



HAVARIKOMMISJONEN FOR SIVIL LUFTFART (HSL)

RAP.: 06/96

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE PÅ TROMSØ LUFTHAVN 20. APRIL 1995 MED BEECH SUPER KING AIR B200, LN-MOE

AVGITT JUNI 1996

9627 0273 0001

INNHOLDSFORTEGNELSE

	MELDING OM HAVARIET	4
	SAMMENDRAG	4
1	FAKTISKE OPPLYSNINGER	4
1.1	Hendelsesforløpet	4
1.2	Personskade	5
1.3	Skade på luftfartøyet	6
1.4	Andre skader	6
1.5	Besetningen	6
1.6	Luftfartøyet	7
1.7	Været	8
1.8	Navigasjonshjelpemidler	9
1.9	Samband	9
1.10	Flyplasser og hjelpemidler	9
1.11	Flygeregistrator	9
1.12	Havaristedet og skader på flyet	9
1.13	Medisinske forhold	10
1.14	Brann	10
1.15	Overlevelsesaspekter	10
1.16	Spesielle undersøkelser	11
1.17	Organisasjon og ledelse	13
1.18	Andre opplysninger	13
1.19	Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder	16
2	ANALYSE	17
2.1	Årsaker til dannelse av sprekker i Clevis assy	17
2.2	Vedlikeholdsrutinene hos A/S Mørefly	18
2.3	Nødlandingen	18
3	KONKLUSJON	18
4	TILRÅDNINGER	19
5	TILLEGGSOPLYSNINGER	20
6	BILAG	20

0627 0272 0101

**RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE PÅ TROMSØ LUFTHAVN 20.
APRIL 1995 MED BEECH SUPER KING AIR B200, LN-MOE**

Typebetegnelse: Beech Super King Air B200

Registrering: LN-MOE

Kallesignal: MOR 55

Eier: A/S Mørefly, Ålesund lufthavn Vigra,
6040 VIGRA

Bruker: Samme

Besetning/fartøysjef: 3

Passasjerer: 2

Havaristed: Tromsø lufthavn 69°41'N 018° 55' Ø

Havaritidspunkt: 20. april 1995 kl. 0943

Alle tidsangivelser i denne rapport er lokal tid, hvis ikke annet er angitt.

MELDING OM HAVARIET

Havarikommisjonen for sivil luftfart (HSL) ble 20. april 1995 kl. 0950 varslet om ulykken av vakthavende flygeleder ved Tromsø lufthavn. Kommisjonen ankom Tromsø lufthavn samme dag kl. 1630 og begynte undersøkelsesarbeidet umiddelbart.

SAMMENDRAG

Et ambulansefly tilhørende A/S Mørefly tok av fra Alta lufthavn 20. april 1995 kl. 0834. En pasient i følge med en jordmor skulle flyges til Hammerfest. Like etter at understellet ble valgt til "UP" posisjon hørte besetningen et dunk i flyet. Rødt varsellys i understellshåndtaket indikerte understellsproblemer, og dette ble bekreftet av kontrolltårnet i Alta som observerte at venstre understell var nede. Understellet ble så valgt til "ned posisjon" med den følge at venstre understell indikerte ute av lås (unsafe). Fartøysjefen valgte deretter å gå til Tromsø hvor forholdene lå bedre til rette for en eventuell nødlanding. På veg til Tromsø forsøkte besetningen å senke understellet ved bruk av nødprosedyrer uten å oppnå normale indikasjoner. En overflyging av kontrolltårnet i Tromsø indikerte at alle understellene var nede, men venstre understell foldet seg inn under den påfølgende landingen på Tromsø lufthavn. Flyet skled således de siste 500 meterne av utrulling på høyre hovedhjul, nesehjulet, det foldede venstre hovedhjulet og venstre ving. Ingen personer kom til skade, og materielle skader begrenset seg til skader på venstre ving, propell, understell og understellsdører. Understellsproblemene skyldtes brudd i endestykket (Clevis assy P/N 101-810180-5) i understellsmekanismen på venstre understell.

1 FAKTISKE OPPLYSNINGER

1.1 Hendelsesforløpet

- 1.1.1 En pasient skulle transporteres fra Alta til fødeavdelingen ved Hammerfest sykehus. Transporten mellom Alta og Hammerfest skulle foregå med ambulansefly. Besetningen bestod av fartøysjef, styrmann og sykepleier, og på grunn av pasientens tilstand fulgte en jordmor med. Pasienten ble transportert på bære. Flyet, med radiokallesignalet MOR 55, tok av fra Alta lufthavn 20. april 1995 kl. 0834 med drivstoff ombord for ca. tre timers flyging. Etter en normal avgang ble understellet valgt til "UP" posisjon. Et dunk ble hørt i flyet, og det røde varsellyset i understellets velgerhåndtak ble stående på. Dette indikerte at understellet var i en posisjon som avvok fra velgerhåndtakets posisjon. Problemet ble bekreftet ved at kontrolltårnet i Alta (TWR) meldte at venstre understell fortsatt var nede. MOR 55 holdt en periode syd av lufthavnen i 2 500 ft. I denne perioden ble flytekniker i Alta kontaktet via mobiltelefon. Flybesetningen valgte så understellet ned. Høyre hovedunderstell og neseunderstellet fikk da grønt lys som indikerte at disse delene

SECRET - 0272 - 0001

av understellet var nede og låst. Varsellyset i velgerhåndtaket lyste fortsatt, og grønt lys for venstre understell ble ikke tent samtidig som "Landing Gear Relay circuit breaker" brøt strømkretsen (poppet).

- 1.1.2 Mulige landingsplasser ble så vurdert med bakgrunn i pasientens behov, værforhold, rullebaneforhold og mulighetene for havariberedskap. Tromsø lufthavn ble valgt, og dette ble meddelt til lufttrafikkjentesten. Tromsø lufthavn fikk således kl. 0900 beskjed om at et ambulansefly med mulige understellsproblemer var på veg dit. Underveis til Tromsø uttrykte sykepleieren ønske om at pasienten ble utsatt for minst mulig turbulens, som kunne framskynde fødselen. På turen til Tromsø ble også nødsjekklisten "Emergency/Abnormal Procedures" gjennomgått med "Landing Gear Manual Extension" uten at venstre understell fikk normale indikasjoner. En visuell sjekk av understellet fra cockpit indikerte at begge hovedhjulene hadde samme posisjon. Kl. 0915 kontaktet MOR 55 Tromsø innflygingskontroll (APP) og ba om at lufthavnen holdt en beredskap som om en buklanding var forestående. Ambulanse, brannvesen og politi ble varslet av lufthavnen om problemene. Fartøysjefen ønsket først en direkte visuell innflyging, men meddelte senere at han ønsket å holde en periode nord av lufthavnen. Kl. 0933 meldte fartøysjefen at han ønsket å fly forbi kontrolltårnet slik at understellet kunne bli sjekket visuelt. Besetningen fikk etter overflygingen beskjed om at begge hovedunderstellene så ut til å være parallelle. Av hensyn til pasienten ble det besluttet å lande umiddelbart. En visuell innflyging til bane 19 ble så forberedt og gjennomført.
- 1.1.3 I følge fartøysjefens rapport ble landingen forsøkt gjort så myk som mulig ved en landingshastighet på 80 kt og bruk av full flaps. Flyet satte seg kl. 0943 ca. 600 meter inne på banen, og fortsatte ca. 500 meter før det venstre hovedunderstellet foldet framover og venstre vingekom i kontakt med banen. Flyet fulgte banens senterlinje ytterligere 500 meter før det la seg til ro. Flyets hjulbremsere ble ikke benyttet under utrulling. Motorene ble stoppet, propellene kantstilt (feathered) og drivstoffkranene (Fuel Firewall Shutoff valves) ble stengt etter at venstre vingebørte banen.
- 1.1.4 Tre brannbiler fra lufthavnen fulgte flyet nedover banen og startet skumlegging umiddelbart etter at flyet falt til ro. Evakueringen av besetning og passasjerer gikk uten problemer. Flyet ble jekket opp og fjernet slik at neste landing på banen kunne finne sted kl. 1212.

1.2 Personskade

SKADER	BESETNING	PASSASJERER	ANDRE
OMKOMMET			
SKADET			
LETT/INGEN	3	2	

9 2 0 7 0 2 7 8 0 0 0 0

1.3 Skade på luftfartøyet

Skadene på luftfartøyet var betydelige.

1.4 Andre skader

Ingen

1.5 Besetningen

1.5.1 Fartøysjefen

Fartøysjefen, mann 31 år, er innehaver av trafikkflygersertifikat klasse III, som var utstedt 8. november 1994, og var gyldig til 26. september 1995. Siste legeundersøkelse for trafikkflygersertifikat ble foretatt 9. september 1994 med gyldighet til 26. september 1995. Fartøysjefens totale flytid på hendelsestidspunktet var 4903 timer, hvorav 494 timer på aktuell flytype. Siste PFT ble gjennomført 7. november 1994.

FLYGETID	TOTAL	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	4:10	4:10
SISTE 3 DAGER	10:45	10:45
SISTE 30 DAGER	74	74
SISTE 90 DAGER	146	146

1.5.2 Flystyrmannen

Flystyrmannen, mann 30 år, er innehaver av trafikkflygersertifikat klasse III, som var utstedt 11. januar 1991, og var gyldig til 17. august 1995. Siste legeundersøkelse for trafikkflygersertifikat ble foretatt 17. august 1994 med gyldighet til 17. august 1995. Sertifikatet har følgende begrensning: Må bruke briller i tjenesten. Styrmannens totale flytid på hendelsestidspunktet var 1335:20 timer. Han ble sjekket ut på den aktuelle typen 3. februar 1995, og hadde opparbeidet 132:05 timer på typen.

FLYGETID	TOTAL	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	2:45	2:45
SISTE 3 DAGER	10	10
SISTE 30 DAGER	85:05	85:05
SISTE 90 DAGER	118	118

9827 0372 0018

1.6 Luftfartøyet

1.6.1 Generelt

A/S Mørefly kjøpte flyet hos Beech Aircraft Corporation i 1993 etter at det i en kortere periode hadde vært operert av fabrikken. Flyet hadde således blitt fløyet 30 timer da det ble overtatt. Luftfartøyet ble innført i Norges luftfartøyregister 22. november 1993 med registreringsmerkene LN-MOE og registreringsbevis nr. 2631. Luftdyktighetsbeviset var gyldig til 30. november 1995.

1.6.2 Data for luftfartøyet

Produsent:	Beech Aircraft Corporation, Wichita, Kansas, USA (Raytheon Aircraft Company)
Type:	Beech Super King Air B 200. Tomotors turbopropfly innredet til ambulanseformål.
Serienr:	BB 1460
Fabrikasjonsår:	1993
Total flytid (TAT):	958:19 timer
Totalt antall landinger:	1861 (cycles)
Motorer:	2 Pratt & Whitney Canada PT6A-42
Propeller:	2 Raisebeck/Hartzell HC-D4N-3A/D9383K

1.6.3 Vedlikehold

- 1.6.3.1 Flyet ble vedlikeholdt etter et vedlikeholdssystem som er bygget på produsentens (Beech) system, og godkjent av Beech og Luftfartsverket. En daglig inspeksjon (Daily Inspection) skal utføres av flytekniker og gjelder normalt i 24 timer. En utvidet daglig inspeksjon skal utføres hver 75. flytime. En "Interim Inspection" skal utføres hver 150. flytime. En "Detailed Inspection" skal utføres hver 600. flytime. Denne inspeksjonen har blitt delt i fire og en fjerdedel er lagt sammen med hver påfølgende 150. timers inspeksjon. Dette arbeidet ble utført ved en av selskapets to hovedvedlikeholdsbaser på Vigra og i Alta. Større strukturinspeksjoner blir aktuelt etter at flyet har oppnådd et betydelig antall flytimer.
- 1.6.3.2 Siste daglige inspeksjon på LN-MOE før hendelsen ble signert av tekniker 19. april 1995 kl. 1000 uten anmerkninger. På den tiden var det i flyets tekniske logg ingen gjenstående anmerkninger som hadde relasjon til hendelsen. Siste 150 timers inspeksjon på LN-MOE ble signert 20. mars 1995 ved en total gangtid på 899:32 timer, og ved et totalt antall landinger på 1727. Denne inspeksjonen ble for understellets del utført i henhold til Work Card C6.B11; Inspection and lubrication of main gear and brakes - LH. Dette arbeidsunderlaget foreskriver ingen spesiell inspeksjon eller inspeksjonsmetode for det berørte endestykket. For øvrig inneholdt

vedlikeholdssystemet ingen inspeksjonsrutiner som kunne ha vært egnet til å finne sprekker i gjengepartiet på det aktuelle endestykket før hendelsen.

1.6.4 Vekt og balanse

Basert på opplysninger fra fartøysjef om flyets last veide flyet ved avgangen 11 600 lb (5 262 kg). Dette inkluderer 2 000 lb drivstoff (907 kg). Maksimum avgangsvekt for flytypen er 12 500 lb. Flyet hadde ved nødlandingen ca. 1 000 lb (454 kg) drivstoff igjen i tankene. Vekten ved nødlandingen var derfor ca. 10 600 lb (4 808 kg). Basert på tilgjengelige opplysninger ble flyets tyngdepunktplassering funnet å være innenfor begrensningene.

1.6.5 Understellsmekanismen

1.6.5.1 Flyet er utstyrt med to hovedunderstell og et neseunderstell. Understellet er av typen "High Flotation Landing Gear", en modifikasjon foretatt av fabrikken, som innebærer bl.a. at hjulene har større diameter enn standard type. Hvert hovedunderstell har dobbelt sett med hjul og bremses (se bilag 1). Understellet er montert i bakkant av hjulbrønnen og foldes framover og inn i hjulbrønnen under flyging. Understellet dekkes av understellsdører som lukker hjulbrønnen når understellet går opp. Dørene åpnes av fjærer, låses mekanisk i ned-stilling og heves mekanisk ved at understellet drar med seg hjuldørene på veg oppover. Hovedunderstellet støttes i flyets lengderetning av en foldbar støttearm (Drag brace assembly). Denne låses i en "over senter" posisjon når understellet er nede. Når understellet velges "opp" frigjøres låsen og støttearmen folder sammen og trekker understellet til opp posisjon. Støttearm med låsemekanisme opereres av en hydraulisk aktuator. Denne aktuatoren skyver råden ut når understellet senkes og trekker den inn når understellet foldes opp. Understellet holdes oppe ved at aktuatoren låses hydraulisk av understellets velgeventil. Denne aktiviseres elektrisk av en bryter som treffes av understellet i "opp" posisjon. Manuell senking av understellet kan skje ved hjelp av en egen håndpumpe i cockpit. Pumpen tar olje fra en egen oljetank via egne rør til ned-siden av den hydrauliske aktuatoren.

1.6.5.2 Elektriske brytere registrerer individuelt om de tre understellene er nede og i låst/ulåst eller i opp-posisjonen. Nede og låst posisjon indikeres med et grønt lys "GEAR DWN" for hvert understell. Avvik mellom valgt stilling på understellets velgerhåndtak og ett eller flere av understellenes posisjon markeres med rødt lys i velgerhåndtaket.

1.7 **Været**

Værinformasjon (METAR) for Alta , Hammerfest og Tromsø fra havaritidspunktet viser:

0527 0272 0000

Alta kl. 0945: Vind: 160° 10 kt, Sikt: mer en 10 km, Skyer: spredt skydekke i 2500 ft, brutt skydekke i 3500 ft, Temperatur: +3°C, Duggpunkt: -2°C, QNH: 997 hPa.

Hammerfest kl. 0930: Vind: 220° 8 kt, varierende mellom 180° og 250°, Sikt: mer en 10 km, Skyer: spredt skydekke i 3000 ft, Temperatur: +2°C, Duggpunkt: -2°C, QNH: 996 hPa.

Tromsø kl. 0950: Vind: 180° 6 kt, varierende mellom 110° og 250°, Sikt: mer en 10 km, Skyer: spredt skydekke i 3000 ft, spredt skydekke i 4500 ft, Temperatur: +5°C, Duggpunkt: -2°C, QNH: 995 hPa.

1.8 Navigasjonshjelpemidler

Ikke relevant

1.9 Samband

Det var under flyginger opprettet normalt toveis VHF radiosamband mellom MOR 55 og de berørte lufttrafikkjenesteenheter. Det ble ikke benyttet nød- eller ilsamband ved hendelsen.

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

Lufttrafikkjenesten ved Tromsø lufthavn mottok kl. 0851 et varsel fra lufttrafikkjenesten i Alta om at et ambulansfly med understellsproblemer vurderte å gå til Tromsø. Endelig beskjed om at flyet var på veg ble gitt kl. 0900. Lufthavnen hadde dermed god tid til å forberede en utrykning samtidig som at ambulanspersonell, brannvesen og politi ble varslet. Beredskapskode B1 i henhold til havariplan ble iverksatt og totalt tre brannbiler ble kjørt i posisjoner langs rullebanen. Flyet ble skumlagt for å hindre brann. Evakueringen av pasient, jordmor og besetning gikk uten problemer.

1.11 Flygeregistratører

Ikke påbudt og ikke montert.

1.12 Havaristedet og skader på flyet

1.12.1 Havaristedet

Flyet havarerte på bane 19 på Tromsø lufthavn. Banen, som har asfaltdekke, måler 2158 x 45 meter. Flyet fulgte banens senterlinje og stoppet ca. 500 meter fra baneenden.

9827 0272 0005

1.12.2 Skader på flyet

Landingen påførte flyet skader på venstre flaps, vingetipp og propell. Skadene på propellen førte til at motoren ble avmontert og sendt til Pratt & Whitney Canada for kontroll. Denne kontrollen viste at motoren var uskadet. Flyet ble kort tid etter landingen jekket opp på venstre side slik at venstre hovedunderstell kunne felles ned. Understellet gikk da uten problemer ned og i lås slik at flyet kunne bli tauet av banen. Undersøkelser viste at understellsets aktuator (hydraulisk) var løsrevet fra understellsmekanismen på grunn av brudd i rådens endestykke (Clevis assy). Videre var begge understellsdørene ødelagt etter kontakten med rullebanen. Den indre døren stod i utfelt posisjon slik at den nedre halvdel var slipt bort etter berøring med rullebanen. Den ytre døren hadde delvis foldet seg under det ytre hjulet og hadde av den grunn store slitasjeskader etter kontakt med både rullebanen og hjulet. Åpne- og lukkemekanismene til hjuldørene hadde overbelastningsskader som var sammenfallende med skader som sannsynlig kunne ha oppstått hvis dørene hadde blitt holdt igjen når understellet ble foldet inn i hjulbrønnen. Understellet "Drag brace assembly" hadde små skader som oppstod da denne under landingen foldet mot jekkens råde som da stod i utskjøvet (Gear Down) posisjon.

1.12.3 Understellsmekanismen ble etter nødlandingen undersøkt uten at det ble funnet feil som kan ha påført understellsaktuatoren unormale belastninger.

1.13 **Medisinske forhold**

Det ble rutinemessig tatt prøver av fartøysjef og styrmann etter hendelsen. Det ble ikke funnet spor etter inntak av alkohol eller medikamenter i prøvene.

1.14 **Brann**

Det oppstod ikke brann under havariet. Friksjon mellom venstre hovedhjul og hjuldørene førte imidlertid til noe røykutvikling under den siste delen av utrulling. Vingens kontakt med rullebanen førte også, i følge lufthavnbetjentene, til en del gnister.

1.15 **Overlevelsesaspekter**

Sjansene for å komme fra en tilsvarende ulykke uten personskader er etter HSLs mening gode. Risikoen ved tilsvarende hendelser avgjøres mye av banens dimensjoner og eventuelt terrengets beskaffenhet langs og i enden av banen.

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 Undersøkelser av venstre Clevis assy, LN-MOE

1.16.1.1 Den delen som forårsaket understellssvikten i venstre understell, Clevis assy P/N 101-810180-5, ble utmontert for nærmere undersøkelser. Delen var delt i to hvorav den ene halvdel var festet til understellets "Drag brace assembly" med en bolt. (Se bilag 1) Den resterende halvdel var skrudd inn i råden på understellets hydrauliske aktuator. Delen som var skrudd inn i råden ble sterkt deformert ved at den traff understellets "Drag brace assembly" da understellet foldet inn under nødlandingen. Bruddflaten på denne delen var så skadet at den ikke kunne gi informasjon om bruddårsaken. Den delen som var festet til understellets "drag brace" hadde en forholdsvis intakt bruddflate og denne bruddflaten ble gjenstand for nærmere undersøkelse. Det Norske Veritas Industry AS (DNVI) har bistått HSL med dette arbeidet. Delen ble undersøkt visuelt, med Scanning Electron Microscope (SEM), metallografisk og ved hjelp av hardhetsmålinger.

1.16.1.2 Undersøkelsesresultatene er beskrevet i DNVI rapport No. 95-3340. Undersøkelsene viste at delens gjengeparti har et komplekst brudd i området for gjenge nr. 5 - 14 regnet fra "gaffel-enden". (Se bilag 2) Av fotoet på bilag 3, kan en videre se at bruddet delvis har fulgt et maskinert spor på en av "sidene" på delen. Bruddet kan deles inn i tre hovedsoner:

- en halvmåneformet radiell sone i plan med gjenge nr. 14
- en aksial vegg "ned" til gjenge nr 5 - 7
- en halvmåneformet ujevne bruddflate som dekker området for gjenge nr. 5 - 7

Av fotoet fremgår det videre at den øvre delen av bruddflaten er bøyd til venstre (Referanse kun til bildet).

1.16.1.3 Undersøkelse med SEM viste at bruddflaten i plan med gjengebunnen med gjenge nr. 14 har en tynn randsoner som dekker ca. halvparten av den totale omkretsen. Randsonen har en bredde på ca. 0,3 mm ved det maskinerte sporet, og bredden er ca. 0,5 mm i en vinkel av 90° fra det maskinerte sporet. (Se bilag 4, fig. 5). Store deler av mikrostrukturen i bruddflaten er ødelagt fordi flatene har blitt trykket mot hverandre igjen etterhvert som sprekken har åpnet seg. (Se bilag 4, fig. 6). Det har likevel vært mulig å finne flere parallelle linjer (striations) i randsonen. (Se bilag 5, fig. 5 og 6). Disse linjene er karakteristiske for tretthetsbrudd. Randsonen har også radielle linjer (break-over marks) som tyder på at tretthetsbruddet har startet samtidig i flere forskjellige "høyder" og at disse så har knyttet seg sammen. Innenfor randsonen finnes mikrostrukturer som har "dimples". (Se bilag 6, fig. 9). Det er karakteristisk for et overbelastningsbrudd i et duktilt (seigt) materiale.

- 1.16.1.4 SEM-undersøkelser av overflaten i gjengebunnen på gjengene "under" bruddstedet viser at også disse har sprekker. (Se bilag 6, fig. 10). Disse sprekke er fordelt på to områder av omkretsen. Det ene området er nær det maskinerte sporet og det andre området er ca. 180° motsatt av dette. En av disse sprekke ble åpnet og mikrostrukturen avslørte et mønster som stor grad sammenfaller med det mønsteret som ble funnet i randsonen på den originale bruddflaten.
- 1.16.1.5 Metallografiske undersøkelser har ikke avslørt uregelmessigheter i delens materiale. Hardhetstester viste at materialet hadde en hardhet 420 HV 10 ved tre individuelle tester. En konvertering til Rockwell C verdier viste en hardhet på 43 HRC. Dette tilsvarer en strekkfasthet på 1390 MPa, og ligger innenfor spesifikasjonene for delen.
- 1.16.1.6 Rapporten fra DNVI konkluderer undersøkelsen slik:
 "From the total clevis rod examination carried out by DNVI, it is to be concluded that the thread base surface cracks have been initiated by the mechanism of fatigue as a consequence of dynamic service loads. One of the cracks is found to be the main responsible for the clevis rod failure suffered by the aircraft LN-MOE"
 (Fra den totale clevis rod undersøkelsen utført av DNVI kan konkluderes at sprekke i overflaten i gjengebunnene har blitt startet av en utmatningsmekanisme som en konsekvens av dynamiske arbeidsbelastninger. En av disse sprekke er funnet å være hovedansvarlig for clevis rod bruddet på flyet LN-MOE). (HSLs oversettelse).
- 1.16.1.7 Clevis assy var lakkert hvit i området utenfor gjengepartiet og hadde ingen stempler eller annen form for identitet som kan gi opplysninger om status eller individ.
- 1.16.2 Undersøkelse av høyre Clevis assy, LN-MOE
- 1.16.2.1 Endestykket fra høyre understell ble utmontert og undersøkt av DNVI. Kadmium pletteringen ble fjernet og en undersøkelse med SEM viste at det var sprekke i gjengebunnen på samtlige gjenger fra nr. 1 - 12 regnet fra "gaffel-enden".
- 1.16.3 Undersøkelser av andre Clevis assy tilhørende B200 fly hos A/S Mørefly
- 1.16.3.1 Bruddet i understellsmekanismen på LN-MOE førte til at Clevis assy, P/N 101-810180-5, på selskapets seks resterende B200 fly ble undersøkt av DNVI for om mulig å påvise sprekke i disse. Denne undersøkelsen ble utført på bestilling av A/S Mørefly. Av totalt 12 enheter som ble undersøkt ble det funnet sprekke i gjengebunnen på i alt 9 enheter. I følge de opplysningene som fremkommer i rapporten er det ikke noe entydig mønster i hvor på omkretsen sprekke ble funnet. Sprekke ble funnet i det som normalt vil være "frie" gjenger når endestykket er montert. Undersøkelsene ble foretatt visuelt med mikroskop, med NDT/MPI (Non

Destructive Testing/Magnetic Particle Inspection), med SEM (Scanning Electron Microscopy) og med optisk prosjektør. Disse endestykkene hadde en total flytid på 923:27 timer - 1025:35 timer, og mellom 1636 og 1861 landinger. Undersøkelsene viste også at det til dels var store variasjoner mellom de forskjellige endestykkene med hensyn til gjengeprofilen og gjengenes overflatebeskaffenhet. (Se bilag 8 fig. 39 og bilag 9 fig. 43). Dette kan i følge DNVI tilbakeføres til variasjoner i maskineringen av gjengene. Ingen av endestykkene var indentifiserbare med hensyn til individ.

1.16.4 Undersøkelser av to nye Clevis assy levert for utskiftning av endestykker

- 1.16.4.1 To nye endestykker ble også undersøkt av DNVI på oppdrag av A/S Mørefly. Disse hadde store variasjoner med hensyn til gjengeprofil og overflatebeskaffenhet og representerte i så henseende to hovedtyper. Disse to hovedtypene ble benevnt "A" og "B". (Se bilag 7 fig. 4 og 5). Begge de nye endestykkene var stemplet med kontrollstempel, dato og "Harlow Acft. Mfg." (Ref 1.16.1.7)

1.17 **Organisasjoner og ledelse**

- 1.17.1 A/S Møreflyns historie går tilbake til 10. juni 1955 da selskapet ble stiftet. A/S Mørefly var på ulykkestidspunktet et heleiet datterselskap av Helikopter Service A/S, og ble ledet av en daglig leder (Accountable Manager). Selskapet hadde 9 stk Beech 200/B200 og tre helikoptre (2 stk. AS 350 B1 og en SA 365 N). På hendelstidspunktet var totalt 139 ansatte i selskapet hvorav 45 var tilsluttet teknisk avdeling. Ambulansflyging var selskapets største beskjeftigelse da bare to av helikoptrene ble brukt til andre oppdrag. Selskapets drift var fordelt på hovedbasen Vigra samt seks øvrige baser. Alta var sammen med Vigra hovedbase for vedlikehold. Altbasen ble ledet av en kombinert administrativ leder/ teknisk leder og en operativ baseleder, men var teknisk og administrativt underlagt hovedbasen. Teknisk avdeling ble ledet av teknisk sjef. Selskapets kontrollsjef var administrativt underlagt teknisk sjef, men skulle rapportere direkte til selskapets "accountable manager" (daglige leder) for alle forhold som ikke tilfredsstilte firmaets krav til sikkerhet.

1.18 **Andre opplysninger**

1.18.1 Sjekklist

Flight Safety Training Checklist blir av selskapet benyttet som sjekklist. Nedenfor følger aktuelle utdrag fra sjekklist.

9827 0272 0013

1.18.1.1 EMERGENCY. LANDING GEAR WILL NOT RETRACT (HYDRAULIC SYSTEM)

1. Landing Gear Relay CB..... CHECK IN
2. Emergency Extension Lever.....STOWED
3. Landing Gear Handle..... UP

If gear will not retract:

4. Landing Gear Handle..... DOWN
5. Landing Gear Relay CB..... PULL
6. Maximum Airspeed.....185

1.18.1.2 LANDING GEAR MANUAL EXTENSION (HYDRAULIC SYSTEM)

1. Airspeed..... 130
2. Landing Gear Relay CB..... PULL
3. Landing Gear Handle..... DOWN
4. Extension Lever.....PUMP UNTIL THREE GREEN LIGHTS
5. Extension Lever.....STOW

WARNING

If for any reason the green GEAR DOWN lights do not illuminate (i.e., in case of an electrical system failure), continue pumping until sufficient resistance is felt to ensure that the gear is down and locked

WARNING

After manual (emergency) landing gear extension has been made, do not move any landing gear controls or reset any switches or circuit breakers until the airplane is on jacks, since the failure may be in the gear- up circuit and the gear might retract on the ground.

1.18.1.3 LANDING UNSAFE GEAR

NOTE

The following procedures referencing landing with an unsafe gear have been derived from the best information available. **They are recommendations only and are not considered mandatory.** The pilot can, and should, deviate from any procedure if he feels that the procedure will compromise safety

SEP 07 00:00

TYPE II (One Main Gear Up or Unsafe)

If the left or right main landing gears fails to extend and the other gear extends normally, a break in the drive mechanism to the unextended gear has probably occurred, and the emergency gear extension procedures did not work.

The remaining gear should be retracted, and a Type I (All Gear Up) landing should be accomplished.

If these attempts fail and the airplane must be landed with the nosewheel extended and one main gear indicating unsafe, the landing should be made on a hard surface runway. It is not recommended that a one- main-gear-up landing be attempted on a grass/sod runway or grassy area next to the runway.

The fuel load should be reduced as low as possible (not less than 265 pounds per side).

1. Fuel Load.....REDUCED
2. Passenger Briefing.....COMPLETED
3. Seatbelts/Harnesses for Passengers.....SECURED
4. All Loose Equipment.....SECURED
5. Baggage Compartment Light.....ON*
6. Bleed-Air Valves.....ENVIRO OFF
7. Cabin Press Switch.....DUMP (WHEN PSID IS ZERO)
8. Emergency Exit.....REMOVED (OPTIONAL)
9. Emergency Gear Extension Pump/Handle.....SECURED
10. Landing Gear Handle.....UP
11. Landing Gear Relay CB.....PULL
12. Seatbelts/Harness for Crew.....SECURED
13. Nonessential Electrical Equipment.....OFF*
14. Before Landing Checklist.....COMPLETED

On final approach:

15. Boost Pumps/Crossfeed.....OFF
16. Landing Gear Warning Horn CB.....PULL
17. Flaps.....100%
18. Yaw Damper.....OFF
19. Airspeed.....NORMAL APPROACH SPEED
20. Power Levers (Runway Assured).....IDLE
21. Propellers.....FEATHERED
22. Condition Levers.....CUT-OFF
23. Fuel Firewall Valves.....CLOSED
24. Master Switch (Gang Bar).....OFF*

5627 0278 0014

CAUTION

Execute a normal approach, touch down as smoothly as possible and well to the same side of the runway as the extended gear to allow room for possible ground loop. Roll on the down-and -locked gear, holding the opposite wing up and the nose straight as long as possible. As the wingtip strikes the runway, apply opposite brake to maintain directional control.

*If the landing is to be performed at night, the pilot may elect to turn on the cabin lighting prior to touchdown and leave master switch on for a lighted evacuation. The baggage light is hot-wired and should be on regardless of the master switch position.

- 1.18.2 Konstruksjonstegninger for Clevis assy
- 1.18.2.1 Konstruksjonstegninger, i henhold til produsenten Beech Aircraft Corporation, viser at Clevis assy skal ha rullede gjenger (Rolled threads required).
- 1.18.3 Kontakt med produsentlandets myndigheter (USA) og produsenten Raytheon Aircraft Company
- 1.18.3.1 Ulykken ble varslet i henhold til internasjonale regler. En representant fra produsenten Beechcraft kom til Norge og ble gitt fortløpende opplysninger om HSLs undersøkelser. Beechcraft har arbeidet videre med problemet, men har på forespørsel ikke gitt HSL nærmere opplysninger. Henvendelser via National Transport Safety Board (NTSB) har gitt opplysninger om at Beechcraft arbeider med saken, at de har funnet overflatesprekker også i andre endestykker, og at HSL vil bli orientert om eventuelle funn. Slik informasjon har ennå ikke blitt mottatt.
- 1.18.3.2 På direkte forespørsel fra A/S Mørefly har Beechcraft foreslått at selskapet bytter ut samtlige endestykker etter hvert som de når 1500 landinger. Raytheon Aircraft sa seg villig til å dekke utskiftningene med en garantiordning.
- 1.18.4 Kontakt med Norske luftfartsmyndigheter
- 1.18.4.1 HSL har holdt Luftfartsverket løpende orientert om de funn som er gjort. Dette inkluderer oversendelse av rapporten utarbeidet av DNVI etter oppdrag fra HSL.
- 1.19 **Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder**

Det har ved denne undersøkelsen ikke blitt benyttet metoder som kvalifiserer til spesiell omtale.

8827 0272 0015

2 ANALYSE

2.1 Årsaker til dannelse av sprekker i Clevis assy

- 2.1.1 HSL har ikke lyktes i å fastslå det totale hendelsesmønsteret med hensyn til sprekkdannelsen i gjengebunnene i Clevis assy. Det har ikke lyktes å fastslå om sprekken har sin opprinnelse fra gjengenes formingsprosess ved produksjonen av delen. Hvis de generelle arbeidsbelastninger har vært utløsende for utmattingsprosessen synes det klart at sprekken har startet i gjengebunnene fordi gjengene ved sin tilstedeværelse vil representere en sprekkinitiator.
- 2.1.2 Det er konstatert sprekker eller brudd i totalt 11 av 14 Clevis assy på fly undersøkt i Norge. Videre har produsenten ved egne undersøkelser funnet overflatesprekker på tilsvarende deler tilhørende fly i USA. HSL mener derfor at bruddet på LN-MOE ikke kan ha skjedd som en følge av mangelfullt- eller feilaktig utført vedlikehold, eller enkeltstående unormale belastninger påført flyet under bruk hos A/S Mørefly.
- 2.1.3 Understellet holdes oppe ved at aktuatoren låses hydraulisk av understellets velgeventil. Clevis assy vil derfor være utsatt for en varierende strekkbelastning så lenge understellet ikke er nede og låst. Disse belastningene vil blant annet være avhengig av vekten på understellet og g-belastningene på flyet. HSL mener at "High Flotation Landing Gear" gir en noe anderledes belastning på endestykkene, men grunnet mangel på opplysninger fra produsenten har det ikke vært mulig å fastslå hvilke arbeidsbelastninger som påføres ved standard eller "High Flotation Landing Gear". Det synes likevel klart at Clevis assy ikke er av et slik materiale, utførelse eller dimensjonering at den over lengere tid klarer å motstå de belastninger som den utsettes for. Dette synet underbygges ved at Raytheon Aircraft Company etter havariet på forespørsel fra Mørefly, foreslår en utskifting av delen etter 1500 landinger, og det forhold at utskiftingen ble dekket av produsentens garantiordninger.
- 2.1.4 Den ene av rapportene fra DNVI slår fast at det har vært utført "improper machining" i gjengebunnen på flere av endestykkene. Videre beskriver rapporten store forskjeller i gjengeprofiler og overflatenes beskaffenhet. Bildet på bilag 9 fig. 43 viser en overflate som etter HSLs mening ikke samsvarer med kravet i konstruksjonstegningene til rullede gjenger. HSL har imidlertid ikke nok bakgrunnsmateriale til å kunne avgjøre i hvilken grad sprekken i endestykkene kan tilbakeføres til dårlig utførelse av gjengene.
- 2.1.5 HSL har orientert produsenten så vel som norske og produsentlandets luftfartsmyndigheter om de funn som er gjort. Denne orienteringen har bl.a. skjedd ved at angjeldende luftfartsmyndigheter har fått tilsendt DNVI-rapporten utarbeidet på oppdrag fra HSL. Dette mener HSL er tilstrekkelig til at flysikkerheten blir

ivaretatt. Kommissjonen finner det derfor ikke hensiktsmessig å gå dypere inn i problematikken rundt sprekke i Clevis assy.

2.2 Vedlikeholdsrutinene hos A/S Mørefly

- 2.2.1 HSL har ingen informasjon som skulle tilsi at selskapet ikke har fulgt gjeldende bestemmelser med hensyn til vedlikeholdet av understellet på selskapets B200 fly. De aktuelle sprekkeformene i gjengepartiet på Clevis assy P/N 101-810180-5 var etter HSLs mening av en slik karakter at det ikke kunne forventes at de ble oppdaget ved visuelle inspeksjoner forut for ulykken.

2.3 Nødlandingen

- 2.3.1 HSL mener at besetningen på MOR 55 handlet rasjonelt under den situasjonen som oppstod, og at nødlandingen ble gjennomført på en sikker måte. Lufthavnens beredskap, handlemåte ved nødlandingen og den påfølgende evakueringen bidro ytterligere til å redusere faren for skader på personer og materiell. HSL mener videre at det var en riktig avgjørelse å gjennomføre nødlandingen på Tromsø lufthavn der de største ressursene kunne forventes med hensyn til havariberedskap, og hvor baneforholdene var best.

- 2.3.2 Sjekklisten for "Landing Unsafe Gear" (Se 1.18.1.3) sier:
 "The fuel load should be reduced as low as possible (not less than 265 pounds pr. side)."

Nødlandingen ble foretatt med ca. 1 000 lb drivstoff i tankene. Dette var vesentlig mer en anbefalt i sjekklisten. Tidspunktet for nødlandingen ble fastsatt med hensyn til pasienten, og HSL mener at denne beslutningen ikke kan kritiseres.

- 2.3.3 Nødlandingen ble gjennomført uten bruk av bremses. I ettertid viser det seg at moderat bruk av bremses i dette aktuelle tilfellet kunne ha vært med på å forhindre at understellet foldet framover. Nødsjekklisten nevner bare bruk av bremses ifm. å holde retningskontroll. Besetningen var ikke klar over understellsproblemets natur og valgte derfor ikke å bremse for på den måten å belaste understellet minst mulig under utrulling. HSL mener dette var en riktig beslutning.

3 KONKLUSJON

- a) Fartøysjef og styrmann hadde forskriftsmessige sertifikater for angjeldende flygetjeneste og hadde gjennomgått periodisk flygetrening.
- b) Flyet var forskriftsmessig registrert.

0827 0828 0017

- c) Flyet var vedlikeholdt i henhold til et myndighetsgodkjent vedlikeholdsprogram.
- d) Flyet var utstyrt med "High Flotation Landing Gear".
- e) Flyet hadde ved ulykken en flytid på 958:19 timer og hadde akkumulert 1861 landinger.
- f) Besetningen måtte foreta en nødlande pga. brudd i et endestykke (Clevis assy P/N 101-810180-5) på flyets venstre understell. (Årsaksfaktor)
- g) Nødlandingen ble gjennomført på Tromsø lufthavn uten skade på passasjerer eller besetning.
- h) En undersøkelse foretatt av DNVI konkluderer med at sprekker i overflaten i gjengebunnene på Clevis assy på flyets venstre understell har blitt startet av en utmattingsmekanisme som en konsekvens av dynamiske arbeidsbelastninger. En av disse sprekke er funnet å være hovedårsaken til bruddet på Clevis assy. (Årsaksfaktor)
- i) Det har ikke vært mulig å fastslå hvorfor belastningene på Clevis assy har startet en utmattingsmekanisme som førte til brudd etter 1861 landinger.
- j) En undersøkelse foretatt av DNVI konkluderer med at det også var sprekker i overflaten i gjengebunnene på Clevis assy på flyets høyre understell.
- k) Clevis assy hadde ingen stempler eller annen form for identitet som kunne gi opplysninger om status eller individ.
- l) Av 12 endestykker undersøkt av DNVI på oppdrag fra A/S Mørefly, ble det funnet sprekker i 9. Disse hadde akkumulert mellom 1636 og 1865 landinger.

4

TILRÅDINGER

HSL tilrår at Luftfartsverket foretar en helhetlig vurdering av flysikkerheten i forbindelse med sprekkdannelse i Clevis assy P/N 101-810180-5 på Beech-fly med hydraulisk operert understell.

9827 0872 0018

5 TILLEGGSOPPLYSNINGER

Etter at HSL hadde avsluttet undersøkelsesarbeidet, og etter at fristen for å avgi høringsuttalelse var utløpt, fremkom Raytheon Aircraft Company med tilleggsopplysninger vedrørende saken. Flyprodusenter opplyser bl.a. følgende:

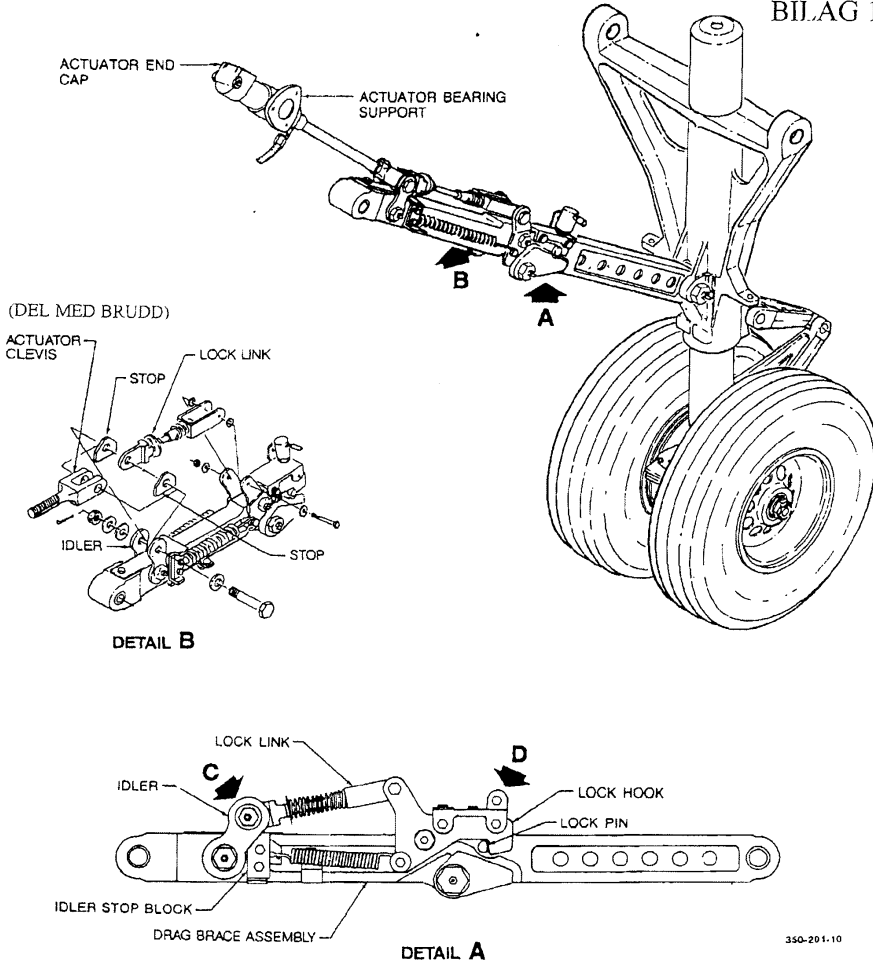
Raytheon Aircraft Company opplyser at de har undersøkt Clevis assy på ytterligere 11 fly i tillegg til de 7 flyene til A/S Mørefly. På de 11 flyene ble det funnet overflatesprekker på 12 Clevis assy. Testflygninger utført av produsenten i mai 1996 har indikert at Clevis assy utsettes for belastninger som kan redusere motstanden mot tretthetsbrudd. På bakgrunn av dette evalueres forskjellige muligheter for å øke delens levetid. Den mest sannsynlige løsningen vil i følge produsenten bli å rekonstruere deler av understellmekanismen. Videre har Raytheon Aircraft Company revidert arbeidsbeskrivelsen for produksjon av Clevis assy slik at delen nå skal varmebehandles før gjengene rulles, og ikke som tidligere, varmebehandles etter at gjengene var rullet.

6 BILAG

- 1 Understellts konstruksjon
- 2 Oversiktsbilde, halvdel av Clevis assy
- 3 Nærbilde av bruddsted
- 4 SEM bilder av bruddflate
- 5 SEM bilder av bruddflate, mikrostruktur
- 6 SEM bilder av bruddflate, mikrostruktur, og bilde av sprekker i gjengeparti 3-7.
- 7 SEM bilder av gjenger.
- 8 SEM bilde av ujevnheter etter maskinering i gjengebunnen.
- 9 SEM bilder av ujevnheter etter maskinering i gjengebunnen.
- 10 Forkortelser

BEECHCRAFT
 SUPER KING AIR 200 SERIES
 MAINTENANCE MANUAL

BILAG 1



Main Landing Gear Drag Brace Assembly (Sheet 1 of 2)
 Figure 215

5527 0272 0020



DNV

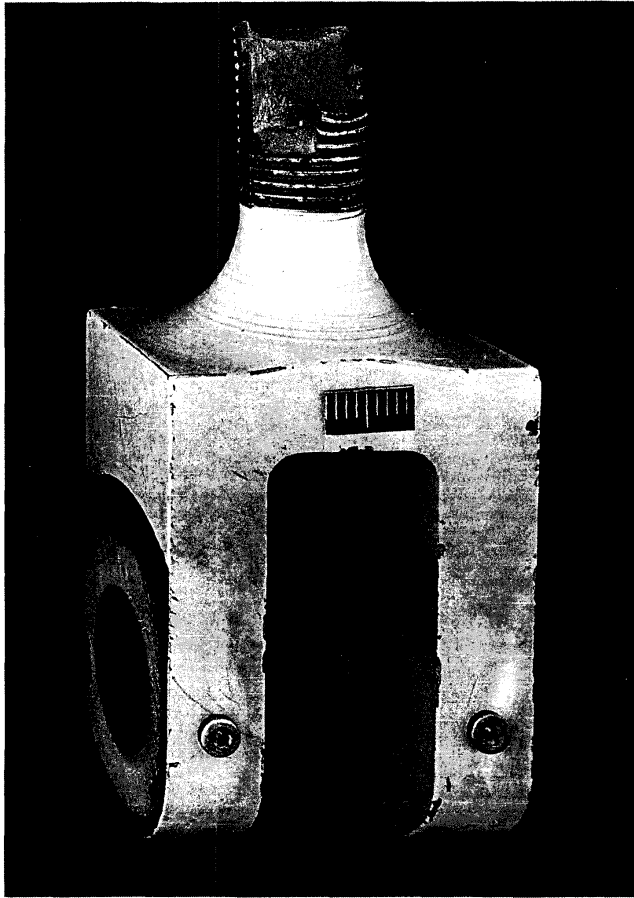


Fig. 3 General view of the broken L/H clevis rod from the aircraft reg. LN-MOE. The machined groove in the one side of the threaded portion is seen at the top of the photo.

9533 0273 0001

Page F3

Reference to part of this report which may lead to misinterpretation is not permissible.

16 June 1995, dnv953300am.rep

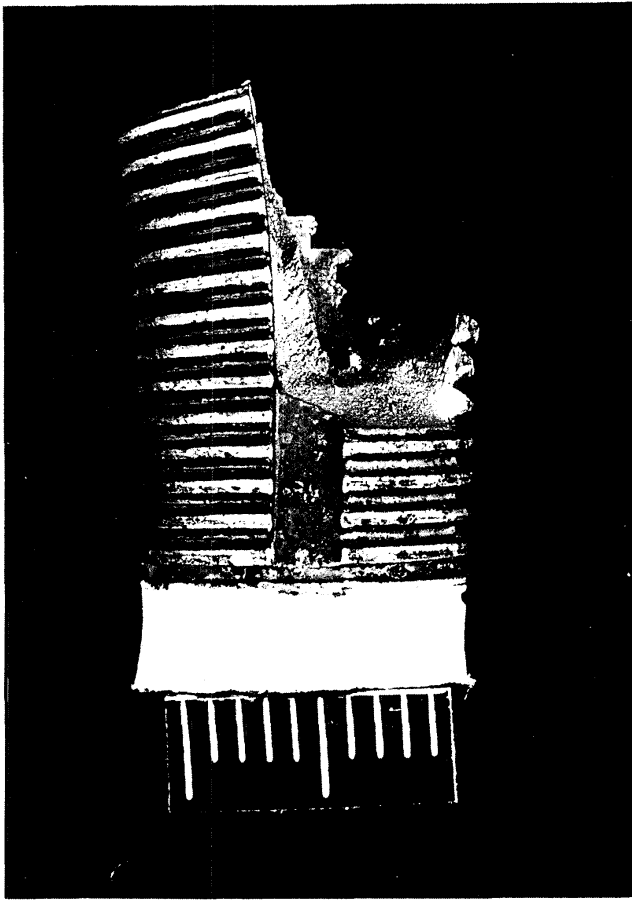


Fig. 4 Close-up photo of the broken clevis rod revealing the side profile of the fracture surface. The machined groove has obviously influenced the axial section of the fracture. It is also seen that the threaded section is slightly bent towards the left side (ref. photo only).

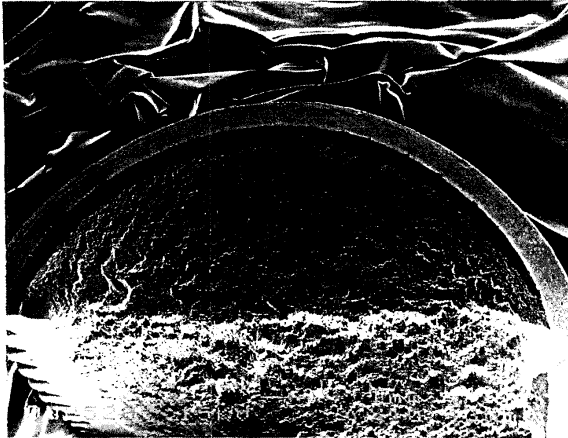


Fig. 5 General SEM view of the upper semi-circular section of the fracture. A narrow edge zone of a somewhat different (darker) appearance is noted. Magnification 10 X

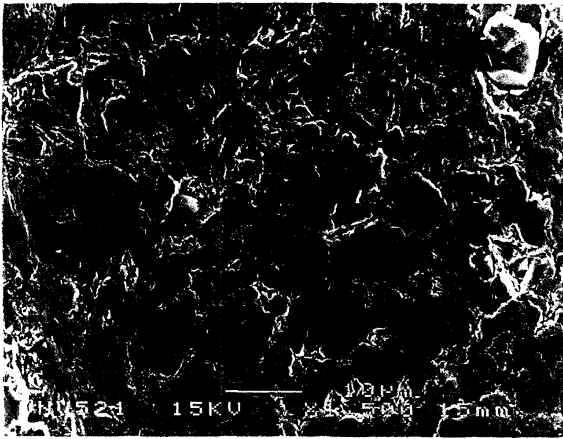


Fig. 6 SEM close-up photo showing a "smeared" micropattern within the narrow edge zone seen in Fig. 5. Magnification 1500 X

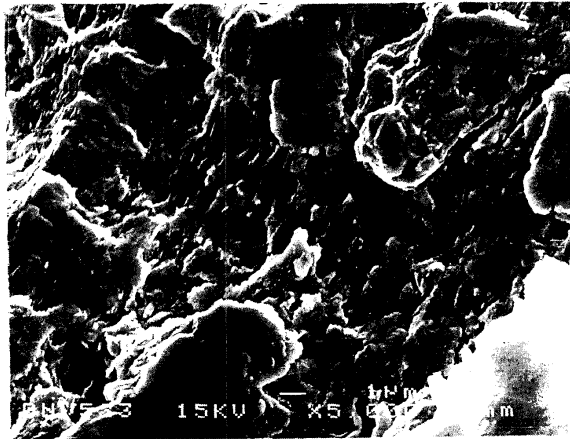


Fig. 7 SEM photo representing the intact micropattern of the narrow edge zone at a location close to the machined groove (ref. Fig. 5). Fatigue striations and parallel microcracking is noted. Magnification 5000 X

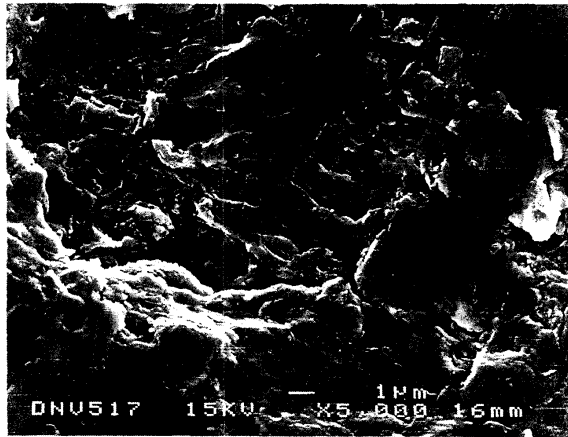


Fig. 8 SEM photo representing intact micropattern of the narrow edge zone at a location nearly 180 degrees opposite to the machined groove (ref. Fig. 5). Fatigue striations and parallel microcracking is indicated. Magnification 5000 X

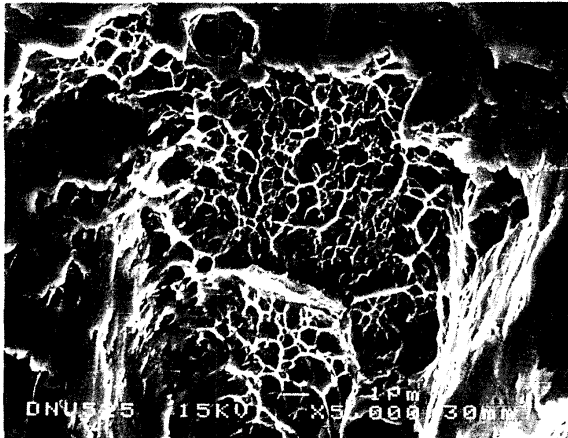


Fig. 9 SEM photo showing the micropattern of the fracture outside the narrow edge zone, representing so-called "dimples" which are characteristic for a ductile material overload. Magnification 5000 X

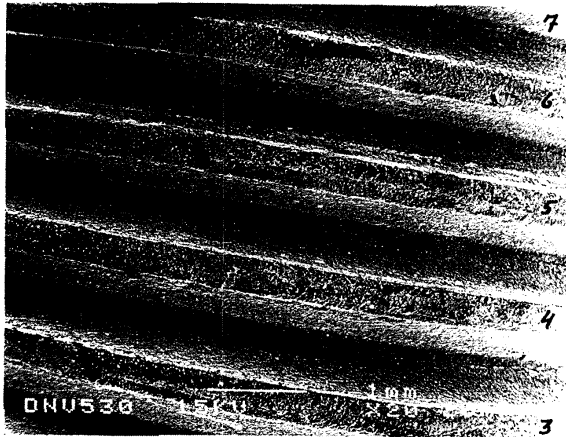


Fig. 10 SEM photo representing the threads No. 3 to 7 from the fillet area. Base area cracking is seen between all the threads in question. Magnification 20 X

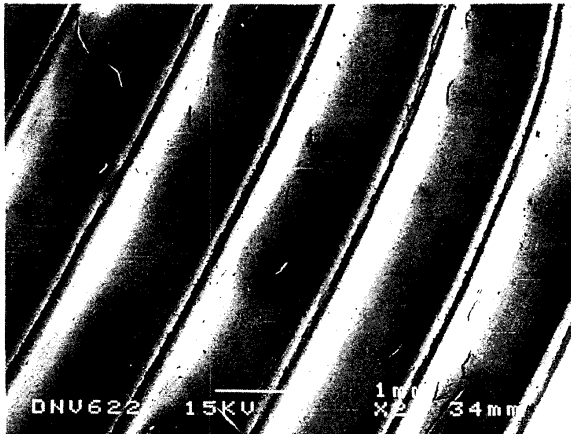


Figure 4 SEM photo showing the threads of the clevis rod marked "A". Due to improper cleaning of the specimen, some particles are present on the surface. Magnification: 20X

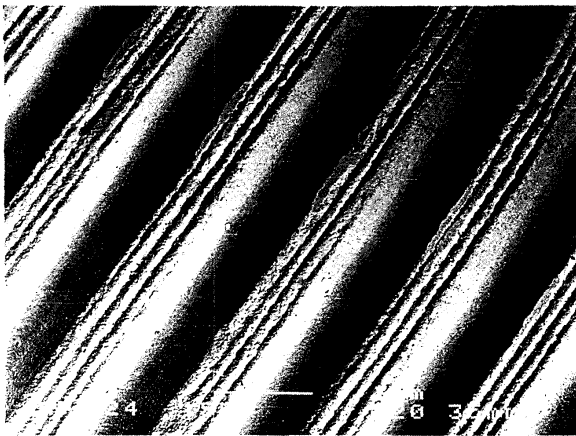


Figure 5 SEM photo showing the threads of the clevis rod marked "B". Magnification: 20X

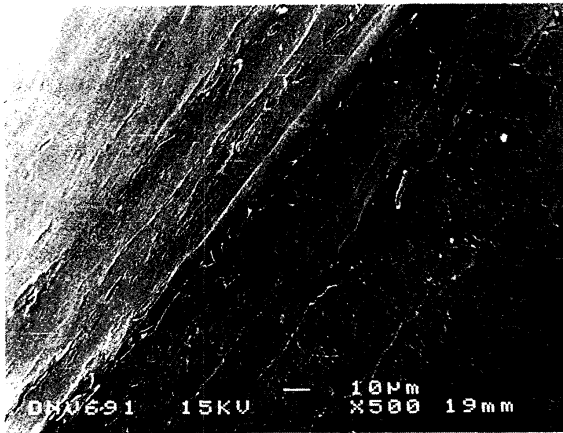


Figure 39 SEM detail photo of the base area No. 1 from the fillet area of the L/H clevis from the aircraft LN-MOG. Score marks, most likely caused by some improper machining, can be observed. Magnification: 500X

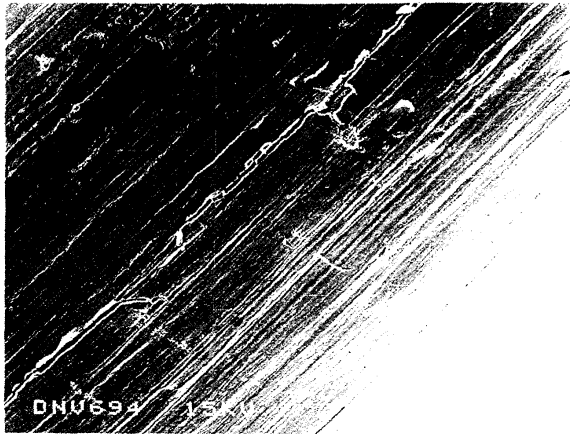


Figure 42 SEM detail photo of the crack shown in Fig. 41. Magnification: 500X

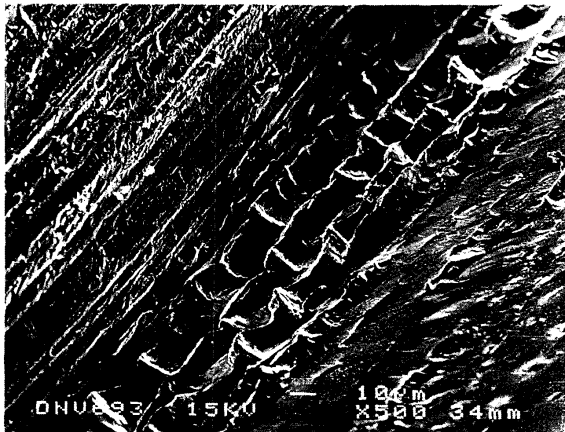


Figure 43 SEM detail photo showing score marks from improper machining in the base area No. 1 from the fillet area of the R/H clevis rod for the aircraft LN-MOG, seen after a HCl cleaning. Magnification: 500X

FORKORTELSER

CB	Circuit Breaker
DNVI	Det Norske Veritas Industry
ft	<i>fot (0,304 meter)</i>
hPa	hectopascal
HSL	Havarikommisjonen for sivil luftfart
kg	kilo
kl.	klokken
km	kilometer
kt	knop (1852 meter)
lb	pund (0,454 kg)
LH	Left Hand (venstre side)
MPI	Magnetic Particle Inspection
N	Nord
NDT	Non Destructive Testing
NTSB	National Transportation Safety Board
PFT	Periodic Flight Training
P/N	Partnumber (delenummer)
SEM	Scanning Electron Microscopy
TWR	Tower (kontrolltårn)
Ø	Øst