

REDEGØRELSE

HCLJ510-000469	Hændelse		
Luftfartøj:	Sikorsky S61N	Registrering:	OY-HAF
Motorer:	2 General Electric CT58-140	Flyvning:	Andet erhverv, VFR
Besætning:	3 – ingen tilskadekomne	Passagerer:	Ingen
Sted:	Aasiaat Lufthavn (BGAA) Grønland	Dato og tidspunkt:	15.01.2008 kl. 1930 UTC

Havarikommissionen for Civil Luftfart og Jernbane (HCLJ) modtog meddelelse om hændelsen fra operatøren på fax den 16. januar 2008.

Flyvningens historie

Flyvningen, hvorunder hændelsen indtraf, var en VFR flyvning planlagt fra BGAA til Ilulissat Lufthavn (BGJN).

Da helikopteren var startet op og havde rotorsystemet kørende, gav cockpitbesætningen tegn til en person på jorden (opstartsmand) om at, han kunne udføre ”walk around check”. Uden varsel drejede helikopteren herefter rundt til venstre. Fartøjschefen trådte højre pedal ud med henblik på at standse rotationen. Helikopteren standsede rotationen efter ca. 110°. Opstartsmanden, som var på vej rundt om helikopteren, var blevet ramt i hovedet af helikopterens halebom.

Der var is og sne på startstedet.

Hændelsen indtraf i mørke under visuelle meteorologiske vejrforhold (VMC).

Tekniske undersøgelser

Efterfølgende hændelsen blev det konstateret, at der var opstået en lækage i helikopterens hydrauliksystem.

Helikopteren havde to hydrauliske systemer installeret i flight control systemet, disse benævntes Auxiliary og Primary. Servoernes formål var at give piloten servo assistance på flight controls. Auxiliry Servo består af fire servoenheder, der benævnes: Lateral, collectiv, fore and aft og yaw.

En Pedal Damper var installeret på auxilliary servo enheden og indskudt i den del af hydrauliksystemet, som gav servovirkning til kontrol af halerotoren (yaw) med det formål at forhindre ødelæggelse af halens pylon ved en for hurtig ændring af halerotorens pitch.

Hydrauliklækagen blev lokaliseret til Pedal Damper enheden på Auxiliary Servo. Lækagen var opstået som følge af brud på to bolte i servoens Pedal Damper.

Billedet herunder viser hydrauliklækagen fra Pedal Damper enheden installeret på Auxiliary Servo. Dele af de to brudte bolte ses til højre i billedet holdt sammen af sikringstråden.



Undersøgelse af de brudte bolte

Delene af de to brudte bolte blev undersøgt på Force Technology i Brøndby, Danmark.

Laboratoriet konstaterede, at boltene var brudt som følge af udmattelse (fatigue). Flere initierende revnedannelser blev fundet i bunden af det andet gevind set fra bolthovedet. Disse revnedannelser i bunden af gevindet var, ifølge laboratoriet, indikation for, at høj belastning og/eller høj belastningskoncentration i bunden af gevindet havde fundet sted. Der blev ikke fundet materielle fejl eller unormale tilstande i boltene. Boltene svarede til specifikationerne for AN3H5A, som er specificeret i fabrikantens anvisninger til anvendelse på positionen.

Nedenstående billeder viser:

Hoved og bryst af de to brudte bolte mærket med A og B.

Photo no. 2: Brudfladen på bolt A.

Photo no. 3: Brudfladen på bolt B.

Den lyse del af brudfladen er udmattelsesbruddet og den mørke del er overbelastningsbruddet.

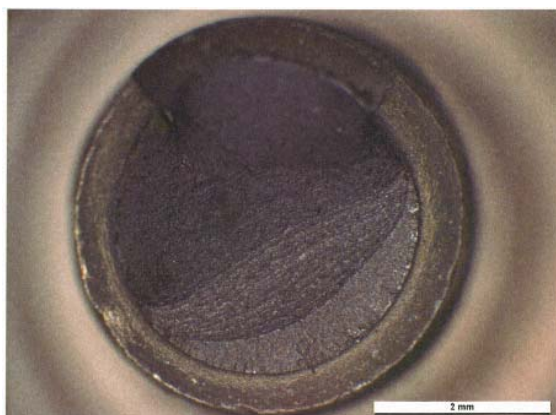


Photo no. 2 The fracture surface of bolt A.



Photo no. 3 The fracture surface of bolt B.

På nedenstående billeder (Photo no. 6 og 7) er de revner, som blev fundet i bunden af gevindet markeret med pile.

Disse revner var udgangspunktet for udmattelsesbruddet i boltene (multiple fatigue crack origins).

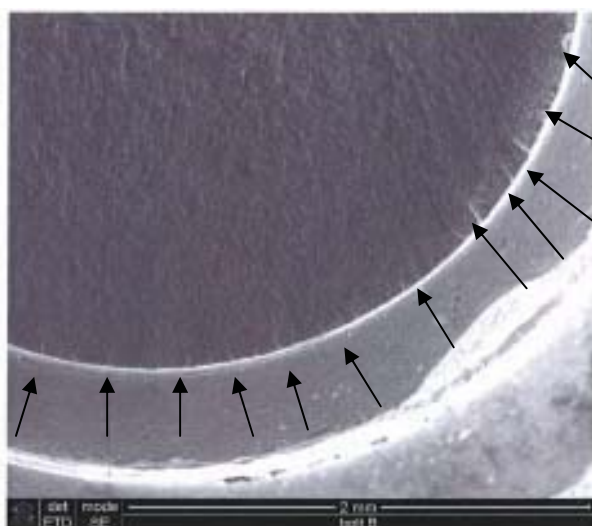


Photo no. 6 Part of the fracture surface showing multiple initiation.

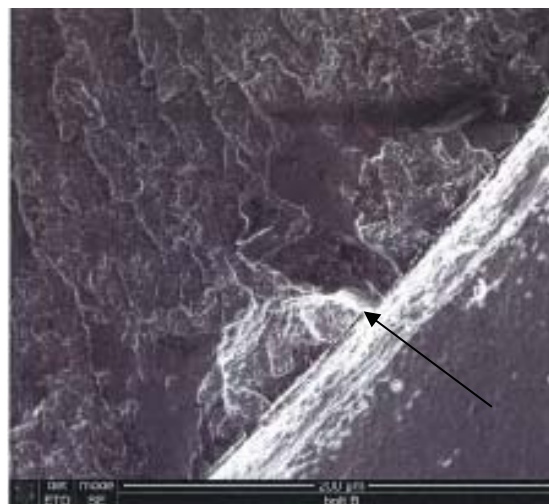


Photo no. 7 Enlarged section of photo no. 6. At least two individual initiation sites are seen. Surface layer of cadmium.

Den tilbageværende bolt blev ved hjælp af momentnøgle spændt trinvis med henblik på at måle den spænding, hvorved bolten bevægede sig. Boltene bevægede sig ved et moment på 35 in lbs.

Efterfølgende blev boltene demonteret og inspiceret. Boltene var bukket.

Information om Auxiliary Servo Assembly

Part nr.:	S6165-61500-061
Serie nr.:	771
Flyvetid siden ny:	22.027 timer
Flyvetid siden seneste overhaul (hovedeftersyn):	2.393 timer
Resterende flyvetid:	107 timer

Auxiliary servoenheden blev overhaulet og frigivet til service den 30. maj 2002. Den blev installeret i OY-HAF den 28. januar 2004, men demonteret samme dag på grund af lækage ved collectiv servoenheden.

Servoen blev repareret den 27. maj 2004 og geninstalleret i OY-HAF den 14. december 2004 med en total flyvetid for komponenten på 19.634 timer.

Fabrikanten af helikopteren har til Havarikommissionen oplyst, at der tidligere har været tilfælde af brud på bolte monteret på Pedal Damper enheden. Årsagen til nogle af disse tilfælde blev tillagt ukorrekt fastspænding af AN3H5A boltene, hvilket havde ledt til brud ved roden af gevinddelen. I andre tilfælde var bolte af ukorrekt type blevet anvendt.

Fabrikanten havde som følge af ovenstående i henholdsvis 1987 og 1991 udstedt krav om udskiftning af boltene i forbindelse med udførelse af overhaul (hovedeftersyn), samt indskærpet proceduren for spænding af boltene.

Havarikommissionen har gennemgået vedligeholdelsesdokumentationen uden at dette ledte til fund af fejl eller mangler i forhold til fabrikantens anvisninger.

Ifølge vedligeholdelsesdokumentationen blev overhaul udført i månederne april og maj 2002.

Den 21. maj 2002 blev Pedal Damper monteret på Auxiliary Servo. Der er i dokumenterne bl.a. kvitteret for fastspænding af AN3H5A boltene med et moment på 40 - 50 in lbs.

Auxiliary Servo blev den 28. maj 2002 undersøgt for lækage, justeret og funktionsafprøvet, uden at dette havde ledt til nogen anmærkninger.

Havarikommissionens vurderinger

Det har ikke været muligt for Havarikommissionen nøjagtigt at fastslå, hvad der initierede udmattelsesbrud (fatigue) i de to Pedal Damper bolte. Det er Havarikommissionens vurdering, at den mest sandsynlige årsag var, at boltene ikke blev spændt tilstrækkeligt, ensartet eller gradvist ved samling af Pedal Damper.

Den sammenboltede enheds evne til at modstå vekslende belastninger (cyclic stress) afhænger af spændingsmomentet og måden, hvorpå boltene blev spændt ved samlingen. Det er således Havarikommissionens vurdering, at den mest sandsynlige årsag til udmattelsesbrud (fatigue) var, at boltene har haft mulighed for at bevæge sig (flekse) under drift af Auxiliary Servo Pedal Damper.