



Statens haverikommission
Swedish Accident Investigation Board

ISSN 1400-5719

Rapport RL 2011:02

**Olycka med helikopter SE-JME
i Flatruet Härjedalen, Z län,
den 28 oktober 2009**

Dnr L-18/09

Det står var och en fritt att, med angivande av källan, för publicering eller annat ändamål använda allt material i denna rapport.

Rapporten finns även på vår webbplats: www.havkom.se

Statens haverikommission (SHK) Swedish Accident Investigation Board

Postadress
P.O. Box 12538
102 29 Stockholm

Besöksadress
Teknologgatan 8 C
Stockholm

Telefon
08-508 862 00

Fax
08-508 862 90

E-post
info@havkom.se

Internet
www.havkom.se

Transportstyrelsen
Luftfartsavdelningen
601 73 NORRKÖPING

Rapport RL 2011:02

Statens haverikommission har undersökt en olycka som inträffade den 28 oktober 2009 på Flatruet Härjedalen, Z län, med en helikopter med registreringsbeteckningen SE-JME.

Statens haverikommission överlämnar härmed enligt förordningen (EU) nr: 996/2010 om utredning och förebyggande av olyckor och tillbud inom civil luftfart en rapport över undersökningen.

Statens haverikommission emotser besked senast den 22 augusti 2011 om vilka åtgärder som har vidtagits med anledning av de i rapporten intagna rekommendationerna.

Carin Hellner

Sakari Havbrandt

Kopia till EASA

Rapport RL 2011:02	5
1 FAKTAREDOVISNING	7
1.1 Redogörelse för händelseförloppet.....	7
1.2 Personskador	8
1.3 Skador på luftfartyget.....	8
1.4 Andra skador	8
1.5 Besättningen.....	8
1.5.1 Föraren	8
1.5.2 Förarens tjänstgöring	9
1.6 Luftfartyget	9
1.6.1 Allmänt	9
1.6.2 Föreskrivna tillsyner	10
1.6.3 Huvudrotornavets historia	10
1.6.4 Huvudrotornav	12
1.7 Meteorologisk information.....	13
1.8 Navigationshjälpmedel.....	14
1.9 Radiokommunikationer	14
1.10 Flygfältsdata	14
1.11 Färd- och ljudregistratorer	14
1.12 Olycksplats och luftfartyg.....	14
1.12.1 Olycksplatsen	14
1.12.2 Luftfartyget	14
1.13 Medicinsk information	14
1.14 Brand	14
1.15 Överlevnadsaspekter	15
1.15.1 Allmänt	15
1.15.2 Räddningsinsatsen	15
1.16 Särskilda prov och undersökningar.....	15
1.16.1 Allmänt om undersökningen av huvudrotornavet	15
1.16.1.1 Huvudrotornav sprickinitiering	15
1.16.1.2 Huvudrotornavets fraktografiska analys	16
1.16.2 Jämförelse med tidigare inträffade liknande incidenter på ECF EC120 B	16
1.16.3 Kompenserande åtgärder Eurocopter och EASA	17
1.17 Företagets underhållsorganisation.....	17
1.18 Övrigt.....	18
1.18.1 Jämställdhetsfrågor	18
1.18.2 Miljöaspekter	18
2 ANALYS	19
2.1 Olycksflygningen	19
2.1.1 Flygningarna innan händelsen	19
2.1.2 Flygningen och händelsen	19
2.2 Huvudrotornav	19
2.2.1 Underhåll	19
2.2.2 Initiering av utmattningsspricka	19
2.2.3 Restbrott	20
2.2.4 Orsak till sprickinitieringen	20
2.2.5 Inspektion enligt ECF Emergency ASB No. 05A012, Rev. B	20
2.2.6 Överlevnadsaspekter	20
3 UTLÅTANDE	20
3.1 Undersökningsresultat	20
3.2 Orsaker till olyckan.....	21
4 REKOMMENDATIONER	21

Allmänna utgångspunkter och avgränsningar

SHK är en statlig myndighet som har till uppgift att undersöka olyckor och tillbud till olyckor i syfte att förbättra säkerheten. SHK:s olycksundersökningar syftar till att så långt som möjligt klarlägga såväl händelseförlopp och orsak till händelsen som skador och effekter i övrigt. En undersökning ska ge underlag för beslut som har som mål att förebygga att en liknande händelse inträffar igen eller att begränsa effekten av en sådan händelse. Samtidigt ska undersökningen ge underlag för en bedömning av de insatser som samhällets räddningstjänst har gjort i samband med händelsen och, om det finns skäl för det, för förbättringar av räddningstjänsten.

SHK:s olycksundersökningar ska utmynna i svaret på tre frågor: *Vad hände? Varför hände det? Hur undviks att en liknande händelse inträffar?*

SHK har inga tillsynsuppgifter och har heller inte någon uppgift när det gäller att fördela skuld eller ansvar eller rörande frågor om skadestånd. Det medför att ansvars- och skuldfrågorna varken undersöks eller beskrivs i samband med en undersökning. Frågor om skuld, ansvar och skadestånd handläggs inom rättsväsendet eller av t.ex. försäkringsbolag.

I SHK:s uppdrag ingår inte heller att vid sidan av den del av undersökningen som behandlar räddningsinsatsen undersöka hur personer förda till sjukhus blivit behandlade där. Inte heller utreds samhällets aktiviteter i form av socialt omhändertagande eller krishantering efter händelsen.

Utredning av luftfartshändelser styrs av EU-förordningen 996/2010 om undersökning av olyckor. Tillämpning och processer avseende utredningens genomförande sker i enlighet med Chicagokonventionens Annex 13.

Utredningen

Statens haverikommission (SHK) underrättades den 29 oktober 2009 om att en olycka med en helikopter med registreringsbeteckningen SE-JME inträffat på Flatruet, Z län, den 28 oktober 2009 kl.9.40.

Olyckan har undersökts av SHK som företrätts av Carin Hellner, ordförande, Sakari Havbrandt, utredningschef, och Staffan Jönsson, teknisk utredare.

Undersökningen har följts av Transportstyrelsen genom Ulrika Svensson.

Rapport RL 2011:02

L-18/09

Rapporten färdigställd 2011-05-23

Luftfartyg; registrering, typ	SE-JME, Eurocopter France EC120 B
Klass, luftvärdighet	Normal, luftvärdighetsbevis med ARC ¹ giltigt tom 2010-04-30
Ägare, operatör	AB Jämtlands Aero, Osterman Helicopter AB Göteborg
Tidpunkt för händelsen	2009-10-28, kl. 09:40 i dagsljus Anm. All tidsangivelse avser svensk normaltids (UTC + 1 timme)
Plats	Flatruet, Z län, (pos. N 62°41' 60 E 012°41' 46; 801 m över havet)
Typ av flygning	Kommersiell flygtransport
Väder	Enligt SMHI:s analys: vind NV 7-12 knop, sikt >10 km, enstaka snöbyar 4-7/8 med bas 1500-4000 fot, temperatur/daggpunkt -2/-3 °C, QNH 1019 hPa
Antal ombord; besättning	1
Passagerare	2
Personskador	Inga
Skador på luftfartyget	Betydande
Andra skador	Inga
Befälhavaren:	
Ålder, certifikat	33 år, CPL(H)
Total flygtid	1253 timmar, varav 843 timmar på typen
Flygtid senaste 90 dagarna	100 timmar, varav 96 timmar på typen
Antal landningar senaste 90 dagarna	304, varav 249 på typen

Sammanfattning

Föraren startade från företagets basering i Östersund för en kommersiell flygtransport med flera planerade stopp i fjällvärden väster och sydväst om startplatsen. Efter ett första stopp på Helags fjällstation flög föraren söderut mot Funäsdalen. Efter passage av Flatruets högsta punkt med någon kilometer hördes en ljudlig bang och mycket kraftiga lågfrekventa vibrationer kändes i helikoptern. Instrumenten kunde inte avläsas och delar av inredningen separerade. Höjden var 500 till 700 fot över marken och föraren insåg att vibrationerna var kopplade till huvudrotorvarvtalet. Han beslutade sig för att genomföra en autorotation och svängde 180° höger mot en snötäckt myr och ansatte på 20 fots höjd hovring. Sättningen var lugn och mjuk på den tänkta landningsplatsen. Tiden från den ljudliga bangen till landningen på myren var kortare än 30 sekunder. Efter undersökning av helikoptern upptäcktes en större öppen spricka i huvudrotornavet och flera sprickor i bakkroppen och på stjärtbommen. ELT² aktiverades inte vid landningen.

Olyckan orsakades av att underhållssystemet för helikoptermodellen inte fängade upp aktuell typ av defekter eftersom tiden från sprickinitiering till restbrott är kortare än tillsynsintervallet.

¹ ARC: Airworthiness Review Certificate, granskningsbevis

² ELT: Emergency Locator Transmitter, nödsändare

Rekommendationer

EASA rekommenderas att:

Verka för att, en känsligare metod utvecklas för att upptäcka eventuella defekter i huvudroternavet på ett tidigare stadium än de i EASA AD No. 2010-0026-E föreslagna åtgärderna (*RL 2011:02 R1*).

1 FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

Föraren startade kl. 8.25 från Osterman Helicopter AB:s basering i Östersund för en kommersiell transportflygning med två passagerare. Avsikten med flygningen var att inspektera ett antal antenner i fjällvärden. Flygningen genomfördes inledningsvis över kuperad terräng på 6000 ft. över havet i snöbyar. Därefter gjordes en landning vid Helags fjällstation innan flygningen mot Funäsdalen påbörjades.

Någon kilometer efter passage av Flatruets högsta punkt och vid en fart av 100 kt IAS³ hördes en ljudlig bang och mycket kraftiga lågfrekventa vibrationer kändes i helikoptern. Instrumenten kunde inte avläsas och delar av inredningen separerade från kroppsstrukturen, höjden var 500 till 700 ft. över marken. Föraren uppfattade att vibrationerna var kopplade till huvudrotorns varvtal och beslutade sig för att sänka stigspaken och göra en autorotation⁴. Framför och till höger såg föraren en landningsbar myr och svängde mot vinden (NNO). Under svängen kom audiovarningen för högt rotorvarv dvs. över 420 varv per minut och vibrationsnivån ökade ytterligare. På final i samband med noshöjning och fartminskning upphörde audiovarningen och vibrationsnivån minskade något.

På cirka 20 ft:s höjd ansatte föraren hovring och utförde en lugn och mjuk sättning på en snöbelagd myr. Markresonans⁵ befarades på grund av de kraftiga vibrationerna. Föraren beslutade sig för att dra av motorn till tomgång, därefter minskade vibrationerna. Han kuperade motorn, ansatte rotorbröms och förberedde sig på att helikoptern skulle välta. Rotorvarvet och vibrationerna minskade, helikoptern stod stabilt på medarna. Därefter kunde föraren och passagerarna öppna dörrarna och lämna helikoptern. Tiden från den ljudliga bangen till landningen på myren var mindre än 30 sekunder.

Efter landning inspekterades helikoptern och en större öppen spricka i huvudrotornavet och flera sprickor i bakkroppen samt på stjärtbommen upptäcktes. Olyckan inträffade under dagsljus Och helikoptern landade i position N 62°41' 60 E 012°41' 46; 801 m över havet.

³ IAS: Indicated Air Speed, avläst fart.

⁴ Autorotation: huvudrotorn drivs av den under ifrån inströmmande luften utan drivning via motorn, avslutas oftast med en kontrollerad landning.

⁵ Markresonans: självsvängning som kan inträffa för vissa rotorsystem, rotorbladen kommer i pendling då hkp står på marken så att rotordiskens tyngdpunkt inte ligger exakt över rotormasten.



Fig. 1 Landningsplatsen, helikopterns nos är riktad mot norr.

1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Övriga	Totalt
Omkomna	–	–	–	–
Allvarligt skadade	–	–	–	–
Lindrigt skadade	–	–	–	–
Inga skador	1	2	–	3
Totalt	1	2	–	3

1.3 Skador på luftfartyget

Betydande.

1.4 Andra skador

Inga.

1.5 Besättningen

1.5.1 Föraren

Föraren, var vid tillfället 33 år och hade gällande CPL(H) certifikat.

Flygtid (timmar)			
Senaste	24 timmar	90 dagar	Totalt
Alla typer	1,1	100,8	1253,4
Aktuell typ	1,1	96,3	842,6

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 304.

Inflygning på ECF EC120 B gjordes 2008-01-14 och ECF AS350 några dagar innan olyckan 2009-10-23.

Senaste OPC (Operator proficiency check) utfördes 2009-07-10 på EC120 B och den föregående OPC gjordes 2008-12-31 även den på EC120 B. Det medicinska intyget för JAR-FCL 3 medicinskt intyg klass 1 var giltigt.

1.5.2 Förarens tjänstgöring

Föraren hade före olyckstillfallet varit i tjänst cirka 2,7 timmar och flugit 1,1 timmar. Föregående natt hade han haft cirka åtta timmars sömn. Föraren hade inte flugit de fyra dagarna närmast före olycksdagen.

1.6 Luftfartyget

1.6.1 Allmänt



Fig. 2 ECF EC120 B SE-JME.

Luftfartyget

TC-innehavare ⁶	Eurocopter France
Typ	EC120 B
Serienummer	1184
Tillverkningsår	2000
Flygmassa	Max tillåten startmassa 1715 kg, aktuell 1556 kg
Masscentrumläge	3,958 m, inom tillåtet område
Total gångtid	2722,7 timmar
Antal cykler (VMD ⁷)	2088
Gångtid efter senaste periodiska tillsyn (100 Fh inspektion)	1,0 timmar
Bränsle som tankats före händelsen	Jet A1

⁶ TC-innehavare: typcertifikatinnehavare, ägaren av rätten att utveckla och förvalta designen

⁷ VMD: Vehicle and Maintenance Display, farkost och underhållsrepresentation

<i>Motor</i>	
TC-innehavare	Turbomeca S. A.
Motormodell	Arrius 2F
Antal motorer	1
Motor	
Total gångtid, <i>timmar</i>	2722,7
Gångtid efter tillsyn, <i>timmar</i>	195,9
Cykler sedan ny	Ng ⁸ 3150
	Nf ⁹ 2372

<i>Rotor</i>	
Rotorfabrikat	Eurocopter
Huvudrotor, <i>timmar</i>	2722,7
Stjärtrotor, <i>timmar</i>	2722,7
Både huvudrotor och stjärtrotor växellåda har 3750 Fh/24 år till översyn	

Luftfartyget hade luftvärdighetsbevis med gällande granskningsbevis (ARC) till och med 2010-04-30.

1.6.2 *Föreskrivna tillsyner*

Vid varje 500 Fh inspektion på helikoptern inspekteras navet enligt EC120 B AMM¹⁰.

100 Fh tillsynen består för huvudrotornavet mest av smörjning och infettning av komponenter. Detaljerad inspektion/kontroll av de områden där sprickorna initierats ingår inte i 100 Fh inspektionen.

Enligt AMM ska det vid daglig tillsyn, som kan utföras av en förare, göras följande kontroll i det aktuella området:

- Rotor hub (drag absorber zone) – Condition, absence of cracks.

1.6.3 *Huvudrotornavets historia*

Komponenten var monterad på helikoptern när den tillverkades år 2000. Vid tillsyn 2004-02-20 upptäcktes att huvudrotornavet var korroderat i dess koniska del (Hub conical part, där masten styr upp i navet, se figur 3) och det demonterades för transport till komponentverkstad för åtgärd. Helikopterns och komponentens gångtid var vid denna tidpunkt 961 Fh¹¹. Åtgärden hantverades som ett garantiåtagande av Eurocopter.

⁸ Ng: Antal cykler på gasgenerator (kompressorturbin)

⁹ Nf: Antal cykler på friturbin

¹⁰ AMM: Aircraft Maintenance Manual

¹¹ Fh: Flight hour, flygtid

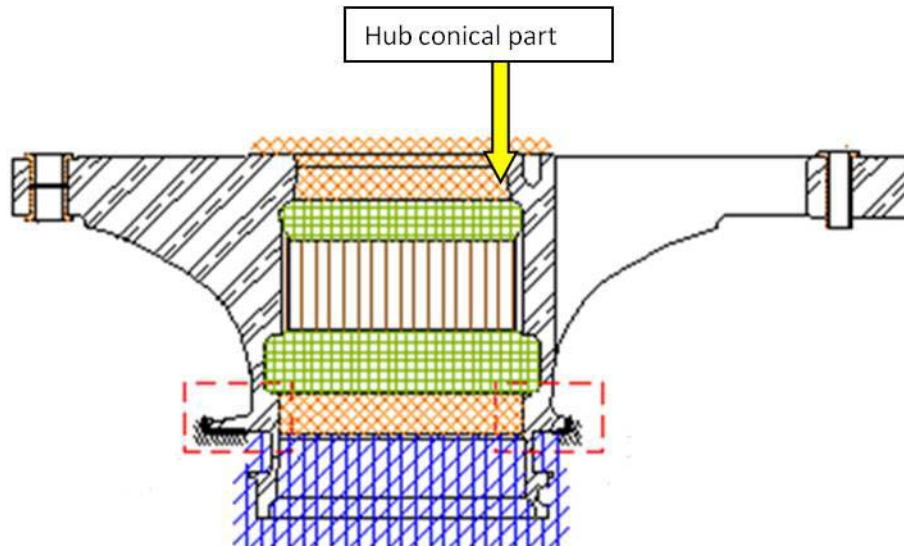


Fig. 3 Huvudrotornav i genomskärning.

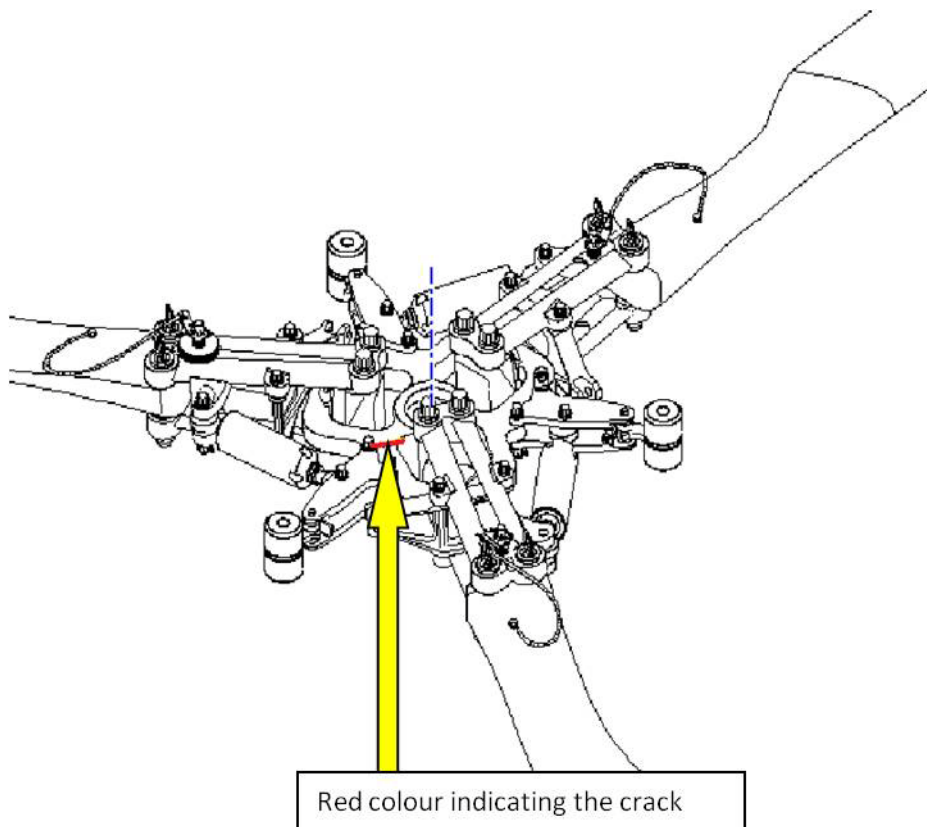


Fig. 4 Kompletta huvudrotornav med blad.

100 h inspektioner har genomförts flera gånger utan onormala iakttagelser på den del av navet där svängningsdämparen (Eurocopter nomenklatur Treble Adaptor Frequency) och massbalanserna är monterade.

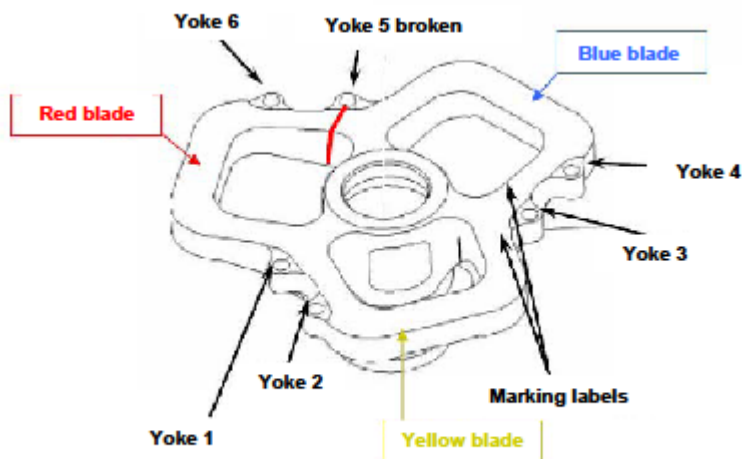


Fig. 5 Huvudrotornav med markerad spricka (broken) på öra (yoke).

Huvudrotornav P/N C622A1002103, S/N M165		
Datum 2009	TSN ¹² (Fh)	Åtgärd/Händelse
11 mars	2526,8	100/500 Fh inspektion WO ¹³ : JME-15 AMM 62-21-00, 6-2 till 6-20 genomförd utan visuell anmärkning
23 juni	2624,3	M/R nav inspekterat efter kontakt med motorlucka under flygning WS ¹⁴ :228
1 augusti	2624,3	M/R blad ersatta, se info 23 juni
14 augusti	2635,5	100 Fh inspektion WO: JME-22
22 oktober	2721,7	100 Fh inspektion WO: JME-23
28 oktober	2722,7	Olycka Flatruet

Fig. 6 Huvudrotornav åtgärder/händelser 2009.

1.6.4 Huvudrotornav

Efter olyckan upptäcktes sprickan i huvudrotornavet och den var väl synlig från undersidan, då betraktaren står på helikoptermedens fotsteg, se fig. 7.

I obelastat tillstånd var sprickan öppen cirka 5 mm. Missfärgningen (brun) visar det område där sprickinitieringen startat under det blåfärgade fästet till svängningsdämparen, se fig. 8.

¹² TSN: Time Since New

¹³ WO: Work Order, arbetsorder system för spårbarhet av genomfört arbete

¹⁴ WS: Work Sheet, underordnat dokument i WO



Fig. 7 Huvudrotornav med synlig spricka.



Fig. 8 Huvudrotornav med utmattningsspricka, sett ovanifrån.

1.7 Meteorologisk information

Vädret vid Flatruet var enligt SMHI:s analys:

Vind NV 7-12 knop, sikt >10 km, 4-7/8 med bas 1500-4000 fot, temperatur/daggpunkt -2/-3 °C, QNH 1019 hPa.

1.8 Navigationshjälpmedel

Inte aktuellt.

1.9 Radiokommunikationer

Inte aktuellt.

1.10 Flygfältsdata

Inte aktuellt.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

Fanns inte, erfordrades inte.

1.12 Olycksplats och luftfartyg

1.12.1 Olycksplatsen

Landningsplatsen var en snötäckt myr där tjälen inte hade gått ner i marken. Marken var därför ganska mjuk. Helikopterns medar sjönk ner flera centimeter i marken under den tid den stod uppställd på landningsplatsen innan den bärgades dagen efter olyckan.

1.12.2 Luftfartyget

Primärskadan var lokaliserad till huvudrotornavet som utgjordes av ett titan-smide. En av byglarna i navet där ett av huvudrotorbladen var fäst hade en genomgående spricka. Helikopterns bakkropp och stjärtbom med fenestron¹⁵ hade ett flertal följdskador i form av bestående bucklor och ett flertal sprickor. Det fanns även utmattningssprickor på de längsgående förstävningarna i bakkroppen, framför bakre kroppsspantet. Ytterligare följdskador var lokaliserade till bommens hårda punkter mot kroppen (förstärkning för lastinföring) där det fanns ett flertal sprickor i färg och tättningsmedel. Följdskadorna hade uppkommit när bommen böjsvängt (svängning från sida till sida) i horisontalplanet.

1.13 Medicinsk information

Ingenting har framkommit som tyder på att förarens psykiska eller fysiska kondition varit nedsatt före eller under flygningen.

1.14 Brand

Brand uppstod inte.

¹⁵ Fenestron, ECF benämning på i dukt inbyggd flerbladig stjärtrotor

1.15 Överlevnadsaspekter

1.15.1 Allmänt

Landningen var kontrollerad med hovring före sättning och nödsändaren tillverkad av Kannad, modell 406 AF-H aktiverades inte.

1.15.2 Räddningsinsatsen

Någon räddningsinsats initierades inte då föraren själv kontaktade hemmabasen, som genomförde hämtning av alla ombordvarande för transport tillbaka till Östersund.

1.16 Särskilda prov och undersökningar

SHK har med assistans av BEA¹⁶ undersökt huvudrotornavet. BEA har övervakat den undersökning Eurocopter France gjort. Av undersökningen framgår följande se punkt 1.16.1.1 och 1.16.1.3. Rapporten Eurocopter Material quality laboratory test report EQTTL No. 2010-3017, daterad 28 maj 2010 finns på SHK:s webbplats.

1.16.1 Allmänt om undersökningen av huvudrotornavet

Eurocopter verifierade överensstämmelsen med produktionsunderlaget genom att utföra: hårdhetsmätning, kontroll av den kemiska sammansättningen i navet, geometrisk kontroll av dimensioner, radier och ytfinhet. Inte i något fall kunde avvikelser noteras som låg utanför tillåtna toleranser.

1.16.1.1 Huvudrotornav sprickinitiering

Vid stillastående huvudrotor överförs krafterna från bladets egenmassa huvudsakligen av det sfäriska lagret (spherical bearings) till rotornavet. Belastningen ger upphov till dragbelastning på ovansidan av bygel i navet och en tryckbelastning på undersidan i det berörda området. Fästörat till svängningsdämparen är lagrat i rotornavets bygel och överför krafter från huvudrotorbladet i ett horisontellt plan vinkelrät mot masten. Längst ut på fästet till svängningsdämparen är balansvikterna monterade, se figur 4. Momentet balansvikterna genererar vid stillastående rotor på grund av tyngdkraften är litet, dock ökar belastningen avsevärt när rotorn roterar med normalt varvtal och bladen svänger i rotationsplanet. Denna belastning är riktad i radiell led och överförs till FTI-bussningarna som är lagrade i huvudrotornavet. Sprickinitieringen har skett då de i huvudrotornavet monterade FTI-bussningarnas "Blue Coat" ytbeläggning (lågfriktionsbeläggning) degraderats vid mikromekaniska rörelser förorsakade av laster som uppkommer vid flygning. När väl en spricka är etablerad drivs den av spänningskoncentrationen i sprickspetsen.

Alla de sex öron där svängningsdämparna är infästa har mer eller mindre allvarliga skador i kontaktytan mellan FTI-bussningen och huvudrotornavet. Undersidan av huvudrotornavet uppvisar identiska skador. Det öra där sprickan uppstod hade vid tillverkningen FTI-bussningar med överdimension R1 monterats ($\varnothing=15,2$ mm) vilket var tillåtet enligt produktionsunderlaget.

¹⁶ BEA: Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile, Franska haverikommissionen flyg

1.16.1.2 Huvudrotornavets fraktografiska analys

På bild 9 framgår brottytorna tydligt. Sprickinitiering har skett först i det röda (insida) och därefter i det blå (utsida) området på öra nummer 5 (yoke). Restbrottet är markerat med gul färg och är området under gul linje ut till den fria randkurvan. Brottytornas area i förhållande till hela brottytan är för insidan (rött område= område 1) 70 %/ 25 %/ 5 %, första siffran gäller Området med ren utmattningsspricka. För utsidan (blått område= område 2) är motsvarande siffror 40 %/ 60 %. Område 2 saknar zon med blandat utmattningsbrott och restbrott. Det framgår tydligt hur liten del av brottytan som återstår när väl restbrottet inträffade.

Striationerna (Macro Marks MM) syns tydligt på bilder av brottytan, både primära MM1 och sekundära MM2 kan identifieras.

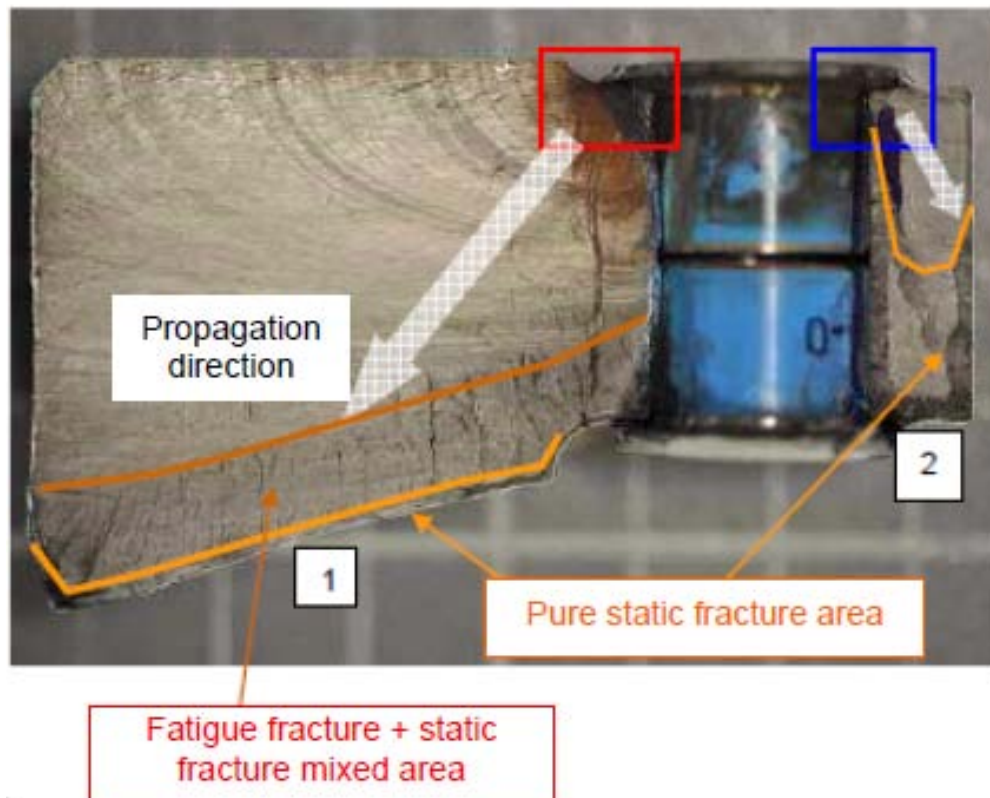


Fig. 9 Snitt genom huvudrotornav öra (yoke) nummer 5 med markerad utmattningszon, blandad zon och zon med restbrott (static fracture zone).

Designavdelningen på ECF har inte kunnat förklara hur skadorna skulle ha kunnat uppstå under normal flygning. Då de krafter som förorsakat skadorna inte kan ha uppkommit under de driftförhållanden som redovisats eller i samband med de laster som uppkom då motorluckorna var i kontakt med huvudrotorbladen sommaren 2009.

1.16.2 Jämförelse med tidigare inträffade liknande incidenter på ECF EC120 B

Enligt ECF har skador på FTI-bussningens "Blue coat" ytbeläggning inträffat vid minst två tidigare tillfällen på aktuell helikoptermodell. Båda fallen gäller en helikopterindivid och sprickinitieringen har med all sannolikhet skett på marken i samband med parkering. Huvudrotorbladen har varit lästa med bladlös, dock har höga vindstyrkor, kombinerat med byig vind förekommit vid markuppehållet. Ytbeläggningen av "Blue coat" har i båda fallen genombrutits och kontakt mellan stålet i FTI-bussning och rotornavet har inträffat. Tiden mellan sprickinitiering och visuell upptäckt var relativt kort. Sprickorna var

lokaliserade till samma område i huvudrotornavet, dock mot utsidan av örat på navet och de var därigenom förhållandevis lätta att detektera, se fig. 10.



Fig. 10 Öra på skadat huvudrotornav med frilagd spricka individ S/N 1070.

Helikopter S/N:	1070
Totalflygtid rotornav (Fh):	5031
Tid sedan installation (Fh):	866

1.16.3 Kompenserande åtgärder Eurocopter och EASA

Typcertifikatinnehavaren ECF publicerade information om den nu aktuella händelsen via etablerade informationskanaler. ECF gav 2009-11-05 ut Safety Information Notice (SIN) No. 2110-S-62 för att informera om behovet av utökad inspektion av rotornavet på aktuell modell av helikopter på Eurocopter Technical Information Publication on Internet (TIPI). Informationen i SIN är frivillig att tillämpa. Vidare finns i ECF Emergency ASB No. 05A012, Rev. B daterad 2010-02-19 en beskrivning av visuell inspektion av rotornavet var 15:e Fh. Instruktionen för inspektionens genomförande har följande lydelse:

- Visually inspect the inspection areas (A1) and (A2) on the hub (a), and make sure that there is no crack.

Den valda längden på inspektionsintervallet härrör från en teknisk bedömning av när en eventuell spricka är visuellt detekterbar med hänsyn till sprickpropageringshastigheten. EASA¹⁷ publicerade AD No. 2010-0026-E, 2010-02-19. Referensen i AD¹⁸ till ECF Emergency ASB¹⁹ No. 05A012, Rev. B gör inspektionen tvingande enligt luftfartslagstiftningen.

1.17 Företagets underhållsorganisation

Underhållet av helikopterindividen var kontrakterat till Walters Flygservice med verkstadstillstånd SE.145.0038. Den godkända organisationen för fortsatt luftvärdighet CAMO, SE.MG.0074 tar fram ett underhållsprogram som av-

¹⁷ EASA: European Aviation Safety Authority

¹⁸ AD, Airworthiness Directive, sv. luftvärdighetsdirektiv

¹⁹ ASB: Alert Service Bulletin, sv. tvingande service bulletin

speglar den operation helikopterindividen utför baserat på kända fakta. Här avspeglas transporter med hängande last, kraftledningsinspektion, persontransport, skolflygning m.m. Ändras helikopterindividens operation i väsentliga delar ska detta avspeglas i revision av underhållsprogrammet.

1.18 Övrigt

1.18.1 Jämställdhetsfrågor

Inte aktuellt.

1.18.2 Miljöaspekter

Ingen känd miljöpåverkan.

2 ANALYS

2.1 Olycksflygningen

2.1.1 Flygningarna innan händelsen

Information om helikopterns drift före haveriet, visar ingen avvikelse från den operationella profilen som normalt tillämpas av operatören och som skulle ha kunnat initiera de aktuella skadorna.

2.1.2 Flygningen och händelsen

Flygningen utfördes en dag då nollgraders isotermen låg i marknivå, vilket tyder på liten risk för isbildning i de aktuella höjdintervaller helikoptern opererade.

Flygningen var helt normal fram till dess att den dova smällen hördes och de synnerligen kraftiga vibrationerna noterades av föraren. Dennes snabba reaktion och det faktum att helikoptern befann sig på relativt låg höjd samtidigt som det fanns landningsbar terräng tillgänglig, möjliggjorde en lyckad nödlandning.

De synnerligen kraftiga vibrationerna hade sitt ursprung i att den bygel som rött blad (märkning för att identifiera bladen vid balansering och trackning) var monterad på förskjutits mer än 10 mm i radiell led när rotornavet gick till brott. Huvudrotorns rotationscentrum och tyngdpunkt sammanföll då inte med rotormastens centrum och detta resulterade i extrema vibrationer i horisontalplanet.

2.2 Huvudrotornav

2.2.1 Underhåll

Helikoptern hade genomgått alla underhållsåtgärder som krävdes av typcertifikatinnehavaren inom fastställda tider. Det godkända underhållsprogrammet avspeglade på ett rimligt sätt helikopterindividens operationella profiler.

SHK är av uppfattningen att den generella inspektionen vid daglig tillsyn inte kan anses vara ändamålsenlig för att upptäcka den aktuella typen av initiala sprickor.

2.2.2 Initiering av utmattningsspricka

Skadorna på "Blue Coat" beläggningen kopplad till FTI-bussningarna förekommer på både över- och undersida av huvudrotornavet. De bussningar som var monterade vid öra 5 var i stor avsaknad av "Blue Coat" beläggning och hade mer omfattande skador än de övriga i navet monterade bussningarna. Eftersom belastningen på huvudrotornavet är symmetrisk för varje blad, är det rimligt att initieringen sker där "fretting" förekommer i störst omfattning, dvs. där "Blue Coat" beläggningen är mest skadad.

När väl sprickinitieringen ägt rum drivs spricktillväxten av spänningskoncentrationen i sprickspetsen som är orienterad vinkelrät mot den dominerande belastningsriktningen vid flygning. Av de parametrar som studerats korrelerar antalet motorstarter med antalet striationer (MM1). Både sprickinitieringen av rött och blått område (se 1.16.1.3) har skett från rotornavets ovansida där dragspänningen är som störst vid stillastående rotor. Missfärgningen (brun färg) indikerar att sprickan har funnits en längre tid och var sprickinitieringen ägt rum.

Av de två kända fall som ECF beskriver har sprickinitieringen skett på motsvarande sätt från huvudrotornavets ovansida, men sprickan har propagerat mot navets utsida och med betydligt högre hastighet.

2.2.3 Restbrott

Föraren hade flugit den berörda helikoptern under en stor del av tiden då sprickan propagerat i huvudrotornavet, utan att känna något onormalt under flygning eller notera något avvikande på individen. Hundratimmars tillsyn genomfördes en flygtimme före haveriet, utan att teknikern noterade något avvikande som berör området där skadan var lokaliserad.

Huvudrotornavet är vid normal flygning lågt belastat, vilket framgår av att ytan som kvarstår vid restbrottet (static rupture zone) på rött område (se 1.16.1.2) utgör en liten del av den totala brottytan. Det blå området (se 1.16.1.2) har en större del med restbrott vilket förklaras av att sprickinitieringen på denna sida har skett senare än på blått område. Därigenom blir tiden till brott kortare.

2.2.4 Orsak till sprickinitieringen

Den genomförda undersökningen har inte med säkerhet kunnat fastställa varför sprickan initierats i huvudrotornavet.

2.2.5 Inspektion enligt ECF Emergency ASB No. 05A012, Rev. B

I ECF Emergency ASB No. 05A012, Rev. B föreskrivs en visuell inspektion. SHK:s bedömning är att det krävs verktyg minst i form av förstoringsglas och spegel för att upptäcka sprickor av kritisk storlek, vilket medför att inspektionen inte säkerställer luftvärdigheten.

2.2.6 Överlevnadsaspekter

Förarens snabba analys av situationen och resoluta handlande, gav förutsättningar att sätta ner helikoptern kort efter att huvudrotornavet gått till brott och vibrationerna börjat. Både pilot och passagerare undgick på så sätt att skadas.

Huvudrotornavets bygel där brottet inträffade hade inte kunnat bära lasten under längre tid, om vibrationerna fortsatt. Rött blad hade i detta scenario separerat från helikoptern med svåra konsekvenser som följd.

3 UTLÅTANDE

3.1 Undersökningsresultat

- a) Föraren hade behörighet att utföra flygningen.
- b) Helikoptern hade gällande ARC och var formellt luftvärdig.
- c) Flygningen genomfördes inom tillåtna prestandagränser.
- d) Ett av huvudrotornavets bladfästen utsattes för restbrott efter sprickinitiering med långsam stabil tillväxt av utmattningssprickor.
- e) Rött huvudrotorblad försköts radiellt och höga vibrationsnivåer som kändes i helikoptern.
- f) Föraren genomförde en kontrollerad nödlandning på en myr.
- g) Det har inte varit möjligt att fastställa varför utmattningssprickorna i navet initierades.

3.2 Orsaker till olyckan

Underhållssystemet för helikoptermodellen fångade inte upp aktuell typ av defekter eftersom tiden från sprickinitiering till restbrott är kortare än tillsynsintervallet.

4 REKOMMENDATIONER

EASA rekommenderas att:

Verka för att, en känsligare metod utvecklas för att upptäcka eventuella defekter i huvudroternavet på ett tidigare stadium än de i EASA AD No. 2010-0026-E föreslagna åtgärderna (*RL 2011:02 R1*).

BILAGOR

1. Eurocopter Material quality laboratory test report EQTTL No. 2010-3017, issued 28 May 2010.
2. Kommentar från den franska utredningsmyndigheten Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA).

