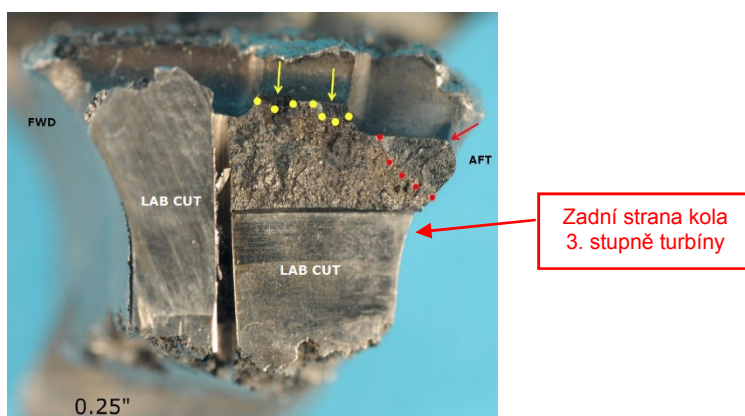
Vzhledem k významnému rozdílu mezi evidovanými TEC (5513) a analýzou hustoty striací na fragmentu (12 000 striací/cyklů rozšíření mezi hloubkou 0,305 mm a 7,874 mm) výrobce motoru na vzorku materiálu Mar-M247 testoval rychlost růstu cyklických trhlín a následně provedl studii hustoty striací za známých podmínek za účelem určení, zda je nezbytná úprava vztahu pro daný materiál a pro větší přesnost předpovědi chování šíření trhlín.

Úpravou vztahu vytvořenou pro materiál Mar-M247, aplikovanou na data získaná analýzou, výrobce snížil celkový počet akumulovaných striací z 12 000 na 4 230 v rozmezí hloubek trhlin od 0,305 mm do 7,874 mm.

Zkoumání zadní strany fragmentu pomocí SEM potvrdilo přítomnost trhlin. Nebylo viditelné, že by působení únavy začalo vlivem nedokonalosti povrchu (známek obrábění). Plocha jedné trhliny byla zkoumána po příčném řezu fragmentu v místě otvoru nýtu, viz obrázek č. 8. Odkrytí trhliny v rozsahu poloměru reprezentativního nýtového otvoru na zadní straně odhalilo šíření únavového lomu o hloubce cca 1,778 mm z rádiu rohu otvoru.

1.16.3 Chemická analýza materiálu

Rentgenová energiově disperzní (EDX) analýza potvrdila, že materiálem, z něhož bylo kolo vyrobeno, je Mar-M247 v souladu s technickými specifikacemi. Mikrostruktura kola odpovídala materiálu Mar-M247. Nebyly pozorovány žádné defekty na materiálu nebo mikrostrukturální jevy naznačující možnost působení vysokých provozních teplot.



Obrázek č. 8 Pohled zobrazující trhliny v otvoru pro nýt, na zadní straně fragmentu kola 3. stupně turbíny. Červená šipka ukazuje místo vzniku trhliny na radiu otvoru a žluté šipky směr šíření trhliny ve vnitřním otvoru. Tečky vyznačují šíření trhlin (zdroj Honeywell).

1.16.4 Inspekce horkých částí motoru (HSI)

Poslední prohlídka se uskutečnila dne 4. 1. 2011. Z dokladů zahraniční organizace oprávněné k údržbě vyplynulo, že provedla inspekci horkých částí motoru (HSI) dle „72-IR-10 rew. 9. - Garrett TPE331 Turboprop Aircraft Engine Inspection manual“, při celkovém počtu provozu motoru 2545 h a 3526 TEC.

V průběhu HSI byla provedena vizuální kontrola kola 3. stupně turbíny a nedestruktivní zkouška s použitím ZYGLO fluorescenčního zařízení (Fluorescent Penetrant Inspection – FPI). ÚZPLN obdržel doplňující informaci, že v průběhu zkoušky nýty nebyly vyjmuty. Z protokolu o zkoušce vyplývá, že na kole 3. stupně turbíny nebyly nalezeny žádné anomálie.

1.17 Informace o provozních organizacích

Provozovatel má platné Osvědčení leteckého provozovatele. Dne 19. 2. 2015 oznámil podle AIP GEN 1.2.9 leteckému úřadu České republiky dočasné provádění leteckých prací – parašutistických výsadek pro rok 2015 na území ČR.

1.18 Doplnkové informace

NIL

1.19 Způsoby odborného zjišťování příčin

Odborné zjišťování příčin vážného incidentu probíhalo podle národního předpisu L 13, v souladu s Nařízením Evropského parlamentu a Rady (EU) č. 996/2010.

2 Rozbory

2.1 Všeobecně

Při rozboru a stanovení příčin vzniku vážného incidentu byla využita svědectví instruktora, záznamy z dostupné technické dokumentace a zpráva o demontáži motoru u výrobce (Protokol ENG-15-WA-018), analýza výrobce ERS-ASYS-PENG-MA-0000350 a informace zahraniční organizace oprávněné k údržbě.

2.2 Provozní aspekty

2.2.1 Kvalifikace a zkušenosti letové posádky

Pilot byl způsobilý pro uskutečnění letu, který byl využit k výcviku pro získání typové kvalifikace. Až do vzniku kritické situace byl ve funkci PF a řídil letadlo. Měl odpovídající leteckou praxi.

Instruktor zahájil předmětný let jako PNF a plnil funkci instruktora typového výcviku pro PF. Pro plnění funkce instruktora měl odpovídající leteckou praxi. Po vzniku kritické situace převzal řízení a bezpečně dokončil let.

2.2.2 Stav letadla

Údržba a provoz letadla a motorů byly před vznikem poruchy motoru prováděny v souladu s požadavky OMP-PAS-SC7 Rev. 2 a držitele TC letadla. Stav letadla odpovídal jeho stáří a počtu odpracovaných hodin. Za posledních 30 dní před vážným incidentem nebyl zaznamenán žádný poruchový stav systémů letadla a pohonných jednotek. Letoun byl schválen pro provoz v daných podmínkách.

Vzniklá poškození letadla byla v souvislosti s poruchou plynové turbíny motoru č. 2. Když došlo k roztržení oběžného kola 2. a 3. třetího stupně plynové turbíny, rozměrově největší úlomky prorazily spalovací komoru a plášť motoru a skrze motorový kryt opustily letoun. Současně rozměrově menší úlomky způsobily vícenásobné proražení stěny trupu na pravé straně a proražení pryžového vaku palivové nádrže.

Úlomky nezasáhly nosné konstrukční prvky trupu letadla. Únikem paliva z palivové nádrže byl kontaminován přepravní prostor kabiny a prostor pod podlahou trupu letadla.

2.3 Porucha turbíny

2.3.1 Analýza historie motoru č. 2 (v. č. P90259)

Výrobce vydal servisní bulletiny za účelem sledování částí motoru s omezenou životností. Bulletiny se vztahují na metodiku pro výpočet cyklů motoru dle druhu provozu.

Bulletin TPE/TSE331-72-0019 se uplatňuje v provozu, kde počet vzletů a přistání je roven počtu cyklů spuštění/vypnutí motoru.

Bulletin TPE331-A72-2111 vydaný v r. 2002 se uplatňuje ve speciálním režimu provozu⁴⁾, kterým je např. zemědělská činnost, výsadky nebo „cargo“ provoz, při kterém se počet vzletů a přistání nerovná počtu cyklů spuštění / vypnutí motoru.

Výrobce v Bulletinu TPE331-A72-2111 stanovil vzorec pro výpočet celkových ekvivalentních cyklů a vydal doporučení, že pokud za dobu provozu před účinností bulletinu nejsou známa data o počtu vzletů a přistání během cyklu spuštění/vypnutí motoru, poměr šesti vzletů a přistání na jeden hlavní cyklus může být použit k určení celkových ekvivalentních cyklů (TEC).

Vzhledem k dlouhé době od výroby motor v.č. P90259 vystřídal oba uvedené typy provozu. Mezi částí se sledovanou životností je zahrnuto mimo jiné i kolo 3. stupně turbíny. Technická životnost kola dle bulletinu TPE331-A72-2111 byla stanovena na 6 000 TEC.

V dostupné dokumentaci, která byla doložena současným provozovatelem bylo prokázáno, že do roku 2004 byly data a záznamy o provozu vedeny dřívějšími provozovateli v záznamníku motoru ručně psaným zápisem. Od roku 2004 současný provozovatel vede dokumentaci v elektronické podobě. Vkládaná data jsou přepisována z ručně vyplňovaných denních záznamů o provedení letu příslušným letadlem.

Ze záznamů vyplývá, že motor byl vyroben v r. 1974 jako typ TPE331-2-201A, vyr. č. P90259. Do 6. ledna 1977 odpracoval 222:35 hodin. Důvodem ukončení provozu motoru byla jeho demontáž z letadla a blíže nespecifikované zahájení vyšetřování. Od tohoto data až do listopadu 1991 nebyl provozován a byl dlouhodobě uložen.

Další záznamy pokračují až od 16. května 1992, s počtem odpracovaných hodin 392:00 a prvním záznamem o počtu 603 cyklů. S ohledem na předchozí, doba mezi 222:35 až 392:00 h nebyla dřívějším provozovatelem zdokumentována.

Od 26. 5. 1992 do 22. 10. 1998 byly záznamy o provozu vedeny v záznamníku motoru. Ke dni 22. 10. 1998 motor celkem odpracoval 1 479:33 h a 1 881 cyklů⁵⁾. Dne 4. 11. (1998)⁶⁾ byl motor zakonzervován, jeho další provoz pokračoval až v roce 2004.

Ze záznamů je nejistý druh provozu v době používání letounu v podmínkách vojenského letectva Ghany. Zejména nelze zjistit, zda mezi jednotlivými cykly spuštění / zastavení motoru došlo nebo nedošlo k vícenásobnému přistání. Po vydání Bulletinu TPE331-A72-2111 k 25. 2. 2004 nebyl započítán zvýšený počet cyklů.

Ze dne 25. 2. 2004 je poslední zápis v záznamníku motoru, kdy ve schválené údržbové organizaci proběhla podle dánského STC č. SE 383CH a SA 488CH přestavba na modifikaci Super 2. Současně byla vykonána kontrola převodovky (GBI) a prohlídka horkých částí motoru (HSI). Podle vyjádření výrobce motoru, přestavba na modifikaci Super 2 spočívá v úpravě silové části motoru. V konkrétním případě se jednalo o spojení generátorové části motoru TPE331-2 a silové části z motoru typu TPE331-6.

⁴⁾ Provoz se zvláštním využitím je definován jako stav přibývání hlavních a menších cyklů motoru, který je instalován v letadle, které dělá více vzletů a přistání bez vypnutí motoru. Hlavním cyklem je start, vzlet, přistání a vypnutí motoru. Menší cyklus, ke kterému dochází v rámci hlavního cyklu, je další přistání s redukcí otáček motoru na pozemní volnoběh bez vypnutí motoru a následným vzletem.

⁵⁾ Ze záznamu je patrné, že počet cyklů motoru lze počítat 1cykl = 1 vzlet/přistání

⁶⁾ Rok není zapsán, ale podle rukopisu záznamu lze předpokládat, že jde o rok 1998

Dne 8. 4. 2004 byl motor namontován do letadla pozn. zn. OE-FDE, výr. č. SH1886. Od data 28. 3. 2004 byly záznamy o provozu současným provozovatelem vedeny v elektronické podobě. Za celé období od r. 2004 až do 2015 provozovatel evidoval 3 632 TEC odpracovaných motorem.

2.3.2 Analýza historie kola 3. stupně turbíny v motoru v.č. P90259

Motor byl podle záznamů výrobce ve výrobě v r. 1974 osazen kolem 3. stupně turbíny p/n 895539-1, s/n 3-01345-7010. V roce 1991 bylo na motoru při počtu 392:00 h a 603 cyklů, vyměněno kolo 3. stupně turbíny za nové (p/n 868630-9, s/n 8-01345-6207). Počet hodin a výpočet cyklů motoru pokračoval podle metodiky bulletinu TPE/TSE331-72-0019 až do r. 1998 (celkem 1 479:33 h a 1 881 cyklů).

Vzhledem k nejasnému záznamu o odpracovaných hodinách v období let 1977 až 1991 (tedy od počtu hodin odpracovaných motorem od 222:35 do 392:00) a s ohledem na fakt, že kolo bylo při počtu 603 cyklů vyměněno za nové, nemá rozdíl neprokázané odpracované doby ($392:00 - 222:35 = 169:25$) vliv na výpočet technické životnosti kola 3. stupně turbíny s/n 8-01345-6207.

V záznamech vedených od roku 2004 (po přestavbě motoru) a přechodu na speciální provoz byl uplatněn výpočet TEC podle bulletinu TPE331-A72-2111. Podle karty záznamu o provozu kola 3. stupně turbíny byla pro výpočet TEC jako výchozí hodnota zadána hodnota do té doby odpracovaného celkového počtu cyklů motoru (1 881 cyklů). Počet cyklů odpracovaných od montáže kola 3. stupně turbíny do motoru v roce 1991 (výchozí hodnota pro další stanovení TEC) měl být o 603 cyklů nižší - 1 278 cyklů ($1\ 881 - 603 = 1\ 278$). V údržbové organizaci, která provedla přestavbu motoru v roce 2004, nedošlo k žádné opravě výchozí hodnoty pro výpočet cyklů odpracovaných kolem 3. stupně turbíny.

Po vážném incidentu byl ke dni 8. 4. 2015 provozovatelem doložen konečný stav odpracovaných hodin motoru 3 615,9⁷⁾ h, 4 931 cyklů, resp. 5 513,4 TEC. Provozovatel vypočítal zbytek technické životnosti kola 3. stupně turbíny na 487 TEC ($6\ 000 - 5\ 513 = 487$). Jestliže se sníží TEC pro kolo 3. stupně turbíny o 603 cyklů, k poruše kola došlo již při 4910 TEC uváděných provozovatelem.

Z dokumentů o prohlídce horkých částí motoru (HSI) dne 4. 1. 2011 vyplývá, že se uskutečnila při celkovém počtu 2 545 h a 3 526 TEC a tedy k poruše došlo po 1987,4 TEC od provedení HSI. Součástí prohlídky byla vizuální kontrola kola 3. stupně turbíny a nedestruktivní zkouška s použitím FPI. Na kole 3. stupně turbíny nebyly zjištěny žádné anomálie. Ze sdělení zahraniční organizace oprávněné k údržbě ale vyplynulo, že v průběhu vizuální kontroly a FPI nýty nebyly vyjmuty z otvorů v kole 3. stupně turbíny.

2.3.3 Porucha kola 3. stupně turbíny

Ačkoli kolo 2. stupně turbíny, stator a kolo 3. stupně turbíny se v poškozeném motoru nenacházely, struktura motoru včetně umístění protržení pláště v sekci turbín vykazovala známky porušení a oddělení části materiálu kol 2. stupně a 3. stupně turbíny. Bylo možné zkoumat pouze úlomek kola 3. stupně turbíny.

⁷⁾ Provozovatel vede sledování odpracované doby v elektronické podobě a přijal formát sledování času v desetínách hodiny

Hodnocení poruchy kola 3 stupně turbíny bylo rozděleno na několik částí. Prvotní nedestruktivní hodnocení bylo doplněno hodnocením po řezu fragmentu (destruktivním) a výpočtovými analýzami.

Pro fraktografické hodnocení lomových ploch byl na fragmentu kola 3. stupně turbíny vybrán, jak vyplývá ze zprávy výrobce motoru (ERS-ASYS-PENG-MA-0000350), lom, který vycházel z oblasti rohového rádia a středu nýtového otvoru na zadní straně kola.

Expertíza lomové plochy pomocí rastrovacího elektronového mikroskopu (SEM) prokázala, že k oddělení upevňovací části kola 3. stupně turbíny obsahujícího 5 lopatek došlo v důsledku režimu nízkofrekvenčního únavového lomu (LCF).

Lom se působením únavy rozšířil vnitřním směrem do vzdálenosti cca 11,43 mm. Poté došlo ke konečnému oddělení upevňovacího segmentu z důvodu přetížení.

Detailní zkoumání odhalilo trhliny v osových středech (malého průměru) u několika otvorů a byly rovněž zjištěny v rádiích nýtů v rozích na zadní a přední straně.

Plocha trhliny byla zkoumána po příčném řezu fragmentu v místě otvoru nýtu. Nebylo viditelné, že by trhliny souvisely s nedokonalostmi povrchu (známkami obrábění).

2.3.4 Analýza hustoty striací

Analýza hustoty rýhování s využitím empirických výpočtů striací pozorovaných na digitálních snímcích lomu pomocí SEM naznačovala, že se postupně vytvořilo přibližně 12 000 striací o hloubce trhlín mezi 0,305 mm a 7,874 mm.

Na údaje týkající se hustoty striací naměřené pomocí SEM na odlomeném fragmentu kola 3. stupně turbíny byla výrobcem použita úprava vztahu pro materiál Mar-M247. Úpravou vztahu výrobce snížil celkový počet akumulovaných striací z 12 000 cyklů na 4 230 cyklů v rozmezí hloubek trhlín od 0,305 mm do 7,874 mm.

Výrobce motoru na základě analýzy výskytu a šíření trhlín vyslovil hypotézy, že:

- Pokud k iniciaci trhliny došlo při nebo blízko intervalu provedení HSI (3 526 TEC) a trhlina nebyla zjištěna pomocí FPI, pak kolo 3. stupně turbíny dosáhlo 7 756 TEC ($3\,526 + 4\,230 = 7\,756$).
- Pokud šíření trhliny probíhalo v době HSI (3 526 TEC) a nebyla zjištěna pomocí FPI, pak vznik trhliny začal při 1 283 TEC ($5\,513 - 4\,230 = 1\,283$). To se ale neshoduje s předpoklady o bezpečné životnosti.

Komise ÚZPLN upřednostňuje z obou hypotéz, odvozených na základě analýzy hustoty striací (cyklů) pro daný materiál, jako pravděpodobnější předpoklad, že iniciační trhlina nebyla zjištěna v průběhu HSI.

2.3.5 Analýza materiálu

Složení materiálu výrobce stanovil metodou Rentgenové energiově disperzní (EDX) analýzy. Mikrostruktura kola odpovídala materiálu Mar-M247. Nebyly pozorovány žádné defekty na materiálu nebo mikrostrukturální jevy naznačující možnost působení vysokých provozních teplot. Analýza EDX potvrdila, že materiálem, z něhož bylo kolo vyrobeno, je Mar-M247 v souladu s technickými specifikacemi.

2.4 Analýza postupu posádky při vzniku kritické situace

Přibližně 3 minuty před vznikem kritické situace se instruktor obrátil s dotazem na FIC Praha, aby si upřesnil aktuální meteorologickou situaci. Na trati letu ve FIR Praha

v čase 13.00 - 14.00 bylo převážně zataženo SC oblačností, místy ST se zakrytím vrcholů nejvyšších hor. Bezprostředně před vznikem kritické situace let probíhal na FL95 rychlostí 150 kt.

Po vzniku poruchy motoru instruktor převzal řízení a uplatnil nouzové postupy v souladu s letovou příručkou SC7-AFM, sec. 3 Emergency Procedures. Na základě vizuálního ověření, že na motoru nevznikl požár a ani tento stav nebyl systémy letadla signalizován, pokračoval v letu na LKKT. Postupy uvedené v letové příručce jsou upraveny podle materiálu Regulatory Information 94-26-07 AlliedSignal Inc. vydaného FAA.

Nepřetržitý pokles množství paliva v pravé trupové nádrži pozorovaný posádkou byl důsledkem protržení nádrže úlomky z motoru. Palivo vytékalo do prostoru kabiny, pod podlahu, mezerami v konstrukci letadla pak vytékalo spodní částí trupu ven do okolí.

Přistání proběhlo v pořádku. Posádka nebyla zraněna.

3 Závěry

3.1 Zjištění

Provozní aspekty

- oba členové letové posádky byli způsobilí pro uskutečnění letu,
- instruktor měl kvalifikaci pro vedení letového výcviku k získání typové kvalifikace SC7 Skyvan,
- letadlo mělo platné Osvědčení o kontrole letové způsobilosti a platné Potvrzení o údržbě a uvolnění do provozu,
- meteorologické podmínky byly vyhovující pro uskutečnění letu,
- během letu došlo k poškození pravého motoru a motor byl v souladu s AFM odstaven z provozu,
- instruktor (PNF) převzal po vzniku kritické situace řízení od pilota a uplatnil postup jednomotorového letu,
- na základě vizuálního ověření, že na motoru nevznikl požár a ani tento stav nebyl systémy letadla signalizován, pokračoval v letu na LKKT
- plánovaný zámysl letové posádky provést nácvik letu na minimální rychlosti a nácvik pádů nebyl po vzniku kritické situace uskutečněn,
- instruktor v tomto režimu dokončil let bezpečným přistáním na LKKT.

Technické aspekty

- kolo 3. stupně turbíny p/n 868630-9, s/n 8-01345-6207 bylo namontováno při 603 cyklech motoru,
- analýzou provozní dokumentace motoru byly zjištěny nesprávně zadané počty odpracované kolem 3. stupně turbíny p/n 868630-9, s/n 8-01345-6207 a tato chyba se promítla i do elektronicky vedené evidence CAMO,
- přestavba motoru na modifikaci Super 2 byla podle dánského STC č. SE 383CH a SA 488CH při počtu 1 881 cyklů a kolo 3. stupně turbíny mělo při přestavbě odpracováno 1 278 cyklů,

- pro následující provoz motoru byl aplikován postup stanovený bulletinem TPE331-A72-2111 pro zjištění odpracovaného ekvivalentního počtu cyklů (TEC) kolem 3. stupně turbíny,
- při prohlídce horkých částí motoru (HSI), uskutečněné zahraniční organizací oprávněnou k údržbě při celkovém počtu 2 545 h a 3 526 TEC, nebyly na kole 3. stupně turbíny zaznamenány žádné anomálie,
- ze sdělení organizace oprávněné k údržbě vyplynulo, že v průběhu vizuální kontroly a FPI nýty nebyly vyjmuty, což nebylo v souladu s pokyny v příručce pro údržbu, které při kontrole vyžadují odstranění nýtů,
- komise ÚZPLN nebyla ze získané dokumentace schopna posoudit, do jaké míry způsob provedení vizuální kontroly a FPI ovlivnil výsledek,
- k porušení kola 3. stupně turbíny došlo při celkovém počtu 3 615,9 h provozu motoru a při 5 513,4 TEC uváděných provozovatelem, to znamená při 1 987,4 TEC po prohlídce horkých částí motoru (HSI),
- kolo 3. stupně turbíny dle provozní dokumentace provozovatele odpracovalo 4 910 TEC do poruchy,
- místo proražení vnějšího pláště motoru a poškození struktury motoru odpovídalo roztržení kol 2. a 3. stupně turbíny a oddělení kusů statoru,
- z kritických částí - kol 2. a 3. stupně turbíny se zachoval pouze úlomek z kola 3. stupně turbíny obsahující 5 lopatek,
- analýza úlomku z kola 3. stupně turbíny potvrdila šíření trhliny způsobené únavovým lomem, který vycházel radiálně z rohu nýtového otvoru na zadní straně kola turbíny,
- lom se působením únavy rozšířil vnitřním směrem do vzdálenosti cca 11,43 mm a poté došlo ke konečnému oddělení upevňovacího segmentu z důvodu přetížení,
- v okolí nýtového otvoru se nacházely trhliny ve střední části a v rádiu několika nýtových otvorů na zadní i přední straně,
- pokud by se tyto trhliny vyskytovaly již v době prohlídky horkých částí motoru a použití metody FPI, nýty ponechané v otvorech při prohlídce je mohly zakrývat,
- mikrostruktura úlomku z kola 3. stupně turbíny odpovídala materiálu Mar-M247 v souladu s technickými specifikacemi,
- spolehlivý život kola 3. stupně turbíny byl výrobcem stanoven na 6 000 TEC,
- na základě testování materiálu Mar-M247 výrobce upravil odhad na 4 230 cyklů od vzniku trhlin k jejich šíření od 0,305 mm do 7,874 mm,
- za předpokladu, že ke vzniku trhlin došlo při nebo blízko intervalu provedení HSI, ale nebyly zjištěny, kolo 3. stupně turbíny by mělo odpracovaných 7 756 TEC.

3.2 Příčina

Příčinou vážného incidentu byla úplná ztráta výkonu pravého motoru kvůli porušení celistvosti kola 2. a 3. stupně turbíny, které vedlo k proražení vnějšího pláště motoru, poškození palivových nádrží letounu a vypnutí motoru. Mechanismus roztržení kola 2. stupně turbíny nemohl být kvůli chybějícím důkazům určen. U kola 3. stupně

turbíny došlo k roztržení v důsledku únavového lomu, který vycházel z rohu nýtového otvoru.

Faktory, které pravděpodobně mohly mít vliv na vznik poruchy:

- absence údajů o způsobu provozu vedla k tomu, že při přestavbě motoru v roce 2004, nedošlo k opravě výchozí hodnoty pro výpočet ekvivalentních cyklů odpracovaných kolem 3. stupně turbíny a v důsledku toho překročení doby života kola 3. stupně turbíny stanovené výrobcem,
- při prohlídce metodou FPI nebyly odstraněny nýty v otvorech kola 3. stupně turbíny, což nebylo v souladu s pokyny v příručce pro údržbu a toto mohlo omezit objevení trhlin.

4 Bezpečnostní doporučení

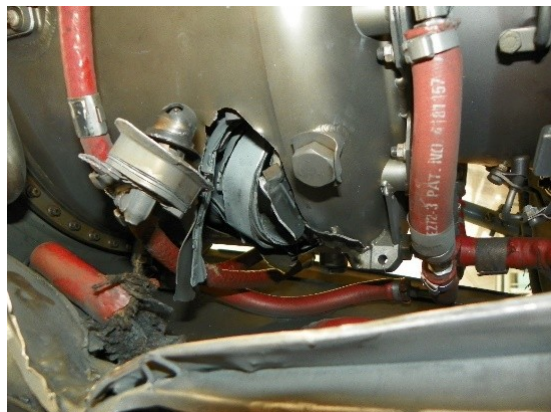
ÚZPLN vydává následující bezpečnostní doporučení:

4.1 FAA a EASA je doporučeno spolu s výrobcem motoru zvážit přijetí vhodných opatření, aby se zajistila kvalita a včasná detekce trhlin disku kola turbíny motoru TPE 331 technikou nedestruktivní zkoušky inspekcí fluorescenčního penetrantu (FPI).

5 Přílohy

Poř. č.	Název přílohy	Počet listů
1.	Fotodokumentace	2

Fotodokumentace



Motor č. 2 a detail proražení tělesa spalovací komory.



Pohled zezadu do motoru č. 2 a detail poškození.



Poškození kola kompresoru 2. stupně.



Trhliny na lopatkách statoru 1. stupně turbíny.



Poškození kola 1. stupně turbíny – zadní strana.



Detail náběžných hran lopatek 1. stupně turbíny.



Poškození statoru 2. stupně turbíny – zadní strana.



Lom hlavní hřídele a torsní hřídele.