

RAP.: 47/2001

**RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE 8. SEPTEMBER 1997  
I NORSKEHAVET CA. 100 NM VEST-NORDVEST AV  
BRØNNØYSUND MED EUROCOPTER AS 332L1 SUPER  
PUMA, LN-OPG, OPERERT AV HELIKOPTER SERVICE AS**

AVGITT NOVEMBER 2001



## RETTELSER HSL RAP 47/2001

- Punkt 1.6.6.2, siste avsnitt, linje nr. 5: det skal stå: se punkt 1.18.1.2, ikke 1.18.2
- Punkt 1.16.1.2, linje nr. 7: det skal stå: fig. 25, ikke 31
- Punkt 1.19.2.1, linje nr. 2: før også til henvisning til punkt 1.16.5.6
- Punkt 2.3.3.1, linje nr. 5: før også til henvisning til punkt 1.6.5.3
- Punkt 2.9.1.1, underpunkt 10 det skal stå: se punkt 1.1.2, ikke i.1.2



## INNHALDSFORTEGNELSE

### MELDING OM HAVARIET

<b>SAMMENDRAG</b>	<b>4</b>
<b>1. FAKTISKE OPPLYSNINGER</b>	<b>6</b>
1.1 Hendelsesforløp	6
1.2 Personskade	8
1.3 Skade på luftfartøyet	8
1.4 Andre skader	8
1.5 Personellinformasjon	8
1.6 Luftfartøyet	10
1.7 Været	44
1.8 Navigasjonshjelpemidler	46
1.9 Samband	46
1.10 Flyplasser og hjelpemidler	47
1.11 Flygeregistratorer	47
1.12 Havaristedet og helikopter	50
1.13 Medisinske forhold	54
1.14 Brann	54
1.15 Overlevelsesaspekter	54
1.16 Spesielle undersøkelser	57
1.17 Organisasjoner og ledelse	77
1.18 Andre opplysninger	82
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder	91
<b>2. ANALYSE</b>	<b>97</b>
2.1 Innledning til analysen	97
2.2 Analyse av hendelsesforløpet under flyturen 08.09.97	97
2.3 Årsaksfaktorer med betydning for hendelsesforløpet	100
2.4 “Splined sleeve”	111
2.5 En vurdering av perioden for feilutviklingen i “splined sleeve”	124
2.6 En sammenfatning av analysen av tekniske forhold i kapittel 2.2-2.5	128
2.7 Styrende dokumenter – kvalitetsdokumentasjon, prosedyrer og menneskene i prosessen	131
2.8 Luftfartsverkets tilsyn	136
2.9 Vedlikehold gjennomført i selskapet	139
2.10 HUMS	150

2.11	Brudd på “tie-bolt”	153
2.12	Sertifiseringskrav	153
2.13	Brann	154
2.14	Overlevelsesaspekter	154

### **3. KONKLUSJON 156**

3.1	Undersøkelseresultater	156
3.2	Signifikante undersøkelseresultater	161

### **4. TILRÅDINGER 163**

## **DEL II**

### **5. BILAG 166**

Figur 1 – 75  
Bilag A – F  
Forkortelser

**LUFTFARTSULYKKE 8. SEPTEMBER 1997 I NORSKEHAVET CA. 100 NM VEST-NORDVEST AV BRØNNØYSUND MED EUROCOPTER AS 332L1 SUPER PUMA, LN-OPG, OPERERT AV HELIKOPTER SERVICE AS**

Typebetegnelse:	Eurocopter Super Puma AS 332L1
Registrering:	LN-OPG
Eier:	Helikopter Service AS P.B. 522 4055 Stavanger lufthavn
Bruker:	Samme som eier
Besetning:	2
Passasjerer:	10
Havaristed:	Norskehavet 66° 04' 25"N 008° 34' 21"Ø
Havaritidspunkt:	8. september 1997, kl. 06:56:30

Alle tidsangivelser i denne rapport er lokal tid (UTC + 2 timer), hvis ikke annet er angitt.

## **MELDING OM HAVARIET**

Havarikommisjonen for sivil luftfart (HSL) ble varslet om ulykken 8. september 1997 kl. 0740 av Bodø kontrollsentral (ATCC). Meldingen gikk ut på at et Super Puma helikopter fra Helikopter Service AS (HS) underveis fra Brønnøysund til oljeproduksjonsskipet "Norne" var savnet. Utrykning til Brønnøysund ble forberedt samtidig som kontakt med berørte parter i Luftfartsverket og Hovedredningssentralen i Nord-Norge ble opprettet. HSL ankom Brønnøysund samme dag kl. 1500.

I henhold til ICAO Annex 13, Aircraft Accident Investigation, ble den franske (produsentland) havarikommisjonen, Bureau Enquêtes - Accidents (BEA) kontaktet. BEA sendte en akkreditert representant fulgt av rådgivere fra

helikopterprodusenten Eurocopter France (ECF) og motorprodusenten Turbomeca for å bistå ved undersøkelsen.

## SAMMENDRAG

### *Hendelsesforløpet*

LN-OPG, et Eurocopter AS 332L1 Super Puma, ble operert av Helikopter Service AS i kontraktfestet transporttjeneste til Nornefeltet i Norskehavet vest av Brønnøysund. Den 8. september 1997 kl. 0600 tok helikopteret av fra Brønnøysund lufthavn med kurs for oljeproduksjonsskipet "Norne". Ombord var 10 passasjerer og en besetning på to. Flygingen forløp som normalt på en standard IFR reiseplan i 2 000 ft høyde fram til kl. 0650 da besetningen observerte korte lysglimt fra "OVSP" lyset. Besetningen hadde ikke forutsetninger for å anta at dette var et alvorlig faresignal. Helikopteret nærmet seg "Norne", og besetningen kontaktet oljeriggen "Transocean Prospect" som opererte radiostasjon for området. Sambandet med Bodø kontrollsentral (ATCC) ble deretter avsluttet. Besetningen observerte kort tid etter noe som ble antatt å være feilindikasjoner. En begynnende feil i aksel forbindelsen mellom høyre motor og hovedgearboksen ble på dette tidspunktet kritisk, noe som førte til at høyre- og deretter venstre kraftturbin desintegrerte (ble revet i stykker). Dette medførte at vitale kontrollstag ble kuttet og helikopteret kom helt ut av kontroll. Samtlige om bord omkom da helikopteret traff havoverflaten.

### *Den direkte årsaken til ulykken*

Helikopteret ble senere lokalisert på 380 meters dyp. De omkomne og helikopteret ble hevet og undersøkelser ble iverksatt av HSL. Dette avdekket at ulykken ble direkte forårsaket av at det hadde oppstått flere utmattingssprekker i en akselhylse i hovedgearboksens høyre inngående akseltapp (splined sleeve). Dette førte til at en lås (lock washer) løsnet og kom inn i kraftoverføringsakselen (Bendix shaft) til høyre motor. Akselen kom som en følge av dette ut av balanse slik at den feilet. Dette forårsaket vibrasjoner som satte motorens system for regulering- og kontroll av turtall ut av funksjon. Som en følge av dette, og bortfallet av belastninger grunnet bruddet i "Bendix shaft", steg kraftturbinens turtall ukontrollert. Da turtallet nådde ca. 175% desintegrerte kraftturbinen og fragmenter fra denne kuttet to kontrollstag til hovedrotoren, kontrollstagen til halerotoren og ødela kraftturbin-seksjonen på venstre motor.



Det har ikke vært mulig å fastslå med sikkerhet hva som førte til at det oppsto utmattingssprekker i "splined sleeve". En rekke teorier har vært undersøkt uten at noe kan knyttes entydig til oppsprekningen. HSL har imidlertid funnet to forhold som uavhengig eller i kombinasjon kan ha ført til oppsprekningen. Disse er:

### *1 Tilstanden på hardmetallbelegget på "splined sleeve"*

Hardmetallbelegget inneholdt karbidkorn med større "diameter" enn tykkelsen på belegget. Beleggets tykkelse var stedvis under spesifisert verdi og det ble funnet porøsitet i belegget som lå betydelig over den toleransen som var oppgitt. Videre ble det funnet lokal lagdeling i hardmetallbelegget og manglende binding mellom grunnmaterialet og hardmetallbelegget. Undersøkelsen har også vist at belegget hadde en rekke riper som ikke kan knyttes til selve havarisekvensen.

### *2 Vibrasjoner fra roterende komponenter i hovedgearboksen (Main Gear Box - MGB)*

Analyser av Health and Usage Monitoring System (HUMS) data fra LN-OPG viser at vibrasjonene registrert fra MGB forandret seg betydelig i karakter og styrke etter at MGB nr. M170 ble installert. Forsøk har vist at visse kombinasjoner av "input pinion" og "8 000 RPM wheel" kan gi økte vibrasjoner i en gearboks. Det er klart at LN-OPG hadde komponenter som frambragte et slikt uvanlig vibrasjonsmønster, men det har ikke vært undersøkt hvilke belastninger dette gir på "splined sleeve".

### *Andre undersøkelsesresultater*

Undersøkelsen har avdekket at en O-ring av typen MS9388-133 ikke var montert på høyre "splined sleeve" som forutsatt. HSL mener at det er tvilsomt om utmattingsprekkene i "splined sleeve" ble initiert som følge av dette. Den påfølgende sprekkveksten kan imidlertid ha blitt påskyndet av denne mangelen.

Undersøkelsen indikerer at "splined sleeve" begynte å sprekke i perioden mellom 22. og 31. august 1997. Dette var mellom 121 og 62 flytimer før ulykken.

Undersøkelsen har vist at sikkerhetspotensialet i HUMS ikke ble fullt utnyttet. Ulykken har vist at systemet kan være et viktig verktøy til å forhindre ulykker, men at systemet må gis en klar prioritering av alle involverte parter for at en størst mulig del av sikkerhetspotensialet skal kunne utnyttes.

HSL har gjennom undersøkelsen avdekket svakheter i det vedlikeholdsprogram som ble benyttet på helikopteret. Videre er det avdekket mangler ved det vedlikehold som ble utført av HS.

Selskapet har i sin interne årsrapport om kvalitet, helse, miljø og sikkerhet, gitt uttrykk for at de overordnede håndbøker er i en god stand og er et godt fundament for å lede og styre selskapets mange aktiviteter. Innbefattet her er de håndbøker som dokumenterer det tekniske kvalitetssystemet. HSL er ikke uten videre enig i

dette. HSL stiller spørsmål ved "korrekthet og godhet" ved selskapets tekniske kvalitetssystem. En systematisk gjennomgang av disse håndbøkene har medført at HSL mener at det ligger et betydelig forbedringspotensiale i dokumentene. En slik forbedring vil etter HSLs mening være et viktig ledd i den løpende kvalitetsforbedring som skal skje i organisasjonen.

Undersøkelsen har vist at det ligger et betydelig sikkerhetspotensiale i å forbedre helikopterets konstruksjon. Uheldige konstruksjonsløsninger var medvirkende til at noe som i utgangspunktet var en begrenset teknisk feil, fikk utvikle seg til en fatal ulykke. HSL mener at en bedre risikoanalyse av konstruksjonen kunne ha avdekket flere svakheter, blant annet svakheter ved motorens regulerings- og kontrollsystem og sårbarhet overfor "uncontained engine failures".

HSL har som følge av denne undersøkelsen gitt 18 tilrådinger til Luftfartstilsynet, luftfartsverket og helikopterselskapet. Disse er listet under punkt 4.

## **1 FAKTISKE OPPLYSNINGER**

### **1.1 Hendelsesforløpet**

- 1.1.1 Helikopter Service AS utførte, etter kontrakt, transporttjeneste for Statoil blant annet fra Brønnøysund lufthavn (ENBN) til oljeinstallasjonene i Heidrun- og Nornefeltet i Norskehavet.
- 1.1.2 Første planlagte flyging fra Brønnøysund mandag 8. september 1997 var til oljeproduksjonsskipet "Norne" (XNNE). Flyteknikeren påbegynte arbeidsdagen kl. 0430. I følge flyteknikeren ble "Pre Flight Check" (PFC) gjennomført inne i hangaren uten at noe unormalt ble oppdaget. Ved en forglemmelse skrev han imidlertid ikke opp i Daily Maintenance Record (DMR) at PFC var utført. Besetningen som bestod av to flygere ankom flyplassen ca. kl. 0515. De planla og forberedte flygingen som ble beregnet å vare i 1 time og 6 minutter. Drivstofforbruket ble beregnet til 512 kg. Fordi værforholdene var akseptable og den beregnede avgangsvekten var lav (kun 10 passasjerer, lite bagasje og ingen last), kunne ekstra drivstoff tas med, og det ble besluttet å fylle 1 700 kg drivstoff. Dette ble meddelt flyteknikeren som i mellomtiden hadde tauet helikopteret ut og klargjort det for tanking av drivstoff. Tanket mengde ble ført i DMR av flyteknikeren. Etter tankingen ble helikopteret tauet til oppstartsområdet og besetningen og passasjerene ankom. For at helikopterets balanse skulle ligge innenfor begrensningene ble 3 seter i fremre seterad blokkert. Fartøysjefen aksepterte helikopteret og signerte i DMR uten å bemerke at innføring av PFC manglet.
- 1.1.3 Besetningen var iført selskapets mørke blå uisolerte "flygerdresser" og passasjerene var iført typegodkjente orange overlevelsedrakter.

- 1.1.4 Helikopteret, som var av typen Eurocopter AS 332L1 Super Puma, var lastet og klart for oppstart kl. 0548. Besetningen tok kontakt med Brønnøysund AFIS (Aerodrome Flight Information Service) hvor de fikk vite at bane i bruk var 22, vinden var 260° 6 kt og QNH var 990 hPa. Kallesignalet HKS 451 ble benyttet. Flygingen var planlagt i henhold til en standard IFR reiseplan (repetitive flight plan) fra Brønnøysund til rapporteringspunktet HELIK, videre langs trekket (ruten) TANGO til TANGO 90 og deretter direkte til "Norne" (se fig. 1). ENBN var alternativt landingssted. Hele flygingen skulle foregå i ukontrollert luftrom klasse G.
- 1.1.5 Helikopterets to motorer ble startet, og det ble takset ut til rullebanen. Fra ENBN AFIS mottok HKS 451 klarering til "Norne" via TANGO trekk i 2 000 ft høyde. Klareringen var gitt av Bodø kontrollsentral (ATCC). SSR-transponder koden 4540 ble gitt. Besetningen bekreftet klareringen fra Bodø ATCC. Kl. 0600 tok LN-OPG av fra bane 22 og steg til 2 000 ft høyde. Passering av HELIK ble rapportert til ENBN AFIS kl. 0612, og helikopteret ble deretter overført til Bodø ATCC.
- 1.1.6 Kl. 0614 opprettet besetningen kontakt med Bodø ATCC, og det ble opplyst at passering av TANGO 30 ble beregnet kl. 0619 og ankomst "Norne" kl. 0706. Bodø ATCC bekreftet mottagelsen av dette, og opplyste at de hadde radarkontakt med HKS 451.
- 1.1.7 Flygingen, som hovedsakelig foregikk under "Instrument Meteorological Conditions" (IMC), ble utført av fartøysjefen, mens kommunikasjonen ble utført av flystyrmannen. Den etterfølgende beskrivelse baserer seg i hovedsak på informasjon hentet fra helikopterets taleregistrator (Cockpit Voice Recorder - CVR).
- 1.1.8 Kl. 06:50:07 observerte besetningen et varsellys som kortvarig var tent. Det ble kommentert som "det var jo merkelig". Besetningen ble etter hvert enig om at det var "overspeed" lyset (OVSP) for høyre motor som hadde lyst. Flystyrmannen leste deretter opp to linjer fra nødsjekklisten under overskriften "ENGINE OVERSPEED - FLASHING -", men ytterligere indikasjoner på at sjekklister ble gjennomgått er ikke registrert.
- 1.1.9 Kl. 06:52:41 tok besetningen kontakt med radiostasjonen på oljeriggen "Transocean Prospect" som var stasjonert like ved "Norne". Det var denne stasjonen som hadde radiokontakt med helikoptre som skulle lande på "Norne". Dette var en praktisk ordning da radiopersonell på "Norne" hadde liten erfaring med helikopteroperasjoner. Besetningen mottok normale trafikk- og værinformasjoner for Norne- og Heidrunfeltet. Værforholdene for landing på "Norne" var gode. Radiostasjonen på "Transocean Prospect" mottok ingen informasjon fra HKS 451 om tekniske eller operative problemer.

1.1.10 Kl. 06:54:42 rapporterte HKS 451 til Bodø ATCC at de var i kontakt med "Norne" og at de forlot 2 000 ft, og beregnet landing kl. 0705. Bodø ATCC bekreftet dette og ba om rapport etter landing på "Norne", hvilket ble bekreftet. Dette var siste radiokommunikasjon fra HKS 451. Ingen informasjon om noen form for teknisk eller operativt problem ble gitt til Bodø ATCC.

1.1.11 Samtalen mellom flygerne indikerer at de unormale indikasjonene gjentok seg kl. 06:55:37, og at noe "veldig rart" ble observert kl. 06:55:55. I følge registreringer gjort av helikopterets CVR hørtes et dunk kl. 06:56:30, og etter en plutselig og intens lyd 1,7 sekunder senere kom helikopteret helt ut av kontroll. Helikopteret falt deretter ukontrollert ned mot havet. Alle de ombordværende omkom som en følge av sammenstøtet med havoverflaten.

## 1.2 Personskade

SKADER	BESETNING	PASSASJERER	ANDRE
OMKOMMET	2	10	
SKADET			
LETT/INGEN			

## 1.3 Skade på luftfartøyet

Helikopteret ble totalskadet.

## 1.4 Andre skader

Ingen.

## 1.5 Personellinformasjon

### 1.5.1 Fartøysjefen

1.5.1.1 Fartøysjefen, mann 37 år, innehadde trafikkflygersertifikat for helikopter ATPL-H gyldig for AS 332, HU 269, Bell 204 og Bell 205. Sertifikatet var gyldig til 31. august 1998. Siste legeundersøkelse for trafikkflygersertifikat var foretatt 10. desember 1996 og den var gyldig til 31. desember 1997. Fartøysjefens periodiske flygetrening var gyldig til 30. september 1997.

1.5.1.2 Fartøysjefen startet sin flygerkarriere i Luftforsvaret i 1980. Han tjenestegjorde i forsvaret i ca. 10 år og avsluttet sin tjeneste de siste 2 år som skvadronsjef ved 337 skvadron på Bardufoss.

1.5.1.3 Den 1. juni 1990 fikk fartøysjefen ansettelse i Braathens Helikopter AS og gikk over i Helikopter Service AS gjennom fusjonen i 1994. Han ble utnevnt til kaptein i 1992 og tjenestegjorde også som instruktør i HS.

1.5.1.4 Fartøysjefen hadde siste år fløyet 278:20 timer og hadde akkumulert totalt 4 945 timer flygetid.

1.5.1.5 Flygetidsstatus

FLYGETID	TOTAL	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	:55	:55
SISTE 3 DAGER	5:10	5:10
SISTE 30 DAGER	52:05	52:05
SISTE 90 DAGER	97:50	97:50

1.5.1.6 Fartøysjefen utførte ingen flyging dagen før ulykken, men hadde "stand by" tjeneste som ble registrert som 2:15 time i arbeidstid. Tjenesten startet ca. kl. 0515 ulykkesdagen.

1.5.2 Flystyrmannen

1.5.2.1 Flystyrmannen, mann 55 år, innehadde trafikkflygersertifikat for helikopter CPL-H som var gyldig for typene Bell 212, AS 332 og HU 269. Sertifikatet var gyldig til 28. september 1997. Flystyrmannens periodiske flygetrening var gyldig til 31. oktober 1997. Hans siste legeprøve for trafikkflygersertifikatet ble gjort 18. februar 1997. Prøven var gyldig til 28. september 1997.

1.5.2.2 Flystyrmannen startet sin flygerkarriere på en flyskole i Sverige. Han fløy deretter en lang periode kombinert fly og helikopter i Sverige og Norge. På fly hadde flystyrmannen en flygetid på 3 828 timer. Han ble først ansatt i Helikopter Service AS Ski- og Sjøflyavdeling på Fornebu. I 1976 ble han utsjekket på Bell 212 og han fløy i 7 år "shuttle" på Ekofisk. I 1983 fikk han utsjekk på AS 332 L. Han hadde ved ulykken en total flygetid på 9 181:30 timer.

1.5.2.3 Flygetidsstatus

FLYGETID	TOTAL	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	0:55	0:55
SISTE 3 DAGER	5:10	5:10
SISTE 30 DAGER	41:10	41:10
SISTE 90 DAGER	121:20	121:20

- 1.5.2.4 Flystyrmannen hadde samme tjenestegjøringsprogram på Brønnøysund som fartøysjefen. Det må derfor antas at han var uthvilt ved tjenestens start ca. kl. 0515 ulykkesdagen.

## 1.6 Luftfartøyet

### 1.6.1 Generell beskrivelse av helikopteret

Helikopteret, AS 332L1 Super Puma, er mellomstort, har to motorer og er bygget for å romme maksimalt 24 passasjerer (se fig. 2). I HS er typen konfigurert for maksimalt 19 passasjerer. Kabinen og halen er bygget av aluminium på tradisjonelt vis. Helikopteret har en firbladet hovedrotor og en fembladet halerotor. Rotorbladene er av "composit" type.

Helikoptertypen er, i likhet med mange tilsvarende, bygget etter militære kravspesifikasjoner, og senere tilpasset sivile krav. Således er AS 332L1 en videreutvikling av Aerospatiale SA 330 Puma som ble utviklet for å møte spesifikasjoner satt av den franske hær. Prototypen av SA 330 fløy allerede i 1965. Helikopteret ble betydelig forandret med bl.a. andre motorer, nytt drivverk og større kabin ved introduksjonen av AS 332. En forlenget versjon av denne, med betegnelsen AS 332L (til forskjell fra AS 332C som har "standard" lengde), ble levert til markedet i 1982. Etterfølgeren, AS 332L1, kom på markedet i 1986. Denne fikk kraftigere motorer, men er forøvrig svært lik AS 332L. Den nyeste versjonen som benyttes til transport til oljeinstallasjonene er AS 332L2. Denne ble levert til operatørselskapene i 1992 og er forskjellig fra forgjengeren blant annet med hensyn til rotorsystemet. Som det framgår av denne oversikten er det stor teknisk likhet med utstrakt bruk av identiske løsninger på flere versjoner av AS 332. Når det i rapporten refereres til AS 332L1 vil det derfor i utstrakt grad også være relevant for AS 332C, AS 332L og AS 332C1.

AS 332L1 er typesertifisert i henhold til FAR 29 revisjon (amendment) 1 til 16.

### 1.6.2 Data for helikopteret

Fabrikant:	Eurocopter France (ECF)
Type/modell:	AS 332L1 Super Puma
Byggeår:	1991
Serienummer:	2344
Total gangtid:	7 796 timer
Motortype:	2 x Turbomeca Makila 1A1

Serienummer, venstre motor:	2479
Serienummer, høyre motor:	2478
Serienummer, MGB:	M170
Gangtid siden overhaling (MGB):	613 timer
Delenummer høyre "input pinion"	332A32-2145-24
Serienummer, høyre "input pinion"	M1809
Delenummer, høyre "8 000 RPM wheel"	332A32-2150-32
Serienummer, høyre "8 000 RPM wheel"	M541
Delenummer, høyre "Bendix shaft":	19E226-8A
Serienummer, høyre "Bendix shaft":	1796U
Delenummer, høyre "splined sleeve":	332A32-2288-22
Delenummer, høyre "splined flange":	332A54-2008-22
Delenummer, høyre "lock nut":	SLN40365M30X1-5
Delenummer, høyre "lock washer":	SLW40-365DM30
Maksimal startmasse:	8 600 kg

Helikopteret hadde ved avgang fra Brønnøysund en startmasse på 8 340 kg. Med tre seter på fremre rekke blokkert var helikopteret innenfor begrensningene med hensyn til tyngdepunktets plassering.

Ved avgang var det 1 700 kg drivstoff av typen JET A-1 ombord.

Helikopteret ble operert av AS Mørefly fra 1. juli 1991 til 4. april 1995.

### 1.6.3 Beskrivelse av motor, kraftoverføringsaksel og hovedgearboks

#### 1.6.3.1 *Motorenes oppbygging*

To "turboshaft" motorer av typen Turbomeca Makila 1A1 er montert oppe på fremre del av passasjerkabinen (se fig. 2). Motorene ligger ved siden av hverandre med en avstand på 20 cm og med et brannskott (fire wall) imellom. Hver motor veier 241 kg og kan levere en effekt på 1 300 kW (1 742 hk) ved et turtall på utgående aksel på 22 850 omdreininger per minutt (100% Nf). Motoren kan

generelt inndeles i en gassgenerator-seksjon og en kraftturbin-seksjon (også omtalt som "module no. 5" og "free turbine" i helikopterets tekniske litteratur). De roterende delene er lagret opp i seks lager, nummerert fortløpende fra motorens front (se fig. 3). Gassgeneratoren består hovedsakelig av en tre-trinns aksial kompressor, en radial kompressor, en brennkammerseksjon og en to-trinns turbin. Gassgeneratorens turtall benevnes Ng. Turbinenes temperatur (T4) registreres av følere plassert mellom gassgeneratorens turbin og kraftturbinen.

Kraftturbin-seksjonen består av to turbiner som er montert sammen og som roterer fritt opplagret i ett rullelager foran (lager nr. 5) og ett kulelager bak (lager nr. 6). De roterende delene i turbinen består av en akseldel som er opplagret i lager nr. 5, to separate turbinskiver og en utgående aksel som er opplagret i lager nr. 6. Disse komponentene er hule og kobles sammen av en gjennomgående "tie-bolt" kombinert med "curvic" koblinger (se fig. 3). Ett beskyttelsesbånd av stål for hvert turbintrinn (containment ring) er lagt utenpå turbinhuset for å hindre at et eventuelt løst turbinblad skal kunne slynges ut av motoren. Denne ringen er ikke dimensjonert for å tåle en "disk burst". Bak kulelageret på turbinakselen sitter tre hjul med utvendig fortanning (phonic wheels) som fungerer som signalgivere til et registreringssystem for turtall. Kraftturbinens turtall benevnes Nf.

En kraftoverføringsaksel, heretter omtalt som "Bendix shaft", men også omtalt som "high speed shaft", "transmission shaft" eller "engine-to-MGB coupling shaft" i helikopterets tekniske litteratur, er boltet til kraftturbinens aksel og går bakover til helikopterets hovedgearboks (MGB). Denne akselen er ikke en del av motoren og er følgelig ikke levert av motorprodusenten

Hver motor er festet til taket over passasjerkabinen med to linker som gir motoren en begrenset bevegelsesfrihet i lengderetningen (se appendix B, fig. 1). Et rør som går utenpå "Bendix shaft", heretter omtalt som "liaison tube", men også omtalt som "linking tube" og "coupling tube" i helikopterets tekniske litteratur, er boltet til huset til lager nr. 6 i den ene enden. Røret går deretter igjennom motorens avgassrør og er boltet til MGB i den andre enden. Dette røret, som også utgjør det bakre motorfestet, er leddet og gir en bevegelsesfrihet på 2° om to akser. De tre boltene som holder "liaison tube" fast til MGB benevnes heretter "tie-bolts" (vær oppmerksom på at disse ikke har noe å gjøre med den "tie-bolten" som ligger inne i kraftturbin-seksjonen). Ved vedlikeholdsarbeid som krever tilgang til området mellom "Bendix shaft" og MGB kan disse løsnes og motoren deretter skyves forover. Et sett med støtteben gjør at motoren kan skyves ytterligere forover etter at de to fremre linkene er frakoblet.

I tillegg til brannskottet som skiller de to motorene, er det også brannskott som beskytter kabinen og MGB mot brann og varmepåvirkning.

### 1.6.3.2 *Motorenes regulerings- og kontrollsystem*

Hver motor reguleres og kontrolleres separat av bl. a. en analog "Engine Electronic Control Unit" (EECU). Denne enheten regulerer motorene automatisk under start



og normal operasjon. To systemer i EECU, et system for turtallsregulering og et system for turtallsbegrensning, er viktige elementer for å kunne forstå ulykken. Disse beskrives nedenfor:

For å utføre turtallsreguleringen og for å hindre for høyt turtall på kraftturbinen (overspeed protection), trengs informasjon om kraftturbinens turtall (Nf). Denne turtallsinformasjonen besørgeres av to "speed probes" som sitter montert i to slisser i "liaison tube" rett utenfor de tidligere omtalte "phonic wheels" (se fig. 3 og appendix D). I følge fabrikken er største tillatte avstand mellom "speed probes" og "phonic wheel" 0,6 mm. Hver "speed probe" inneholder tre "speed sensors" slik at det totalt er seks givere. Giverne som er av induksjonstypen registrerer forandringer i flux når en tann fra "phonic wheel" passerer. De tre giverne i en "speed probe" leverer respektive signaler til tre separate kanaler i enheten for turtallsregulering i EECU. Fra den andre "speed proben" går to signaler til en enhet i EECU som sørger for nedstenging av motoren hvis den får for høyt turtall. Det tredje signalet går til Nf indikatoren i cockpit, til en "power calculator" og til "Combined Voice and Flight Data Recorder" (CVFDR).

Hvis signalene fra de tre kanalene varierer innbyrdes, regulerer systemet for turtallsregulering i henhold til en flertallsbeslutning. Et overvåkingssystem kontrollerer at alle kanalene mottar signaler. Ved tap av informasjon fra en eller flere kanaler skal et oransje "GOV" lys tennes på "Sub-panel 34" i cockpit (se fig. 4). Hvis EECU taper all Nf informasjon vil kontrollenheten øke drivstoff-tilførselen til motoren slik at et turtall på 104% Ng oppnås (maksimum tilgjengelig effekt).

Systemet for turtallsbegrensning skal aktivere ved 120% Nf og kutter motorens drivstoff-tilførsel ved "Overspeed shut-off valve". Systemet som styres av EECU må deaktiveres manuelt hvis det har aktivert. Et oransje "OVSP" lys på "Sub panel 34" i cockpit tenner hvis en eller begge kanalene mister signalet eller signalet tilsvarende et turtall mindre enn 25% Nf. Det samme lyset blir stående å blinke hvis systemet for turtallsbegrensning har aktivisert.

Turbomeca har utviklet en matematisk modell for reaksjonsevnen til systemet for turtallsregulering på Makila motoren. Modellen har blitt justert basert på delvise fullskalaforsøk. Beregningene viser at systemet for turtallsregulering uten hjelp fra "overspeed" systemet, kan håndtere et brudd i "Bendix shaft" og at turtallet når 128% Nf før det bringes under kontroll. Disse beregningene baserer seg på et kraftuttak på ca. 40% (89% Ng). Beregninger viser at det tilsvarende turtallet blir 154% Nf hvis bruddet skjer ved 100% Ng. Turbomeca har opplyst at kritisk turtall, hvor desintegrasjon (sprenging) av turbinen kan oppstå, er 180% Nf.

### 1.6.3.3 *Hovedgearboksen (Main Gear Box, MGB)*

Helikopterets hovedgearboks sitter montert bak motorene oppe på taket over passasjerkabinen. Gearboksen sitter montert i tre stag (suspension bars) og en fleksibel plate av titan (se fig. 2). Gearboksens generelle oppbygging er vist i fig. 5.

"Bendix shaft" fra henholdsvis høyre og venstre motor er koblet til gearboksens respektive inngående akseltapper (input pinion). Nedgearing av motorens turtall til 7 960 omdreininger per minutt (100% Nf) skjer på forsiden av gearboksen (front reduction gear). De aktuelle tannhjulene har henholdsvis 31 tenner (input pinion) og 89 tenner (8 000 RPM wheel). Dreiemomentet som overføres måles som vridning av en horisontal aksel (torquemeter shaft) og kan avleses i cockpit som dreiemoment (Tq). I bakre ende av akselen sitter en frikobling (free wheel) som tillater at den respektive motoren står stille selv om rotorene roterer. Bak frikoblingen kobles akslene fra høyre og venstre motor sammen via respektive tannhjul med 35 tenner (free wheel gear), og et sammenkoblingshjul som har 57 tenner. Deretter geares turtallet ned via et vinkelgear og to planetgear (epicyclic gear) til hovedrotorturtallet på 265 omdreininger per minutt. Turtallet på hovedrotoren benevnes Nr.

En akselinngang (input) på gearboksen er vist i fig. 6. Den består av en "input pinion" (fig. 6: MGB pinion) med utvendig splines (tenner). Utenpå denne sitter en "splined sleeve" (akselhylse) med innvendig- og utvendig splines. Denne er laget av stål og er utvendig belagt med wolfram-karbid. Wolfram-karbid er et hårdmetall som gir overflaten høy slitebestandighet. "Splined sleeve" holdes på plass av en "lock nut" (ringmutter, se også fig. 29) som igjen låses av en "lock washer" (lås) som veier 59 g (se også fig. 28). "Lock washer" griper inn i fire spalter i "lock nut" og hindres fra å rotere fordi "lock washer" og "splined sleeve" griper i hverandre med små riller (micro splines). For at "lock washer" ikke skal falle ut låses den av en "circlip" (C-ring) som ligger i et spor mellom "lock washer" og "splined sleeve". En gummipakning (O-ring) av typen MS9388-133 ligger i et utvendig spor bak på "splined sleeve".

Intervallet mellom heloverhalinger av MGB er 3 000 gangtimer.

#### 1.6.3.4 *Bendix shaft*

Mellom hver motor og hovedgearboksen går en aksel, tidligere omtalt som "Bendix shaft" (se fig. 2). Denne akselen, som går inne i "liaison tube", består av et tynnvegget rør med en flens i hver ende. Den fremre enden er boltet til motoren, og den bakre enden er boltet til en "splined flange" (endestykke). "Splined flange" går utenpå hovedgearboksens "splined sleeve" og under installering går denne i inngrep med "splined sleeve" når motoren sleides bakover på plass. "Splined flange" er laget av det samme materialet som "splined sleeve", men overflaten er ikke pålagt hårdmetall. Nær endene har akselen et fleksibelt parti (belger) som skal tillate relativ bevegelse mellom motoren og hovedgearboksen. Disse belgene er konstruert slik at de ved overbelastning skal feile før akselrøret. Ved brudd i belgene vil selve akselrøret forbli sentrert omkring den sylindriske delen av "splined flange" eller en tilsvarende sentreringstapp i "motorenden". Disse sentreringsfunksjonene av "Bendix shaft" blir av ECF omtalt som "Fail safe bearing" (se fig. 6).

## 1.6.4 Health and Usage Monitoring System (HUMS)

### 1.6.4.1 *HUMS, generell beskrivelse*

HUMS kan forenklet beskrives som et system for tilstandsovervåking av tekniske komponenter, i hovedsak aksler, lagre, gear og andre roterende komponenter. På disse komponentene registreres vibrasjonsnivået ved hjelp av akselerometre. Dataene bearbejdes og lagres deretter uten at systemet gir informasjon til besetningen under flyging. Et datalagringskort tas med ut av helikopteret og bringes til en bakke-stasjon for avlesning etter endt flyging. Operativ informasjon fra flygingen blir så tilgjengelig fra bakke-stasjonen via en terminal. En utfyllende liste med informasjon (HUMS log report) skrives så ut fra en skriver tilknyttet bakke-stasjonen. Listen gir blant annet informasjon om overskridelser av grenseverdier og beskriver feil i HUMS. Mye av den informasjonen som lagres må undersøkes manuelt og kan gi verdifulle tilleggsopplysninger ved for eksempel feilsøking. HS har tre typer HUMS installert i sine helikoptre:

- North Sea HUMS - det første systemet som ble tatt i bruk av HS. Installert/benyttet i Boeing 234LR og Sikorsky S-61
- IHUMS - et system utviklet i et samarbeid mellom GKN Westland Helicopters og Bristow Helicopters Limited. Installert i Eurocopter AS 332L1
- Euro HUMS - utviklet av ECF og installert som tilleggsutstyr av helikopterprodusenten i Eurocopter AS 332L2 og ettermontert av HS i Eurocopter AS 332L.

HUMS inngår ikke i helikopterets typesertifikat, men er av ulike luftfartsmyndigheter gitt særskilt godkjenning for bruk i luftfartøy.

### 1.6.4.2 *HUMS, generell historie*

Grunnet bekymring om en generelt dårlig sikkerhetsstandard for helikoptre (sammenlignet med rutegående passasjerfly) sent på 1970 tallet og tidlig på 1980 tallet nedsatte Civil Aviation Authority (CAA) i England et Helicopter Airworthiness Review Panel (HARP) som rapporterte i juni 1984 (CAP 491). Fra rapporten siteres fra side 23:

"What the panel would wish to propose is a philosophy based on the argument that where full redundancy is not possible in the design of helicopters warning of likely failure (at some reasonable period ahead in time, maybe only an hour or two) could provide the overall safety level."

Dette førte så til at det ble nedsatt en gruppe (Working Group on Helicopter Health Monitoring), som avga sin rapport i august 1985 (CAA paper 85012). Gruppen konkluderer med at et system ikke bare kan komme til nytte på nye helikoptertyper,

men også installeres på eksisterende modeller. Rapporten gav grunnlag for utviklingen av HUMS.

I perioden 1986 til 1990 skjedde det sju til dels svært alvorlige ulykker med Britisk registrerte helikoptre. Air Accidents Investigation Branch (AAIB) i England gav på bakgrunn av hver av disse ulykkene nær likelydende tilrådinger til CAA der det ble påpekt et behov for vibrasjonsovervåking av roterende deler i helikoptre. Dette virket som en pådriver i å utvikle og installere HUMS.

I siste halvdel av 1980-tallet startet det engelske helikopterselskapet Bristow Helicopters Limited i samarbeid med helikopterprodusenten GKN Westland Helicopters og flere elektronikkprodusenter, utviklingsarbeidet av en prototype til HUMS. Utprøving av dette systemet viste at det kunne industrialiseres og komme til anvendelse. Oljeselskapene på Britisk sektor var pådrivere i arbeidet og deltok betydelig med finansiering i utviklings- og installasjonsarbeidet. Britisk CAA bidro som koordinator i arbeidet, men kom ikke med pålegg om installering av systemet. De første installasjonene på Britisk sektor ble godkjent av CAA etter prinsippet "No Hazard, No Credit". Dette betyr at systemet ikke skal forringe eller påvirke helikopterets sikkerhet, og at det ikke skal føre til reduksjon i det pålagte vedlikeholdet. På denne tiden ble det satt krav til installasjon av "Flight Data Recorder" (FDR) i helikoptre som opererte på Britisk sektor. Dette bidro til å redusere ekstrakostnadene ved å installere HUMS da en stor del av komponentene i FDR systemet kunne benyttes felles med HUMS.

I 1990 kontaktet HS flere oljeselskaper for å undersøke interessen for systemet, og for om mulig å koordinere installasjon på helikoptre på norsk sektor i Nordsjøen. HS i samarbeid med Boeing startet installasjon av HUMS i en Boeing 234LR i 1991, men det første helikopteret som fløy med HUMS i Norge var selskapets Sikorsky S-61, LN-OQI. Kort tid senere startet Braathens Helicopter og Mørefly AS flyginger med HUMS installert.

I 1990 utgav SINTEF en rapport på bakgrunn av en omfattende "Helicopter Safety Study" av helikoptertransport i Nordsjø-området. Foruten å beskrive de risikoområdene som ble funnet, ble det også foreslått forbedringer. Fra en sammenfatning av "Technical reliability" siteres:

"Major areas for improvement include systems for collection and utilization of performance data and further development of Health and Usage Monitoring Systems (HUMS), providing early warning of imminent failures."

Generelt kan det sies at HUMS tidlig på 1990-tallet hadde en høy profil i fora hvor helikoptersikkerhet ble diskutert.

### 1.6.4.3 *Luftfartsverkets (LV) forhold til HUMS*

HSL har etter ulykken skrevet til LV og stilt en rekke spørsmål angående HUMS. I sitt svarbrev viser LV til at de allerede i 1983 deltok i et arbeid i "Part 29 Group" hvor "Monitoring Systems" ble vurdert for å øke helikoptersikkerheten. På forespørsel fra kommisjonen ble det imidlertid fra HS sin side indikert at LV forholdt seg passive overfor helikopteroperatørene med hensyn til HUMS helt til det ble aktuelt å installere utstyret i Norge. Da HUMS for første gang ble montert i et norsk helikopter i 1991 ble dette godkjent av LV etter den Britiske modellen "No Hazard, No Credit". Begrepet blir i svarbrevet fra LV forklart slik:

"...systemet ikke skal ha noen negativ innvirkning på de øvrige systemene. Data fra bruk av HUMS har ikke blitt benyttet i den hensikt å oppnå lettelser i vedlikeholdet".

A/S Mørefly søkte i september 1991 LV om å installere IHUMS i selskapets helikoptre av typen AS 332L1. I svarbrevet sier LV at det videre godkjeningsarbeidet avhenger av konsultasjoner med britiske myndigheter. Den påfølgende godkjenning av systemet ble gitt på bakgrunn av modifikasjonsgransking nr. 3/92 gitt av LV. Denne modifikasjonsgranskingen ble basert på bl.a "CAA Approval No DAI/4798/56". I en engelsk versjon av modifikasjonsgransking nr. 03/92 heter det:

"This approval certifies that the modified design of the product stated below has been examined and found to be in compliance with the airworthiness requirements of the Norwegian regulations, BSL B 1-1."

På spørsmål fra HSL om hvilke krav som var gjeldende med hensyn til vedlikehold av HUMS svarte LV:

"Installert utstyr skal vedlikeholdes og kalibreres i henhold til fabrikantens underlag og retningslinjer. Kravene ble innarbeidet i selskapets vedlikeholdsunderlag."

Det ble ikke gitt øvrige forutsetninger før systemet ble tatt i bruk og det var ikke stilt krav til forsøksordninger eller løpende evaluering av systemet. Forøvrig legger LV i sitt svarbrev til HSL vekt på at installasjon av HUMS er basert på frivillighet og at det ikke er et myndighetskrav.

Med hensyn til framtidig innarbeidelse av HUMS i konstruksjonskrav viser LV til "Design Assessment requirements" i Joint Aviation Authorities JAR 29 (se sertifiseringskrav i punkt 1.6.5.7.).

#### 1.6.4.4 *Erfaringer med IHUMS hos HS*

Representanter fra teknisk ledelse i HS har i et møte med HSL forklart at tilgjengelig informasjon om HUMS tidlig indikerte at systemet hadde et betydelig flysikkerhetspotensiale. Dette var motivasjonen som førte til installasjon i selskapets helikoptre. Det systemet som først ble installert var ferdig utviklet med hensyn til komponenter i helikopteret og bakkeinstallasjonen (hardware), men hadde klare svakheter i programvaren. Systemet var således ikke et ferdig produkt. I den sammenheng ble stikkord som tilpasning til helikoptertyper, systempålitelighet og manglende fastsettelse av kriterier nevnt. HUMS ga videre en ny utfordring til vedlikeholdsorganisasjonen fordi HUMS-informasjon i kombinasjon med uklare kriterier ga lite håndfaste svar med hensyn til vurdering av et helikopters luftdyktighet. Dette problemet ble ytterligere forsterket av at systemet i lange perioder gav falske alarmer. Problemene var i perioder så store at det var nærliggende å vurdere hele systemets berettigelse. Potensialet til systemet ble imidlertid vist ved flere tilfeller ved at feil ble avslørt på et tidlig tidspunkt.

Teknisk ledelse i HS har videre forklart at det tidlig oppstod et distansert forhold mellom leverandøren av IHUMS og ECF. IHUMS leverandøren ønsket ikke å gi de opplysninger om registrering og behandling av data som ECF mente at de trengte for å sette grenseverdier. ECF var derfor tilbakeholden med å utveksle erfaringer med hensyn til vibrasjoner. Dette kan forklares med at ECF arbeidet med å utvikle HUMS på egne helikoptre (Euro HUMS), og at de derfor ville komme i en konkurransesituasjon. HS opplevde at de var i en vanskelig situasjon fordi de hadde helikoptre med IHUMS som var installert etter spesifikasjoner fra et annet selskap (AS Mørefly), at leverandøren av systemet (Bristow) hadde blitt en direkte konkurrent til HS i helikoptermarkedet, og at systemleverandøren og helikopterprodusenten ikke samarbeidet. Dette var en medvirkende årsak til at det ikke var satt grenseverdier på en del viktige parametre som ble overvåket. Erfaringer hadde videre vist at det avhengig av tidspunkt var store individuelle variasjoner i det normale vibrasjonsnivået fra den samme komponenten. Det var også store variasjoner i det normale vibrasjonsnivået avhengig av i hvilket helikopter komponenten var montert. Disse variasjonene kunne ikke forklares. Det var videre uklart hvilke vedlikeholdsarbeid som skulle settes i verk hvis grenseverdier ble overskredet. Periodevis var det også vanskelig å få reservedeler til IHUMS og dette forverret problemene ytterligere. En medvirkende forklaring på at utviklingen av IHUMS ikke gikk som forventet var tidvis begrensede finansielle ressurser hos systemleverandøren.

Teknisk ledelse hos HS har forklart at selskapet over lang tid hadde lagt ned store ressurser i HUMS. Eksempelvis hadde selskapet to medarbeidere som utelukkende arbeidet med dette systemet.

#### 1.6.4.5 *IHUMS i LN-OPG*

På oppdrag fra AS Mørefly installerte Bristow Helicopters Limited IHUMS i LN-OPG. Dette systemet var også utviklet av Bristow. IHUMS vil i praksis si at

signalgivere og signalbehandling i stor grad er felles for CVFDR og HUMS. HUMS-informasjonen mottas og behandles av "Digital Acquisition and Processing Unit" (DAPU) før den lagres i et magnetkort som før flyging plasseres i en enhet (Maintenance Data Recorder) i cockpit. Dette kortet tas med ut av helikopteret etter endt flyging og dataene lastes inn på en bakkestasjon for videre elektronisk behandling. Når informasjonen fra kortet er avlest, kan visse opplysninger fra flygingen umiddelbart leses og bekreftes via en terminal. Dette inkluderer opplysninger om overskridelser av operative parametre (for høy T4, Tq eller IAS etc.) Etter noen minutter skrives en "HUMS log report" ut. Denne inneholder opplysninger om status på selve systemet og overskridelser av parametre med satte grenseverdier. Det var på tiden for ulykken ingen pålegg i selskapet om at flyteknikerne, som utførte inspeksjoner på helikopteret, skulle lese "HUMS log report". Rapporten ble hovedsakelig benyttet ved feilsøking eller mistanke om feil.

Hovedgearboksen på LN-OPG var utstyrt med 7 signalgivere for vibrasjoner (akselerometere) som overvåket en rekke parametre fra 18 forskjellige områder av gearboksen. I tillegg hadde helikopteret overvåking av et stort antall andre parametre fra bl.a. motorene og driften av halerotoren. Følgende akselerometere er av spesiell interesse i forbindelse med ulykken (se fig. 7):

- et akselerometer var montert på huset til hver av motorenes to kraftturbiner. Det var ikke satt grenseverdier for disse og følgelig kunne de ikke varsle om unormalt høye verdier.
- et akselerometer var montert ved hver av hovedgearboksens inngående akseltapper (DAPU kanal nr. 1, 2, 3 og 4). Disse hadde satte grenseverdier og kunne varsle overskridelser. I følge opplysninger gitt av GKN Westland Helicopters var grenseverdien satt til 4 g (1 g = tyngdens akselerasjon). Akselerometeret på høyre side var ute av funksjon på ulykkestidspunktet.
- et akselerometer montert bak på høyre side av hovedgearboksen (DAPU kanal nr. 6) registrerte vibrasjoner fra dette området, men bare frekvenser knyttet til turtallet til "torquemeter shaft" ble overvåket. Overskridelser i vibrasjonsnivå som stammet fra "Bendix shaft" kunne følgelig ikke varsles via dette akselerometeret.
- et akselerometer montert på framsiden av hovedgearboksen (DAPU kanal nr. 11 og 16) registrerte vibrasjoner fra området, men bare frekvenser knyttet til gearboksens "epicyclic bearing" ble overvåket. Overskridelser i vibrasjonsnivå som stammet fra "Bendix shaft" kunne følgelig ikke varsles via dette akselerometeret.

Rettighetene og produktansvaret for IHUMS er nylig overtatt av BAE Systems.

#### 1.6.4.6 *HUMS informasjon fra LN-OPG, registrert forut for ulykken*

Av forskjellige grunner har decibel (db), tyngdeakselerasjon (g) og Inch Per Second (IPS) blitt benyttet ved presentasjon av vibrasjonsdata i denne rapporten.

Disse enhetene kan sammenlignes eller konverteres. Forholdet mellom "g" og "db" kan beskrives slik:

$$(\text{LOG } g \times 20) + 60 = \text{db}$$

Ved omregninger fra "g" til IPS må en ta hensyn til turtall eller frekvens. Dette forholdet kan beskrives slik:

$$g \times (61,4/\text{RPM i Hz}) = \text{IPS}$$

Kort tid etter ulykken ble HUMS-informasjon fra LN-OPG analysert. Denne viste at vibrasjonsnivået på høyre kraftturbin hadde en stigende trend fra ca. 18. august 1997. En entydig stigning av vibrasjonsnivået i området høyre motor/MGB ble registrert ca. 20. august. En betydelig stigning i vibrasjonsnivået på høyre kraftturbin skjedde mellom avlesningene 2. og 3. september. Vibrasjonsnivået ble deretter noe ustabil, men 7. september ble den høyeste og siste tilgjengelige verdien på noe i overkant av 7,0 g (ca. 1,1 IPS) registrert (se fig. 60a og Appendix E. Merk at det ikke er samsvar mellom oppgitt HUMS-tid og flytid).

Det ble videre bekreftet at akselerometeret på hovedgearboksens høyre inngående akseltapp ikke hadde registrert data etter 21. juni og at den var ute av drift på ulykkestidspunktet. I den siste perioden før akselerometeret sluttet å levere signaler ble det registrert verdier på ca. 1,2 g.

Da det manglet data fra gearboksens høyre inngående akseltapp, ble dette forsøkt erstattet ved bruk av lagrede rådata fra akselerometeret som var montert på høyre side ved "epicyclic gear" (se fig. 7). Resultatet av dette arbeidet er presentert i Appendix E (EPI BRG FWD). Kurvene for vibrasjonsnivå på høyre kraftturbin og hovedgearboksens venstre inngående akseltapp er også presentert. Disse peker alle mot at vibrasjonsnivået i området generelt økte.

Med bakgrunn i ulykken iverksatte HS en større undersøkelse av IHUMS informasjon fra selskapets helikopterflåte. GKN Westland Helicopters ble gitt oppgaven, og et sammendrag av resultatet fra denne undersøkelsen er gjengitt under punkt 1.19.

#### 1.6.4.7 *Drift og vedlikehold av HUMS*

For at et luftfartøy skal kunne påbegynne en flyging må et minimum av systemer og utstyr fungere. Dette reguleres av en "Minimum Equipment List" (MEL). Denne listen utarbeides normalt av det selskapet som opererer luftfartøyet, og den skal godkjennes av LV. MEL bygger på en "Master Minimum Equipment List" (MMEL) som setter en minimumsstandard. MMEL utarbeides normalt av produsentlandets luftfartsmyndigheter, men franske luftfartsmyndigheter har ikke utarbeidet MMEL for AS 332L1. Følgelig har LV godkjent at HS har benyttet en MMEL for AS 332L utarbeidet av Federal Aviation Authorities (FAA) i USA. Denne MMEL krever blant annet at "Cockpit Voice Recorder" (CVR) eller "Flight



Data Recorder" (FDR) må fungere under flyging. På bakgrunn av MMEL har selskapet utarbeidet en "Minimum Equipment List" (MEL). I denne er det satt krav til at CVR skal fungere. Videre er det oppført at HUMS "May be inoperative".

LV krever at HUMS skal vedlikeholdes og kalibreres i henhold til fabrikantens underlag og retningslinjer. Videre skal kravene innarbeides i selskapets vedlikeholdsunderlag. I henhold til HS var dette ivaretatt, og vedlikeholdet av IHUMS ble gjennomført i henhold til "Bristow Helicopters Limited, AS332L Maintenance Manual and Illustrated Parts List for the installation of an Integrated Health & Usage Monitoring System, Rev. 5". Dokumentet lister en lang rekke inspeksjoner (Maintenance Requirements) som foreskrives gjennomført til forskjellige intervaller. Nedenfor listes en forenklet oversikt med forklaringer:

- A Pre-Flight (en inspeksjon som verifiserer funksjonen til CVFDR). Inspeksjonen ble gjennomført på LN-OPG.
- B Daily (inkluderer A med tilleggsinspeksjon av magnetisk og optisk giver). Inspeksjonen ble gjennomført på LN-OPG.
- C Minor Inspection (Recommended) (inspeksjonen som i hovedsak er visuell, går ut på å etterse at utstyr er riktig montert og uten skader). Inspeksjonen ble gjennomført på LN-OPG med et intervall på 750 flytimer.
- D Major Inspection (Recommended) (inspeksjonen inneholder bla. testing av komponenter og funksjonstester). Inspeksjonen ble ikke gjennomført på LN-OPG. Inspeksjonspunkter som omhandler CVFDR er imidlertid dekket av andre inspeksjoner.
- E 50 Hours Out of Phase (inspeksjon av "Main Rotor Blade Tracker Window" og "Tail Gear Box Marker"). Inspeksjonen ble utført på LN-OPG med et intervall på 75 flytimer.
- F 6 Months Out of Phase (bytte av batteri i IHUMS magnetkort). Batteriene viste seg å ha individuell levetid og byttet ble foretatt "On condition".
- G 12 Months / 2000 Hours Out of Phase (benktest av CVFDR). Inspeksjonen ble utført på LN-OPG hver 365. dag eller 2 500 flytimer.

I en teknisk rapport, "Technical report 87/97" datert 26. mai 1997 blir det påpekt at IHUMS på LN-OPG hadde vært ute av drift i de 72 flytimene helikopteret hadde fløyet etter siste "G-sjekk". Det ble videre konstatert at det ikke var krav til noen spesiell sjekk av IHUMS etter "G-sjekk". Dette førte til at det 11. juni 1997 ble vedtatt at inspeksjonskortene for "G-sjekk" skulle endres til også å gjelde funksjonstest av IHUMS. Denne rutinen var ikke innarbeidet da ulykken inntraff.

En gjennomgang av helikopterets "Daily Maintenance Record" DMR fra LN-OPG har vist at det ble utført mye feilsøking på IHUMS i perioden etter siste "G-sjekk",

men at dette arbeidet bare delvis førte til at systemet virket som forutsatt. Det kan eksempelvis nevnes at akselerometeret til hovedgearboksens høyre inngående akseltapp ble byttet 3. juni 1997, men at det på ny sluttet å virke 21. juni. Nytt akselerometer til hovedgearboksens høyre inngående akseltapp ble bestilt 24. august, men dette var ikke ankommet på ulykkestidspunktet.

Ved en gjennomgang av "Print-out of complaints" for perioden 18. august 1996 til 8. september 1997, ble det funnet til sammen 15 rapporteringer om feil eller problemer med IHUMS på LN-OPG. Dette er vesentlig slike feil som i tillegg til å påvirke HUMS også satte CVFDR ut av funksjon. Rapportene er følgelig en konsekvens av at helikopteret ikke kunne fly fordi MEL forutsetter at CVR skal fungere.

Teknisk personell hos HS har forklart at feil ved HUMS skjedde så hyppig at det over tid hadde blitt vanlig at feil ved systemet ikke ble skrevet inn i DMR. Dette førte til at deler av systemet kunne være ute av drift i kortere eller lengere perioder uten at dette kunne leses ut av "Print-out of complaints".

Etter ulykken kom HUMS igjen i fokus. Selskapets ledelse har forklart at ulykken anskueliggjorde at systemets status ikke var tilfredsstillende, at det manglet klare målsetninger og at rutiner var mangelfulle. På samme tid stilte kundene (oljeselskapene) spørsmål ved selskapets behandling av HUMS. Som en følge av dette foretok selskapet en full gjennomgang av problemene forbundet med HUMS, og det ble bl.a. satt krav til systemets funksjonsdyktighet til tross for at det ikke var et luftdyktighetskrav. Ulykken førte til at også utstyrsleverandører, luftfartsmyndigheter og andre helikopteroperatører satte fokus på HUMS, noe som har medført en vesentlig forbedring av systemet.

#### 1.6.4.8 *HUMS i et leverandør/kunde forhold*

HSL kontaktet samtlige oljeselskaper som i kontrakt med HS hadde krav om HUMS. Formålet var å få en oversikt over oljeselskapenes rolle med hensyn til HUMS. Av de selskapene som svarte var alle av den mening at HUMS hadde en positiv effekt på flysikkerheten. Noen selskaper hadde bidratt direkte i finansieringen ved installering av utstyret, men ingen betalte for tiden spesifiserte tillegg for HUMS. Bare ett oljeselskap hadde kontraktfestet spesifikke krav til HUMS:

"..., maintain the HUMS installed systems to ensure an operable condition, and ..."

Ett av oljeselskapene svarte imidlertid:

(selskapet) "har ikke satt spesifikke kontraktskrav til HS vedrørende vedlikehold av HUMS-installasjonen, kontinuerlig drift, osv. Kontrakten presiserer derimot HS' totalansvar for drift og vedlikehold av helikopterene

generelt. Når det i kontrakten stilles krav til installasjon og operering av HUMS ligger det i dette, fra begge parter, en klar forståelse av at HS' ansvar innebærer en dokumentert, systematisk styrt- og kvalitetssikret drift av systemet."

HSL har fått delvis innsyn i en kontrakt mellom HS og et oljeselskap som beskriver helikopterets utstyr. Det beskrives der at helikopteret skal være utstyrt med HUMS, uten at dette spesifiseres nærmere.

Ingen av oljeselskapene hadde før ulykken foretatt en evaluering av HUMS med hensyn til systemets tilgjengelighet, driftsproblemer eller innvirkning på flysikkerheten i årene etter at systemet ble tatt i bruk. Noen selskaper påpekte imidlertid i ettertid at HS har vært noe passive i forhold til HUMS og varslet at systemet fra oljeselskapenes side for fremtiden ville få en helt annen fokus. En representant fra et oljeselskap uttrykte overfor HSL at de fant det lite tilfredsstillende at de som kunde så seg tvunget til å måtte påta seg et ansvar for sikker gjennomføring av flygingene på kontinentalsokkelen. De fant det urimelig at de måtte bygge opp en egen ekspertise omkring helikoptertransport, for på den måte å være pådrivere i saker som gjaldt flysikkerhet. Etter deres mening var det et problem at Luftfartsverket hadde vansker med å ta fatt i de spesielle forholdene omkring kontinentalsokkelflyging, og at luftfartsmyndigheten på den måten var for passiv.

#### 1.6.5 Sertifiseringskrav

##### 1.6.5.1 *Innledning*

Typesertifikatet for AS 332L1 bygger på opprinnelig typeakseptering av SA 330 F (DGAC typesertifikat nr. 56) utstedt 12. oktober 1970. Typesertifiseringen er basert på FAR 29. En forutsetning for denne sertifiseringen er at motorene var godkjent i henhold til FAR 33. På bakgrunn av søknad til franske luftfartsmyndigheter (DGAC) datert 18. juni 1984, fikk AS 332L1 sivilt typesertifikat 14. mars 1985 basert på FAR 29 revisjon (amendment) 1 til 16. I kapitlene nedenfor siteres aktuelle sertifiseringskrav:

##### 1.6.5.2 *Krav gjeldende for motorinstallasjonen i LN-OPG*

29.901

"(c) For each powerplant and auxiliary power unit installation, it must be established that no single failure or malfunction or probable combination of failures will jeopardize the safe operation of the rotorcraft except that--

(1) The failure of structural elements need not be considered if the probability of such failure is extremely remote; and

(2) The failure of engine rotor discs need not be considered."

29.903

"(f) *Turbine engine installation.* For turbine engine installations, the powerplant systems associated with engine control devices, systems, and instrumentation must be designed to give reasonable assurance that those engine operating limitations that adversely affect turbine rotor structural integrity will not be exceeded in service."

Eurocopter framla i 1982 en rapport om sannsynligheten for en "Engine Disc Burst" på Makila 1A motoren. Av dette dokumentet framgår det at sannsynligheten for en katastrofal feil grunnet "disk burst" er  $10^{-7}$ . Denne beregningen bygger på "disk burst" grunnet strukturelle feil ved de roterende komponentene, og tar ikke høyde for "disk burst" grunnet "over speed".

Kravet i FAR 29.903 (f) ble i følge Eurocopter etterkommet ved at:

"The engine is stopped automatically if the free turbine rpm exceed 120%."

HUMS eller andre lignende systemer var ikke omtalt i sertifiseringskravene på denne tiden.

#### 1.6.5.3 *Krav gjeldende for motorene i LN-OPG*

Makila 1A1 motorene ble typesertifisert i henhold til FAR 33 revisjon 1 til 6

33.27

"(a) Turbine, compressor, and turbosupercharger rotors must have sufficient strength to withstand the rotor speed, temperature, and vibration test conditions specified in paragraph (c) in this section." (HSL note; ingen av punktene nevnt i (c) krever test ved turtall over 120% av "max limiting r.p.m.").

"(b) The design and function of engine control devices, systems, and instruments must give reasonable assurance that those engine operating limitations that affect turbine, compressor, and turbosupercharger rotor structural integrity will not be exceeded in service."

33.75

"Safety analysis.

It must be shown by analysis that any probable malfunction or any probable single or multiple failure, or any probable improper operation of the engine will not cause the engine to-

- (a) Catch fire;
- (b) Burst (penetrate its case);
- (c) Generate loads greater than those specified in Sec. 33.23; or
- (d) Lose the capability of being shut down."

#### 1.6.5.4 *Krav gjeldende for beskyttelse av "flight controls" i LN-OPG*

HSL kan ikke se at det fantes spesifikke krav i FAR 29 til beskyttelse av "flight controls" da AS 332L1 ble typesertifisert.

#### 1.6.5.5 *Sertifiseringskrav gjeldene per januar 2000 for motorinstallasjon*

Gjeldende sertifiseringskrav er JAR 29 revisjon 1. I disse kravene er unntaket for "failure of rotor discs" i FAR 29.901 utelatt. Videre har følgende krav blitt lagt til:

29.903

"(b) Category A: Engine isolation. For each category A rotorcraft, the powerplants must be arranged and isolated from each other to allow operation, in at least one configuration, so that the failure or malfunction of any engine, or the failure of any system that affect any engine will not--

- (1) Prevent the continued safe operation of the remaining engines; or
- (2) Require immediate action, other than normal pilot action with primary flight controls, by any crewmember to maintain safe operation."

og

"(d) Turbine engine installation. For turbine engine installations,

- (1) Design precautions must be taken to minimize the hazards to the rotorcraft in event of an engine rotor failure; and.
- (2) The powerplant systems associated with engine control devices, systems, and instrumentation must be designed to give reasonable assurance that those engine operating limitations that adversely affect engine rotor structural integrity will not be exceeded in service."

For å utdype og forklare kravene i JAR 29 har Joint Aviation Authorities (JAA) gitt ut en rekke Advisory Circulars (AC). Fra disse siteres:

AC 29.903C. § 29.903 (Amendment 29-1) TURBINE ENGINE INSTALLATION

"b. Procedures. Although turbine engine manufacturers are making efforts to reduce the probability of uncontained rotor failures, service experience shows that such failures continue to occur. Failures have resulted in high velocity fragment penetration of fuel tanks, adjacent structures, fuselage, system components and other engines of rotorcraft. Since it is unlikely that uncontained rotor failures can be completely eliminated, rotorcraft design precautions should be taken to minimize the hazard from such events. These design precautions should recognize rotorcraft design features that may differ significantly from that of an airplane, particularly regarding an engine location and its proximity to another engine or to other systems and components."

"d. Safety Assessment.

(1) Procedure. Assess the potential hazard to rotorcraft using the following procedure:

(i) Minimizing Rotorburst Hazard. The rotorburst hazard should be reduced to the lowest level that can be shown to be both technically feasible and economically justifiable. The extent of minimization that is possible will vary from new or amended certification projects and from design to design. Thus the effort to minimize must be determined uniquely for each certification project. design precautions and techniques such as location, separation, isolation, redundancy, shielding, containment and/or other appropriate considerations should be employed, documented, agreed to by the certifying authority, and placed in the type data file. A discussion of these methods and techniques follows."

"(2) (v) Critical Engine Speed. Where energy considerations are relevant, the uncontained rotor event should be assumed to occur at the engine shaft speed for the maximum rating appropriate to the flight phase (exclusive of OEI ratings), unless the most probable mode of failure would be expected to result in the engine rotor reaching a red line speed or a design burst speed."

"(5) Engine Service History/Design.

(i) For the purpose of a gross assessment of the vulnerability of the rotorcraft to an uncontained rotorburst, it must be taken that an uncontained engine rotorburst failure (burst) will occur. However, in determining the overall risk to the rotorcraft, engine service history and engine design features should be included in showing compliance with § 29.903 to minimize the hazard from uncontained rotor failures. This is extremely important since the engine design and/or the service history may provide valuable information in

assessing the potential for a rotorburst occurring and this should be considered in the overall safety analysis."

"e. Design Considerations.

(1) (vi) Critical control systems, such as primary and secondary flight controls, electrical power cables, systems and wiring, hydraulic systems, engines control systems, flammable fluid shut-off valves, and the associated actuation wiring or cables."

"f. Protective Measures.

(1) (i) Engine Rotor Fragment Containment. It should be clearly understood that containment of rotor fragments is not a requirement. However, it is one of many options which may be used to minimize the hazards of an engine rotorburst. ...."

1.6.5.6 *Sertifiseringskrav gjeldene per januar 2000 for motorer*

Gjeldende krav har noen mindre forandringer i forhold til kravene fra 1985. Av spesiell interesse er et tillegg til kravene gitt i 33.27 punkt (a) (se punkt 1.6.5.3):

"(vi) The highest speed that would result from the failure of any component or system in a representative installation of the engine, in combination with any failure of component or system that would not normally be detected during a routine preflight check or during normal flight operation."

Videre har definisjonen av "Burst" i 33.75 punkt (b) blitt forandret fra "penetrate its case" til "release hazardous fragments through the engine case"

1.6.5.7 *Andre aktuelle sertifiseringskrav gjeldende per januar 2000*

I JAR/FAR 29.601 finnes et generelt krav til design:

"(a) The rotorcraft may have no design features that experience has shown to be hazardous or unreliable.

(b) The suitability of each questionable design detail and part must be established by tests."

I JAR/FAR 29.917 finnes krav til design av "Rotor Drive System":

"(b) *Design assessment.* A design assessment must be performed to ensure that the rotor drive system functions safely over the full range of conditions for which certification is sought. The design assessment must include a detailed failure analysis to identify all failures that will prevent continued

safe flight or safe landing and must identify the means to minimize the likelihood of their occurrence."

I AC 29 - 2C, § 29.917 (amendment 29-40) Design, underpunkt e, finnes følgende henvisning til HUMS:

"(2) Compensating provisions may be selected from one or more of those listed below, but not necessarily limited to this list

-----

(ix) Safety devices or health monitoring means beyond those indentified in paragraphs (vi) and (vii) above."

HSL kan ikke se at det finnes krav i gjeldende JAR/FAR med hensyn til beskyttelse av "flight controls" mot eksempelvis fragmenter slynget ut av motorer.

## 1.6.6 Helikopterets historie

### 1.6.6.1 *Generelt*

Helikopteret ble produsert av ECF i 1991, og ble operert av AS Mørefly fra 1. juli 1991 til 4. april 1995. LN-OPG fløy 4 892 flytimer i denne perioden. Helikopteret ble deretter overtatt av HS i forbindelse med fusjonen med Mørefly, og ble operert av selskapet fram til havaritidspunktet. Det vises til punkt 1.18.1. for beskrivelse av helikopterets vedlikeholdsunderlag og tilhørende prosedyrer.

### 1.6.6.2 *Overhaling av hovedgearboks (MGB) M170*

En hovedgearboks med serienr. M170 ble utmontert fra helikopteret LN-OLA 1. november 1996 og overført til gearboksverkstedet hos HS for overhaling. Gearboksen hadde fløyet 2 938 timer, og intervallet på overhaling er 3 000 flytimer. Arbeidet ble utført i henhold til arbeidsordre nr. 9604862. Ut av resultatdokumentasjonen fra overhalingen framgår at noen deler måtte skiftes ut og erstattes med følgende fabrikknye deler (se fig. 6):

- Pinion gear, input    332A32-2145-24    M1809    (høyre)
- Shaft, free wheel    332A32-2190-25    M477    (høyre)
- Shaft, free wheel    332A32-2190-25    M481    (venstre)
- Shaft, torquemeter    332A32-2186-00    M1537    (høyre)
- Shaft, torquemeter    332A32-2186-00    M1542    (venstre)

"Pinion gear, input" (tidligere omtalt som "input pinion) ble skiftet grunnet "Fretting on ball bearing surface".



Gearboksen ble overhald etter kriterier gitt i "Overhaul manual" MRV 63.28.10.800. Denne krever at alle tennene på tannhjul bl.a. skal inspiseres visuelt. Det er ikke generelle krav til kontrollmåling av slitasje på tennene. Dette er beskrevet slik i generelle krav i MRV 63.00.30.800:

"Check dimensions indicated on work cards for areas showing signs of damage or wear"

Fig. 8 viser et eksempel på et arbeidskort gjeldende for "8 000 RPM wheel". Det framgår at målene for de utvendige tennene skal være 218,519 - 218,621 mm. Tilsvarende mål for de utvendige tennene på "input pinion" er 82,556 - 82,642 mm.

Da "splined sleeve" ikke har individuelle serienummer (vedlikeholdes etter vedlikeholdsprosessen "on condition" OC), og følgelig vanskelig kan oppfølges med hensyn til gangtid, vet man kun at de gjennomgikk en inspeksjon uten anmerkninger. Arbeidet ble utført i henhold til "Maintask number 523, 532, 534 og 543". Dette er arbeidsdokumenter utarbeidet av HS (se punkt 1.18.2 for utfyllende opplysninger om "Main task"). Under "Maintask number 534, Subtask No. 2625-01" punkt 51 står "Install O-ring and blank. LH and RH." Det har blitt opplyst fra teknisk avdeling hos HS at utarbeidelsen av delepakker inngikk som et vesentlig ledd i en god kvalitetspraksis. En slik pakke inneholdt deler som inngikk til de enkelte arbeidsoperasjoner ved en overhaling. Etter at en arbeidsoperasjon var avsluttet ble årsaken til eventuelt overskytende deler undersøkt. En gjenglempt pakning ville derfor bli registrert som avvik. En utskrift av "Stock order" fra arbeidsordre nr. 9604862 viser at to O-ringer av typen MS9388-133 var bestilt og benyttet. Etter overhalingen ble gearboksen prøvekjørt i testbenk, og i følge teknikeren som utførte arbeidet ville en manglende O-ring på inngående akseltapp lett ha blitt oppdaget. I følge "JAA Forme One" ble M170 gitt "Certificate of Release to Service" 13. mars 1997.

#### 1.6.6.3 "G-sjekk"

Helikopteret gjennomgikk en "G-sjekk" i perioden 17. januar til 3. mai 1997. (613 flytimer før ulykken). Denne inspeksjonen skal utføres med intervaller på 7 500 flytimer. I løpet av denne perioden ble hovedgearboksen M170 montert. I følge teknisk dokumentasjon ble gearboksen montert i LN-OPG 30. april 1997. Ved arbeidet ble "Main Task 414-01" benyttet, og det er i dette dokumentet signert for at O-ringen var installert.

Under samme "G-sjekk" ble motor nr. 2478 montert på høyre side. I følge motorens loggbok ble den montert 24. april 1997. Ved montering hadde motoren en gangtid på 1 947 timer siden overhaling. Motoren hadde tidligere blitt utmontert fra et annet helikopter (VH-LHS) og det hadde ikke blitt utført vesentlige vedlikeholdsarbeider på motoren i perioden fram til den ble montert på LN-OPG. "Main Task 72-3" ble benyttet ved installering av motoren, og det er i dette dokumentet signert for at O-ringen var montert på hovedgearboksens høyre inngående akseltapp. Ved utførelse av vibrasjonsmålinger av "Bendix shaft" etter

installasjonen ble vibrasjonsnivået målt til 0,15 IPS. Maksimal verdi er 0,65 IPS. Et eksempel på "Main Task 72" (72-3) er gjengitt i appendix C.

#### 1.6.6.4 Skifte av "Bendix shaft"

I følge HS' arbeidsordre nr. 9702403 gjennomgikk "Bendix shaft" med delenr. 19E226-8A, serienr. 1796U, en 1 200 timers inspeksjon ved en total gangtid på 975 timer (denne akselen ble senere montert på høyre side LN-OPG). Arbeidsordren viser at arbeidet var utført i henhold til MET 63.10.00.601 "BENDIX coupling shaft: Checking 19E226-5A/6A/7A/8A". Dette vedlikeholdsunderlaget viser til Work Card 63.10.00.701 "ENGINE - MGB COUPLING Replacement of coupling shaft splined flange" paragraf 3.2 med hensyn til inspeksjon av "splines" (se punkt 1.18.1.1 for utfyllende opplysninger om MET og Work Card):

##### "3.2 Checks

a) If required, check dimensions as per W.C 63.10.00.726.

b) Perform the following particular checks on the splined flange:

- Examine diameter D and the mating face:

if fretting corrosion is evidenced, clean with "Scotch brite" and, if required, blend out locally, using grit 400 abrasive paper: maximum blending depth: 0.03 mm, spray a thin film of "molycote G rapide" or similar product.

- Examine diameter C:

check for step-like wear of more than 0.03 mm,

ensure that 1x 45° chamfer is present on the six 6 mm dia. holes

(if the chamfer is not present, bring the flange to the desired standard before re-assembly)."

Arbeidsordren dokumenterer at dimensjonene D og C ble målt. Den inneholder imidlertid ingen opplysninger om at "splines" hadde vært målt i henhold til W.C. 63.10.00.726. Work Card 63.10.00.701 inneholder ingen krav til inspeksjon for sprekker eller fretting i "spline-området" på "splined flange". Delen ble gitt "Release to service" 2. april 1997. "Bendix shaft" blir i vedlikeholdsdokumentasjonen behandlet som en enhet med hensyn til gangtider og vedlikehold. "Splined flange" har imidlertid ikke eget serienummer, og kan avmonteres og byttes slik at delen får avvikende gangtid i forhold til "Bendix shaft". På spørsmål fra HSL har imidlertid HS opplyst at "splined flange" normalt ikke ble ombyttet, men fulgte en "Bendix shaft".

Grunnet gangtidsbegrensninger ble høyre "Bendix shaft" på LN-OPG avmontert om kvelden/natten 16. juli 1997 og den tidligere omtalte akselen med serienummer 1796U ble montert (383 flytimer før ulykken). Arbeidet ble utført ved HS-basen i

Brønnøysund. På denne tiden var basen under etablering og behovet for teknikere ble dekket med korttidsopphold av flyteknikere fra andre baser i selskapet. Det aktuelle arbeidet ble utført av to flyteknikere med flyteknikersertifikat på typen hvorav den ene kort tid i forveien hadde begynt å fungere som teknisk formann ved basen (heretter omtalt som teknisk formann). Akselen, komplett med påmontert "splined flange" var sendt til basen før arbeidet ble påbegynt. Ny O-ring ble ikke sendt med da denne normalt skulle være installert på "splined sleeve" og ikke byttes ut. Dette ble bekreftet av at hverken MET 63.10.00.401 "ENGINE-TO-MGB COUPLING, BENDIX Coupling Shaft: Removal/installation" eller MET 71.00.00.401 "POWER PLANT Engine - Disengagement Removal - Installation" (se appendix B) listet O-ringen som "Routine replacement parts".

Arbeidet ble iverksatt i henhold til "Work specification no. OPG 01399/97" som refererer til MET 63.10.00.401. Til hjelp ved ut- og innmontering av motoren ble "Main task no. 72-03 Engine removal - installation" benyttet (se punkt 1.18.1.1 for utfyllende opplysninger om "Work spesifikation"). Arbeidet ble påbegynt ved at høyre motor ble løsnet og heist ned for avmontering av avgassrøret. I følge opplysninger gitt av de to involverte oppdaget teknikeren at O-ringen (delenummer MS 9388-133) på høyre "splined sleeve" på hovedgearboksen manglet. Teknisk formann mente at dette var normalt da han ved flere anledninger tidligere hadde sett at denne ikke var installert. MET 63.10.00.401 omtalte heller ikke installasjon av nevnte O-ring. Delen var videre ikke tilgjengelig på basen og den kunne tidligst skaffes tilveie neste dag. Dette kunne ha ført til en betydelig utsettelse av arbeidet. Motoren ble installert uten O-ring på "splined sleeve".

"Main Task nr. 72, Subtask 479-03, Item 5" beskrev følgende:

"Spray an even film of Molicote G Rapid+ on Sleeves. Install O-Ring, P/N MS 9388-133 on Sleeve, if removed"

Dette punktet ble signert som utført selv om O-ringen ikke var montert. Arbeidet med å bytte "Bendix shaft" ble avsluttet med en vibrasjonskjøring av akselen. Resultatet 0,25 IPS ble notert. Etter at arbeidet var avsluttet sjekket flyteknikeren helikopterets "Illustrated Parts Cataloge" (IPC). Denne bekreftet at O-ringen skulle være installert. Da det likevel ble reist tvil om O-ringens berettigelse ringte han neste morgen til en kollega ved basen på Sola og fikk ytterligere bekreftet at den skulle være til stede. Han gav så beskjed om dette til teknisk formann og reiste deretter hjem fra Brønnøysund da han var ferdig med en 14 dagers arbeidsperiode. Det ble ikke satt inn ytterligere tiltak for å montere den manglende O-ringen, og mangelen ble ikke ført opp i flyets "Daily Maintenance Record" (DMR) for videre oppfølging.

Teknisk formann ved basen arbeidet som flytekniker med Super Puma helikoptre i et annet helikopterselskap før han ble ansatt i HS. Han forklarte til HSL etter ulykken at han var sikker på at det i den perioden ikke skulle monteres O-ring på "splined sleeve". Han forklarte videre at han med referanse fra den tidligere

arbeidsgiver var vant med å arbeide direkte etter helikopterprodusentens MET, og at han i HS ikke benyttet "Main Tasks" hvis det ikke var nødvendig.

Resultatdokumentasjon fra arbeid utført på den "Bendix shaft" som ble utmontert tyder på at det ikke var unormal slitasje på tilhørende "splined flange".

#### 1.6.6.5 *Brudd på "tie-bolt"*

Grunnet et generelt problem på helikoptertypen, med flere tilfeller av brudd på boltene som fester "liaison tube" til MGB ("tie-bolts", se fig. 6), ble det hos HS besluttet at disse skulle kontrolleres ved hver Pre Flight Check (PFC). En brukket "tie-bolt" (post mod. 07.52316) ble funnet på LN-OPG under en slik inspeksjon 3. august 1997 (255 flytimer før ulykken). Som en følge av dette ble tiltrekkingsmomentet for de to andre boltene sjekket. Sjekken viste at momentet var for høyt og de to resterende boltene ble også byttet.

Representanter fra ECF har forklart at brudd på "tie-bolts" erfaringsvis kan være en indikasjon på unormale belastninger i akseloverføringen mellom motorene og MGB, og at dette bruddet mest sannsynlig indikerte at noe var galt i området på dette tidspunktet.

Bolten som hadde brukket ble lagret av HS, og ble etter ulykken overlatt til HSL og sendt til Det Norske Veritas (DNV) for metallurgisk undersøkelse. Undersøkelseresultatet er gjengitt under punkt 1.16.4.5.

Flyteknikere hos HS mener at momentsjekken som ble foretatt på boltene 3. august 1997 har liten verdi. Dette forklares med at boltene monteres med olje på gjengene og deretter trekkes til med riktig moment. Etter selv en kort periode med flyging vil oljefilmen forsvinne grunnet belastninger og varme, og som en følge stiger friksjonen og dermed momentet som framkommer ved sjekken. Det ble videre forklart fra selskapets side at "tie-bolt brudd" grunnet for høyt tiltrekkingsmoment var vanlig i en periode. Dette ble forklart med at MET ikke ble revidert samtidig med introduksjonen av en modifisert "tie-bolt" som krevde lavere tiltrekkingsmoment (se appendix B, fig. 2).

#### 1.6.6.6 *Inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboksen (MGB)*

Koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboksen skal inspiseres for hver 500 flytime. På bakgrunn av dette ble en inspeksjon "beordret" for både høyre og venstre side på hovedgearboksen. For høyre side var selskapets "Work Pack, Work Specification" beskrevet slik:

##### "REMOVAL OF RIGHT ENGINE

1. Remove Right Engine iaw MET 71.00.00.401

Doc. ref: MET 71.00.00.401

NDT OF RIGHT MGB INPUT SLEEVE

2. Perform NDT of Right MGB Input Sleeve iaw MET 63.10.00.602, para. 3.4. Doc. ref: MET 63.10.00.602  
INSTALLATION OF RIGHT ENGINE
3. Install Right Engine iaw MET 71.00.00.401.  
Doc. ref: MET 71.00.00.401".

MET 63.10.00.602 er gjengitt i Appendix A. På bakgrunn av denne "arbeidsordren" ble en "Non Destructive Testing" (NDT) -tekniker sendt fra Sola til Brønnøysund om morgenen 21. august 1997. Teknikeren hadde arbeidet utelukkende med NDT i selskapet i 17 år, og var ett år tidligere ferdig med en utdannelse til nivå II i fem NDT-grener ved "International School of Aerospace" i Norwich i England.

Helikopteret ankom basen 22. august kl. 0130 og forberedelsene til inspeksjonen ble påbegynt (121 flytimer før ulykken). En flytekniker fra basen løsnet og skjøv motorene framover med hjelp fra NDT-teknikeren. Dette arbeidet ble utført i henhold til MET 71.00.00.401 "POWER PLANT Engine - Disengagement Removal-Installation". Dette dokumentet inneholder følgende setning om merking av "splined flange" og "splined sleeve":

"2.1 During this uncoupling operation, mark the respective angular positions of both the splined flange and sleeve."

Flyteknikeren som utførte arbeidet har bekreftet at dette punktet ble utført. NDT-teknikeren utførte deretter en "dye penetrant"-inspeksjon av høyre og venstre "splined sleeve" mens disse satt fast på hovedgearboksen. NDT-inspeksjonen ble gjennomført i samsvar med den foreskrevne standardprosedyren WC 20.02.09.101. NDT-teknikeren fant ingen sprekker, og han avsluttet med å signere på "Work Pack, Work Specification" utenfor "NDT OF RIGHT MGB INPUT SLEEVE". NDT-teknikeren kjente ikke til den praktiske bruken av referansedokumentet MET 63.10.00.602 fordi han ikke benyttet seg av dette i sitt daglige arbeid på verkstedet. Han benyttet derfor dokumentet bare som beskrivelse av hvilke område som skulle inspiseres. Det var etter hans mening ikke noe i teksten i "Work Specification" som tydet på at noe av arbeidet var utelatt. I samtale med HSL understreket han at han forholdt seg til innarbeidede standarder for "dye penetrant"-inspeksjonen, og at det var utelukkende det arbeidet han kvitterte for. Han utførte kun en NDT-inspeksjon av "splined sleeve" og ingen andre oppgaver i forbindelse med sitt arbeid, som for eks. å fjerne O-ringer. Først etter ulykken ble han kjent med at det skulle sitte en O-ring på "splined sleeve". Han sa videre at han ville varsle en flytekniker hvis han oppdaget feil ved delen.

En annen flytekniker som påbegynte sitt skift den natten, utførte den påfølgende monteringen av motorene sammen med den første flyteknikeren. Dette arbeidet ble også utført i henhold til MET 71.00.00.401 "POWER PLANT Engine -

Disengagement Removal-Installation" (se appendix B). Dette dokumentet inneholder ingen opplysninger om at O-ringen må monteres på "splined sleeve". Med hensyn til kontroll av "Bendix shaft" før montering står følgende:

**"CAUTION: BEFORE INSTALLATION, CHECK THAT THE BENDIX COUPLING SHAFT IS CLEAN."**

HS har laget et system som tar hånd om revisjoner og tillegg til helikopterprodusentens MET. Dette er gjennomført ved at egne sider "HS REVISION" legges inn mellom sidene i MET. En slik revisjon er lagt ved side 1 i MET 71.00.00.401. Fra denne siteres:

"Engine removal - installation procedure.

A. Main Task 72, Engine removal - installation is located in MRM chapter 2, ATA 71."

"Main Task 72" inneholder en detaljert beskrivelse av monteringen av en motor. Subtask 479-03 punkt 5, i dette dokumentet lyder:

"Spray an even film of Molicote G Rapid+ on Sleeves. Install O-ring, P/N MS 9388-133 on Sleeve, if removed."

I følge de to flyteknikerne som monterte motorene ble "Main Task 72-3" ikke benyttet. Dette ble forklart med at "Main Task 72" var tilpasset en utmontering av motoren, og ikke som i dette tilfellet en delvis frakobling. Videre var "Main Task 72" ikke nevnt i "Work Specification". De har forklart at "splined flange" ikke ble gjenstand for annet enn en generell inspeksjon før montering av motorene, og at O-ringens tilstedeværelse ikke ble sjekket. Videre ble den påkrevde "Sleeve concentricity check" ikke utført. Etter at motorene var montert ble vibrasjonssjekk utført. Måleverdiene fra sjekken ble ikke dokumentert da det ikke var rubrikk for dette i "Work Specification". Flyteknikerne har imidlertid opplyst at verdiene lå godt under grenseverdien på 0,65 IPS. "Main Task 72-3", som ikke ble benyttet, inneholdt derimot en egen rubrikk hvor resultatene fra vibrasjonssjekken skulle føres inn. I henhold til selskapets prosedyrer var det krav til dobbel signering i rubrikken for den samlede inspeksjonen (inkludert inn- og utmontering av motorene). I denne rubrikken signerte NDT-teknikeren feilaktig for utførelse av hele arbeidet, og en av flyteknikerne signerte som kontrollør. Arbeidet ble avsluttet før helikopteret skulle ut på rute kl. 0600 om morgenen 22. august 1997. Arbeidet ble i følge de involverte utført uten tidspress.

#### 1.6.6.7 *Vedlikeholdsarbeid og inspeksjoner utført på LN-OPG etter inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboksen (MGB)*

Det har ikke vært skrevet tekniske feilrapporter på LN-OPG fra perioden fra 22. august 1997 og fram til ulykken.

En liste over "Print-out of complaints" viser at tilsammen 10 anmerkninger er oppført i den samme perioden. Disse anmerkningene har med unntak av en blitt tatt hånd om før ulykken fant sted. Felles for alle disse anmerkningene er at de ikke har bidratt til ulykken.

LN-OPG ankom basen i Brønnøysund 7. september 1997 kl. 2046. Siste Daily Maintenance Check (DMC) ble avsluttet og signert kl. 2340 samme dag. Daily Maintenance Record (DMR) viser at helikopteret hadde en åpen anmerkning om at det var en sprekk i et kabinvindu. Pre Flight Check (PFC) før avgang 8. september ble utført inne i hangar. Arbeidet ble utført uten tidspress og uten at det ble ført opp anmerkninger. Ved en forglemmelse ble det ikke signert for utførelse av PFC i DMR, og det ble heller ikke bemerket av besetningen.

## 1.6.7 Utfyllende informasjon om kraftoverføringen mellom motor og hovedgearboks

### 1.6.7.1 *Historikk, modifikasjoner av kraftoverføringen mellom motor og hovedgearboks*

I følge ECF ble kraftoverføringen mellom motor og hovedgearboks konstruert for AS 332 som fløy første gang i 1978. På denne tiden var "splines" mellom gearboksen og "Bendix shaft" smurt med smørefett. For å hindre at fett kom ut av "splines-området", hadde "splined sleeve" en O-ring av typen MS 9388-133 montert i et spor. Da det viste seg å oppstå en del problemer i området ble en rekke modifikasjoner gjennomført i perioden fram til havariet. Følgende av interesse nevnes:

- desember 1982: Klaringen mellom den sylindriske delen av "splined sleeve" og "splined flange" ble øket og gitt et minimum på 0,1 mm med "lock washer" installert. Dette skulle hindre "fretting" i dette området
- april 1985: SB 63.15 (Mandatory) Overgang fra smørefett til tørrsmøring (Molykote G rapid +) på "splined sleeve". Dette ble gjort for å hindre at smørefett kom inn i belgene i "Bendix shaft" og på den måten kunne skape ubalanse. Beskjed om at O-ringen skulle fjernes
- april 1985: SB 63.16 (Optional) Reduksjon av tykkelsen på sølvbelegget på "lock washer" slik at belastningene på "splined sleeve" ved montering av "lock washer" ble redusert
- januar 1986: SB 63.21 (Mandatory) Pålegg om reinstallerings av O-ringen. Forøvrig omhandler denne SB pålegg om inspeksjon av "splined sleeve" for "fretting", dimensjonskontroll, "dye penetrant" inspeksjon av "splined sleeve" og kontroll av momentet på "tie-bolter"
- juli 1986: Første revisjon av SB 63.21 (Mandatory) Innføring av vibrasjonssjekk etter "Bendix shaft"-bytte
- juni 1987: Andre revisjon av SB 63.21 (Mandatory) Innføring av en ny "Bendix shaft" med tynnere akselvegger. Dette reduserer massen som kan gi ubalanse. Innføring av "input pinion out of round check" også omtalt som "concentricity check" for å undersøke mulig kast på "input pinion"

- november 1990: Ny type "splined sleeve" introdusert. Denne bedrer sentreringen av koblingen
- mod. 52318: For å redusere belastningene på "splined sleeve" utviklet ECF en ny metode for låsing av "lock nut". Dette innebærer at "lock nut" har små riller og spor slik at en ny type "lock washer" kan presses inn slik at den holder "lock nut". "Lock washer" holder så fast i utfreste spor i "splined sleeve". Dette som på mange måter kan betegnes som en "speilvendt løsning", er standard på AS 332L2 som kom på det sivile markedet i 1992 (se fig. 9). Denne løsningen, som i følge tilgjengelig informasjon har færre rapporterte problemer, kan ettermonteres på AS 332L1.



### 1.6.7.2 Rapporterte erfaringer med hovedgearboks (MGB) og kraftoverføringen mellom motor og MGB

ECF har gitt opplysninger om 17 rapporterte tilfeller av problemer med kraftoverføringen mellom motor og MGB i perioden fram til ulykken med LN-OPG. Tabellen nedenfor gir en oversikt over disse:

NO.	DATE	CRACK SPLINED SLEEVE	CRACK SPLINED FLANGE	BENDIX SHAFT FAILURE (END)	MGB (SERIAL NO. & SIDE)	COMMENTS
1	06/83	x			M134, LH	Fatigue crack on splined sleeve centering diameter.
2	06/84			ENG	M130, RH	
3	07/84	x			M126	2 fatigue cracks on splined sleeve centering diameter
4	12/84	x	x	MGB	M192, LH	45° fatigue cracks on splined sleeve. Fretting on centering diameter
5	12/84	x	x	MGB	M130, RH	
SB	63.15	O-RING	Removal			
6	05/85	x		ENG	M188, LH	
7	08/85			ENG	M167, RH	
8	08/85	x			M195, LH	LN-OMG, Helikopter Service. O-ring installed. Detected during accomplishment of SB 63.15
9	10/85	x	x		M130, RH	45° fatigue cracks on splined sleeve. Fretting on centering diameter
10	10/85	x		MGB	M195, LH	Helikopter Service. LN-OMG. Engine overspeed and shut-down during approach to "Tender Clipper". Cracks and loose pieces in splined sleeve. Crack pattern similar to LN-OPG. Speed probes (Nf) destroyed. No O-ring
11	11/85			ENG	M193, RH	
12	11/85			MGB	M176, LH	Splined sleeve out of round
13	12/85			ENG	M135, RH	
SB	63.21	O-RING	Installed			
14	10/86	x	x	ENG	M134, LH	
15	02/87			ENG	RH	
16	08/87			MGB	M187, RH	Splined sleeve out of round. Fretting on splined sleeve centering diameter
17	01/88			MGB	RH	

Uthevet tekst viser gearbokser og respektive høyre/venstre akseltapper som har vært involvert i flere hendelser. Dette viser at 3 akseltapper har vært involvert i 7 tilfeller.

I tillegg til hendelsene listet i tabellen er HSL kjent med følgende fem hendelser:

- 1 Avviks-rapport nr. AS332-63-10-01 datert 16. august 1985 beskriver et tilfelle hos HS av at "Bendix shaft" ved utmontering av motor satt fast på MGB. En nærmere undersøkelse avdekket at "splined sleeve" hadde sprukket grunnet for trang tilpasning til "lock washer/circlip"
  
- 2 16. juni 1998 fikk et AS 332M1 helikopter tilhørende den svenske hæren problemer under avgang. I hover hørte besetningen unormale lyder fra motorområdet og oppdraget ble avsluttet. Etterfølgende vibrasjonsmålinger av motor nr. 1 viste 40 mm/s (1,73 IPS), noe som var langt utenfor tillatt, og det ble besluttet å løsne og rotere "Bendix shaft". Ved utmontering av denne ble det klart at "splined flange" hadde sprukket og var delt opp i fem hoveddeler. Til sammen ca. 20 initieringspunkter/sprekker ble funnet. Alle sprekkene var forårsaket av utmatting. "Splined sleeve" hadde dype spor etter slitasje langs aktive flater, og 1/3 av en tann hadde løsnet. O-ringen på "splined sleeve" var på plass. Det ble funnet mye "fretting produkter", men lite smøremidler i "splines". "Bendix shaft", motor og hovedgearboks ble sendt til ECF for nærmere undersøkelser. Det ble der konstatert at alle "speed probes" (Nf) hadde slitasjeskade etter kontakt med "phonic wheels". Motoren, "Bendix shaft" og "splined flange" hadde ved hendelsen 1 827 flytimer. Hovedgearboksen ble overhaldt 642 flytimer før hendelsen. 409 flytimer etter dette arbeidet ble den reparert av samme firma som foretok overhalingen grunnet problemer med et reduksjonsgear. Det samme problemet førte til at reparasjon måtte gjentas 75 flytimer senere. På dette tidspunktet ble det konstatert at "splined sleeve" hadde skader og slitasje, og denne ble derfor skiftet (158 flytimer før hendelsen). ECF har ikke konkludert med hva som var årsaken til denne hendelsen, men en mulig teori går ut på at den skadede/slitte "splined sleeve" i neste omgang skadet "splined flange" på en slik måte at utmattingsprekker utviklet seg i tiden etter at "splined sleeve" var byttet.
  
- 3 Under en inspeksjon 6. september 1998 på en AS 332L1 i USA ble det oppdaget at "lock washer" var løs og hadde forskjøvet seg framover i forhold til "splined sleeve". Det var likevel ikke mulig å trekke ut "lock washer" på normal måte, og den måtte kuttes i to deler før den ble tatt ut. Undersøkelser viste at "circlip" ikke lå i sitt opprinnelige spor i "lock washer", og at den hadde laget flere dype spor i "lock washer" i takt med at "lock washer" hadde beveget seg aksielt framover i forhold til "splined sleeve". Skademønsteret tydet på at "circlip" hadde ligget i sporet i "splined sleeve" under hele denne prosessen. "Lock washer" hadde beveget seg aksielt helt til denne og "locking nut" kom ut av inngrep. Deretter hadde "lock washer" rotert i forhold til "splined sleeve" slik at "micro splines" på både "lock washer" og "splined sleeve" var sterkt skadet og stedvis helt borte. "Circlip" hadde tydelige slitasjemerker, men var forøvrig hel. Disse funnene er beskrevet i rapporten "Failure Analysis, Main Gear Box Input Components, AS332L1 Super Puma N171EH, ERA Aviation inc." utgitt av R.J. Waldron & Company (1987) LTD. Rapporten slår fast at hovedgearboksen hadde gått 13,3 timer siden siste vibrasjonssjekk var utført. Denne sjekken viste et vibrasjonsnivå på 0,07 IPS. Videre var gearboksens gangtid 29,8 timer siden den siste visuelle inspeksjonen av

området. Gearboksens gangtid siden siste overhaling var 930,6 timer. Rapporten konkluderer med at det ikke ble funnet produksjonsfeil ved delene, og det ble ikke funnet spor som tydet på at "lock washer" hadde vært feilmontert, eller noe som tydet på svikt i vedlikeholdet. Det ble ikke funnet feil innvendig i MGB, og denne ble på ny gjort luftdyktig etter at deler i inngående akseltapp var skiftet. Ved undersøkelser av den involverte motoren ble det konstatert at en "tie-bolt" i kompressorseksjonen var "løs" uten at det ble trukket konklusjoner om årsakssammenhengen.

- 4 MGB nr. M136 var overhaldt av HS og ble installert i G-PUMA 15. februar 1999. 77 flytimer senere kom det varsel fra IHUMS om at signalene (peak to peak) fra akselerometeret ved høyre inngående akseltapp var så kraftig at de ikke kunne behandles av systemet (opp mot 1 000 g). Gearboksen ble utmontert og sendt til HS for inspeksjon i henhold til overhalingsinstruksjoner uten at feil ble funnet. I samråd med ECF ble gearboksen påny godkjent for flyging og returnert til operatøren, denne gang for montering i G-PUME. Etter montering ble det konstatert at signalene fortsatt var på et høyt nivå (600 g), og da de på ny begynte å stige ble gearboksen utmontert etter 15 flytimer og returnert til HS. Gearboksen ble deretter kjørt i testbenk og vibrasjonsdata fra høyre og venstre inngående akseltapp, og bakre høyre "torquemeter shaft" ble tatt opp på "Brüel & Kjær (B & K) vibration recorder 7007" og analysert ved hjelp av "B & K dual channel FFT analyser model 2032". Analysen viste at signaler tilsvarende 38. harmoniske av rotasjonsturtallet på "8 000 RPM wheel/torquemeter shaft" dominerte frekvensbildet registrert av akselerometeret ved høyre inngående akseltapp. Dette bildet ble ikke påvirket av at høyre og venstre "torquemeter shaft" ble kryssbyttet. Ved på tilsvarende måte å kryssbytte "input pinion/8 000 RPM wheel"-kombinasjonen, flyttet det markante frekvensbildet seg over på venstre side (se også punkt 1.19.2). Kombinasjonen av "input pinion/8 000 RPM wheel" som opprinnelig satt på høyre side ble erstattet med nye deler. Dette førte til at vibrasjonsnivået sank til et normalt nivå. De to aktuelle delene ble av HS vurdert å holde de kravene som var satt i overhalingsinstruksen. Ved en vurdering hos ECF ble det imidlertid funnet at "input pinion" var slitt utenfor toleranser, og at en betydelig slitasje på "8 000 RPM wheel" (serienr. M 624) var under vurdering i april 2000 uten at det var trukket konklusjon. Etter dette har HS konkludert med at overhalingsinstruksen gitt av ECF ikke er dekkende med hensyn til inspeksjonskriterier for tenner på tannhjul.
- 5 I September 1999 ble det rapportert om forskjell mellom Ng 1 og Ng 2 på en AS 332 med serienr. 2097 i Japan. Det ble besluttet å foreta bakkekjøring, og under "shut down" ble det hørt støy fra området omkring venstre motor. Ved inspeksjon ble det funnet at et stykke av en tann på venstre "splined sleeve" hadde løsnet. På et annet område var det ytterligere skader på en tann, og det ble funnet en sprekk som gikk helt ut til framkanten på den sylindriske delen av "splined sleeve". Denne sprekken ligner mye på en av sprekkenene på "splined sleeve" fra LN-OPG. Det ble funnet betydelig slitasje på flere tenner på "splined sleeve" og særlig "splined flange", og ingen spor etter smøremidler. Videre ble det konstatert sprekk i venstre "power turbine rear support" og spor etter kontakt mellom "speed sensors" og

"phonic wheels". Helikopteret hadde fløyet 254 flytimer siden siste inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB. De siste 89 flytimene før hendelsen hadde helikopteret utført underhengende transport av tømmer (logging). Grunnet skifte av ledninger til "speed probes" hadde venstre motor vært koblet fra MGB 66 og 33 flytimer før hendelsen. Ved det siste tilfellet ble det konstatert at "splined sleeve" var slitt, men ved en feil ble denne ikke skiftet. Siste vibrasjonskjøring ble utført 4 flytimer før hendelsen, men det viste seg at verdien på 0,03 IPS var verdiløs fordi festet til akselerometeret var løst. ECF mener at tiltrekkingen av "tie-boltene" ikke har vært korrekt på dette helikopteret, og at bevegelse mellom "liaison tube" og MGB trolig har vært en medvirkende faktor. Ved undersøkelser av den lengste sprekken i "splined sleeve" ble det funnet 682 000 striasjoner. Videre ble det funnet at helikopteret hadde startet motorene 17 ganger i perioden hvor sprekken hadde eksistert. Av dette følger at helikopteret hadde fløyet 30,5 timer siden sprekken startet. Dette viser at det ble avsatt 385 striasjoner i minuttet. Dette er samme størrelsesorden som turtallet på hovedrotoren som er 265 omdreininger per minutt.

### 1.6.7.3 *Produksjon av "splined sleeve"*

Tidlig i undersøkelsen ble fokus rettet mot produksjon av "splined sleeve". HSL har følgelig gått detaljert inn på produksjon og etterbehandling av komponenten.

En komponent kan belegges med forskjellige typer overflatematerialer. Dette gjøres for at komponenten skal få ønskede bruksegenskaper uten at hele komponenten må fabrikeres av det samme materialet som overflaten. Slik oppnås en enklere og billigere framstilling, og i noen tilfeller er dette også den eneste måten å oppnå de ønskede egenskapene på. I dette tilfellet var hensikten å ha en "seig" kjerne og en slitasjebestandig overflate. For å få en høy slitasjebestandighet på overflaten valgte ECF å påføre wolframkarbid ved hjelp av plasmaspøyting (se punkt 1.18.3).

Ferdigmaskinerte "splined sleeves" ble målt og kontrollert av ECF før de ble sendt til Praxair i Saint-Etienne (tidligere Union Carbide France) for pålegging av hardmetallbelegg. HSL besøkte Praxair og fikk bekreftet at hardmetallbelegget har betegnelsen LW-1N40 tilsvarende spesifisering CW 15% Co. Dette er wolframkarbid i en kobolt matrix (Co ~ 15%) påført ved hjelp av plasmaspøyting. I følge opplysninger gitt av ECF skal belegget ha følgende egenskaper:

- Hardhet: 1 050 - 1 200 HV<sub>0,3</sub> (karbidene)
- Porøsitet: 0,7 - 1,0%
- Heft til underlaget: 100%
- Tykkelse, tannflater: 25 µm ±5 µm
- Tykkelse, sylindrisk del: 70 - 100 µm

Før belegging ble "splined sleeve" blåst med stålgrit og rensset. Belegget ble påført ved to oppspenninger, en for den sylindriske delen og en for tannflatene. Belegget på den sylindriske delen ble etter sprøyting slipt ned til riktig tykkelse, mens splineområdet ble håndpusset med "scouring pad". Beleggetykkelsen ble deretter målt og dokumentert før visuell kontroll og forsendelse til ECF. Hos ECF ble delene ikke tilleggskontrollert før de ble tatt i bruk.

Praxair opplyste at vedheft og hardhet ikke ble kontrollert for hver enkelt del. Komponentene ble belagt i serier hvor det samtidig ble sprøytet et prøveemne. Dette ble benyttet til kvalitetskontroll av belegget på alle komponentene i serien. Prøven ble imidlertid ikke belagt med samme vinkler, hastighet og tykkelse som komponentene. Ved disse kontrollene ble bl. a. hardhet, oksidinnhold, og ikke-metalliske inneslutninger undersøkt.

ECF hadde valgt belegg og den aktuelle prosessen på bakgrunn av gode erfaringer med det samme belegget på andre komponenter i andre helikopter. HSL fikk inntrykk av at konstruksjon og belastninger tilknyttet "splined sleeve" i liten grad hadde påvirket valget av beleggtypen. Det var følgelig ikke satt krav til kornstørrelse selv om belegget på det tynneste kunne være bare 20 µm tykt. HSL fikk videre inntrykk av at ECF ikke hadde undersøkt om andre prosesser og belegg ville vært bedre egnet. Ifølge ECF ble kvaliteten på arbeidet hos Praxair ivaretatt ved årlige kontroller av bedriften.

Høyre "splined sleeve" fra LN-OPG ble i følge dokumentasjon fra Union Carbide France påført hardmetallbelegg i oktober 1989. Delen var en av 43 "splined sleeves" i en serie. Dokumentasjon av sprøyteprosessen gir ingen sporbarhet til de enkelte komponentene i serien. Høyre "splined sleeve" fra LN-OPG var påført følgende merking:

332 A32 2288 22 BUSA 6 < SFA/V107 Rep 2

ECF har opplyst at Rep 2 stammer fra en mindre skade på frontenden til den sylindriske delen. Skaden ble oppdaget og utbedret av ECF før hardmetallbelegget ble påført.

#### 1.6.7.4 *Komponenter som belastes ved "high torque/ torque variations"*

MET 05.99.00.P8 punkt 7 (Airworthiness limitations) gir en liste over komponenter som skal vies spesiell oppmerksomhet ved helikopteroperasjoner som medfører "Frequent torque variations". Av disse nevnes :

- The main MGB module
- The Bendix Engine-to-MGB coupling shaft

MET 05.53.00.602 gir en oversikt over de inspeksjoner og det arbeid som skal utføres ved forskjellige nivåer av "over torque". Også i den sammenheng er MGB og "Bendix coupling shaft" omtalt.

#### 1.6.8 Utfyllende informasjon om hovedgearboksen (MGB)

ECF erfarte at det ble funnet "input pinions" med tannoverflater som var grovere enn spesifisert. Disse hadde alikevel blitt montert inn i gearbokser grunnet mangler ved produksjonskontrollen. Tiltak ble satt inn for å heve standarden på "input pinions" og 5. januar 1998 mottok HS revisjon nr. 12 av AS 332 MRV (overhaul manual). Denne kom med pålegg om å kontrollere alle "pinion front 332A32-2145" for å verifisere om de har serienummer lavere eller høyere enn 1644. Alle "input pinions" med serienummer lavere enn 1644 skulle sendes til ECF for forbedring av tennenes overflate (lapping of the teeth on "FASSLER"). Etter modifikasjonen skulle delen merkes med R. Etter ulykken fant imidlertid ECF flere "8 000 RPM wheels" med betydelig slitasje på tennene. Det ble også funnet forholdsvis grov overflate på tennene på de "input pinions" som tilhørte disse. ECF mener derfor at det er en sammenheng mellom grov overflate på tennene på "input pinion" og unormal slitasje på tennene på tilhørende "8 000 RPM wheel". Dette har ført til at ECF har satt igang en prosess for ytterligere å forbedre "input pinion" hvor bl.a. nitrerherding av tannflatene er en del av dette.

#### 1.6.9 Utfyllende informasjon om motorens turtallskontroll og indikering

##### 1.6.9.1 *Opplæring og forståelse av "Overspeed safety protection"*

HSL har sett nærmere på selskapets opplæring av flygere med hensyn til motor-regulering og indikasjoner.

Ett utgangspunktet for opplæring av flygere hos HS er produsentens "Super Puma Instruction Manual". I kapittel 14.12 omtales "Free Turbine Overspeed, Safety System Controls and Displays" (se appendix D). I dette kapittelet beskrives hvordan motoren automatisk stopper og hindrer "overspeed" ved brudd i "Bendix shaft". I henhold til beskrivelsen kan "OVSP" lyset bare indikere med blinkende lys etter at motoren har nådd ett turtall på over 25% Nf. Diagrammet på lærebokens side 14.33, viser at begge Nf sensorene må registrere et turtall på 120% eller mer for at motoren skal stoppe automatisk. Ved en automatisk stopp vil imidlertid først varselysene "DIFF. NG", "ENG. P" og "ALARM" på "Failure Warning" panelet komme på, og deretter flere lys komme etterhvert som motoren stopper. "OVSP" vil i det tilfelle kun gi en tilleggsopplysning om hvorfor motoren stoppet.

Helikopterets "Approved Flight Manual" med tilhørende sjekklister gir ingen ytterligere informasjon egnet til opplæring og forståelse av systemet.

Flygerne i HS mente at "OVSP"-lyset bare kunne lyse kontinuerlig hvis Nf var under 25%. Ett blinkende "OVSP"-lys informerte om at "overspeed protection"

hadde grepet inn og at motoren hadde stoppet. Det forhold at begge sensorene måtte registrere over 120% Nf for at systemet skulle aktivere, var ukjent for dem.

I helikopterets "Emergency Checklist" er "OVSP"-lyset omtalt bare en gang, og da i en situasjon hvor det blinker. Dette er den eneste situasjonen som involverer "OVSP"-lyset og som selskapet trener på i simulator.

#### 1.6.9.2 *Rapporterte tilfeller av feilfunksjon*

Rapporterte tilfeller hos HS hvor "GOV" eller "OVSP" lysene har lyst grunnet feil i motorens kontrollsystem eller systemet for turtallsregulering:

- I HS "Flight report" AS 332-72-1 rapporteres en avbrutt flyging 16. januar 1984 (LN-OMF). 20 min. etter avgang ble det hørt romling fra motorområdet. Et par minutter etter kom "GOV no. 1 light" på. Det ble da besluttet å returnere, men på veg tilbake kom også "OVSP no. 1 light" på. Motoren ble stoppet etter at det ble konstatert synkende oljetrykk. Undersøkelser foretatt etter hendelsen viste at lager nr. 5 på venstre motor hadde brutt sammen. Det ble videre konstatert at det var slitasjemerker på "phonic wheel" og "speed sensors". En "speed sensor" (til turtallsreguleringen) var blitt påført så store skader at den ikke virket.
- I "Teknisk rapportskjema for uregelmessigheter og feilfunksjon" nr. AS 332-73-3 fra HS datert 10. august 1984 omtales et tilfelle av at "GOV light" fører til kansellering av en flyging. Det ble konstatert brudd i "Nf harness", og dette ble omtalt som et kjent problem.

#### 1.6.9.3 *Forbedringstiltak*

På bakgrunn av de opplysninger som kom fram ved avspilling av CVR fra LN-OPG, påla Turbomeca gjennom en "Fax Alerte" øyeblikkelig alle operatørene av Makila motorer å stoppe den angjeldende motor hvis "OVSP light" kom på under flyging. Som en følge av dette returnerte helikoptere tilhørende HS tilbake til basen på en motor henholdsvis 20. oktober og 12. desember 1997. HSL er blitt orientert om at begge disse tilfellene ble utløst grunnet feil ved indikatorsystemet.

Turbomeca har på bakgrunn av ulykken foretatt vesentlige forandringer ved EECU til 1A1-motoren. Modifiserte EECU (utgave TU 203) har blitt tatt i bruk hos HS i 2000, og dette har ført til ytterligere forandringer i de prosedyrene som skal iverksettes hvis "OVSP light" kommer på under flyging.

AS 332L2 har "OVSP light" plassert sentralt på instrumentpanelet. På den måten kan lyset lettere overvåkes enn når det sitter nede på "Sub-panel 34".

## 1.7 Været

1.7.1 HSL har mottatt følgende rapporter fra Værvarslinga for Nord-Norge: IGA 03 UTC, METAR 03 - 06 UTC, TAF 03 - 09 UTC og analyserte kart 03 og 06 UTC (kartene er ikke tatt med i rapporten, HSL anm.).

1.7.1.1 Den generelle situasjon kl. 03 UTC: Et lavtrykksenter 979 hPa med senter 70°N 05° Ø beveget seg langsomt i sydøstlig retning. En frontalsone hadde passert Brønnøysundområdet omkring kl. 22 - 23 UTC 7. september. Etter passasjen var det spredte regnbyger i området. I slutten av perioden begynte TCU/CB å utvikle seg.

Været:	Spredte regnbyger
Sikt:	Hovedsakelig + 10 km, av og til 5 - 10 km i regn
Overflate vind:	På kysten: SW - W / 10 - 15 kt Over havet vest av Brønnøysund: SW / 20 - 25 kt, av og til 30 kt
3 000 ft vind:	SW / 20 - 30 kt
5 000 ft vind:	SW / 25 - 35 kt
Skyer:	Spredte skyer i 1 000 - 1 500 ft Brutt skydekke i 2 000 - 2 500 ft I slutten av perioden utvikling av TCU/CB
- 10 °C nivå:	FL 120 - FL 130
Frysenivå:	FL 060 - FL 070
Isingsforhold:	Av og til lett til moderat i forbindelse med konvektive skyer
Turbulens:	Av og til lett til moderat i forbindelse med konvektive skyer
Beregnet QNH:	984 - 986 hPa, lavest i de vestre områder.

1.7.1.2 IGA PROG VALID 080300-081200 UTC ENBD FIR  
PART 1: NORDLAND AND TROMS COASTAL AND FJORD DISTRICTS,  
VALLEYS AROUND BARDUFOSSE

WIND SFC-2000FT	SW-SE/10-20KT, BECMG MAINLY SW
WIND FL070	180-240/20-40KT STRONGEST COT S-PART FST
HRS	
WX	RA/RADZ, BECMG SHRA S-PART LOC FG N-PART EARLY
VIS	LOC 4-8KM IN DZ. 0.3-1KM IN FG. ELSE + 10KM
CLD	SCT/BKN 2000-5000. VV 0200-0500 FT IN FG FEW/SCT TCU/CB 1500FT S-PART LATE
O-ISTOTERM	FL050-070
ICE	LOC FBL/MOD
TURB	LOC MOD/FBL NORDLAND, ELSE FBL/NIL



1.7.1.3 TAF utsendt 072300 UTC for mandag 8. september 1997:

ENBN 080006 16015KT 9999 -RA SCT015 BKN030 PROB40 TEMPO 0006  
4000 RADZ SCT008 BKN015 BECMG 0204 22020G30KT=

1.7.1.4 TAF utsendt 080200 UTC for mandag 8. september 1997:

ENBN 080309 24015KT 9999 -SHRA SCT015 BKN025=

1.7.1.5 METAR

ENBN 080350Z 26010KT 9999 RA SCT010 BKN020 11/10 Q0990=  
ENBN 080450Z 23007KT 9999 -RA SCT010 BKN020 12/11 Q0989=

1.7.2 Værrapport for Heidrunfeltet 8. september 1997 kl. 0500 lokal tid:

WIND DIRECTION/-SPEED	255°/34
VISIBILITY	+10, 4 - 6 IN SHOWERS
VÆR	SHOWERS
CLOUDS - BASE	BKN/1200FT BKN/4000FT
TEMP./DEWPOINT	11,3 °C / 8,5 °C
QNH	987

1.7.3 Værrapport for HB: 451 (HSL Note: HKS 451) fra "TRANSOCEAN PROSPECT"

DATO	08.09.97	KL: 0500
VINDRETNING	250°	VINDSTYRKE: 20 KNOP
SIKT	8 KM	
SKYDEKKE	8/8 ENKELTE BYGER HØYDE 1200 FOT	
TEMPERATUR	11.8	QNH 986 hPa

NORNE                      ROLL: 0,6, PITCH: 0,7, HEAVE: 2,0

1.7.4 Følgende værrapport ble mottatt av helikopterbesetningen sendt fra Transocean Prospect kl. 0653:

"The present weather is: Wind 240° at 24 knots - the visibility is about ten kilometers. We have about seven octas of clouds at variable height - the most about one thousand feet, and the QNH is 985".

1.7.5 Bølgehøyde og sjøtemperatur var bare tilgjengelig fra "Heidrun-feltet" som ligger syd for "Norne-feltet". Disse opplysningene ble av Det Norske Meteorologiske Institutt ansett for å være relevante for "Norne-feltet":

Bølgehøyde: 3,5 m. Sjøtemperatur: 13,6 °C.

## 1.8 Navigasjonshjelpemidler

- 1.8.1 LN-OPG var utstyrt med et navigasjonssystem av typen RACAL RNAV 2. Dette systemet benyttet signaler fra "VHF Omnidirectional radio Range" (VOR) i kombinasjon med "Distance Measuring Equipment" (DME), "Non Directional radio Beacon" (NDB) og "Global Positioning System" (GPS). I tillegg kunne radar benyttes til lokalisering av landingssteder.
- 1.8.2 Etter avgang fløy LN-OPG mot rapporteringspunktet HELIK (radial 270°M, DME 15 NM fra ENBN), som gjelder for alle 6 traséer til Heidrun- og Nornefeltet. Fra HELIK fulgte luftfartøyet TANGO trekk (300°M) fram til TANGO 90 og videre direkte mot "Norne" (se fig. 1).
- 1.8.3 Ingen navigasjonshjelpemidler i området var rapportert ute av drift i tiden for ulykken med LN-OPG.

## 1.9 Samband

- 1.9.1 Besetningen var i radiokontakt med Brønnøysund AFIS på frekvens 119,6 MHz ved oppstart kl. 0548, under avgang kl. 0600 og under den påfølgende utflygingen. Kl. 0614 ble radiokontakt opprettet med Bodø kontrollsentral (ATCC) på frekvens 126,3 MHz. Bodø ATCC meldte da at de hadde radarkontakt med luftfartøyet. Bodø ATCC ble informert om at beregnet tid på TANGO 30 var kl. 0619 og ankomst "Norne" var kl. 0706. All radiokommunikasjon fra LN-OPG ble utført av flystyrmannen.
- 1.9.2 Kl. 0654 ble Bodø informert om at kontakt med "Norne" var opprettet, og at HKS 451 var i ferd med å starte nedstigningen. HKS 451 ble bedt om å rapportere "On deck" til Bodø samtidig som beskjeden om at "radar service" opphørte. Flystyrmannen bekreftet at de ville rapportere "on deck". Dette var siste kommunikasjon med Bodø ATCC.
- 1.9.3 Normal kommunikasjon med radiostasjonen på "Transocean Prospect" ble opprettet kl. 0652. Værforholdene for landing på "Norne" og trafikkinformasjon ble gitt.
- 1.9.4 Det ble ikke rapportert noen unormale forhold i radiokommunikasjonen mellom luftfartøyet og enhetene for Lufttrafiktjenesten eller radiooperatørene ved oljeinstallasjonene.
- 1.9.5 Etter at luftfartøyet ikke var kontrollerbart forsøkte flystyrmannen å sende nødsignalet "MAYDAY". I følge CVR skjedde dette kl. 06:56:43. Denne meldingen ble ikke sendt fra helikopteret. Om dette skyldtes at senderen ikke ble

aktivisert, eller om radioen på dette tidspunktet hadde sluttet å virke, har ikke vært mulig å bringe på det rene.

1.9.6 Luftfartøyet var utstyrt med en utvendig montert nødpeilesender av typen ADEL T. Noe signal fra denne senderen ble aldri mottatt.

## 1.10 Flyplasser og hjelpemidler

LN-OPG var på veg mot helidekket på oljeproduksjonsskipet "Norne", og var utenfor rekkevidde av radardekning da ulykken inntraff. Helikopteret hadde da opprettet radiokontakt med oljeriggen "Transocean Prospect".

## 1.11 Flygeregistratorer

### 1.11.1 Innledning

1.11.1.1 I henhold til Bestemmelser for sivil luftfart BSL D 1-12 skal helikoptre sertifisert etter kravene til transportkategori A i henhold til US FAR PART 29 være utstyrt med taleregistrator godkjent av Luftfartsverket. Installasjon av taleregistrator på LN-OPG var således et myndighetskrav. Installasjon av flygeregistrator er derimot ikke et norsk myndighetskrav.

1.11.1.2 LN-OPG var utstyrt med flygeregistrator (Flight Data Recorder - FDR), taleregistrator (Cockpit Voice Recorder - CVR) og et overvåkingssystem for teknisk tilstand (Health and Usage Monitoring System - HUMS). Installasjonen i LN-OPG benevnes IHUMS (Integrated Health and Usage Monitoring System) fordi HUMS er integrert med systemet for CVR og FDR. Dette innebærer at CVR og FDR er kombinert i en "Combined Voice and Flight Data Recorder" (CVFDR) av merket Penny & Giles type 900/D51506. Opptakene blir lagret på magnetbånd. CVFDR var utstyrt med en akustisk sender (pinger) av typen Dukane DK 100. Denne senderen var helt avgjørende for at helikopteret ble lokalisert på havbunnen.

1.11.1.3 CVFDR var montert i halebommen like bak "Frame station 9 000". Den ble revet ut i havariet og funnet ved hovedvraket delvis nedsunket i mudder. De vanskelige arbeidsforholdene nede på havbunnen og prioritert berging av omkomne førte til at registratoren sank helt ned i mudderet. Det var derfor i en periode frykt for at den hadde forsvunnet helt. Takket være dyktighet fra ROV-operatørenes side ble imidlertid den uskadde registratoren på ny lokalisert og deretter hevet.

1.11.1.4 Etter at CVFDR var hevet ble den brakt til Air Accidents Investigation Branch (AAIB) på Farnborough i England for avspilling og kopiering i samarbeide med HSL. Informasjonen fra CVFDR ble ansett for å være så viktig at det ble nedsatt en egen arbeidsgruppe for å samle og koordinere alle tilgjengelige ressurser. Denne bestod av representanter fra AAIB, Den franske havarikommisjonen, ECF,

Turbomeca, HS og HSL. Resultatet fra dette arbeidet ble samlet i en rapport utarbeidet på et møte 9. og 10. desember 1997, og opplysningene nedenfor bygger på den rapporten.

## 1.11.2 Opplysninger fra CVFDR

1.11.2.1 Til tross for de belastningene som komponenten hadde vært utsatt for, var alle relevante opplysninger tilgjengelige. CVR lagrer informasjon fra tre kanaler, henholdsvis lyder registrert fra kapteinen og styrmannens mikrofoner, og en mikrofon som fanger opp lyder fra cockpitområdet. De frekvensbildene som omtales nedenfor har framkommet etter analyser av lyder fra cockpitens områdemikrofon. For å forenkle tidsangivelser har tidspunktet for lyden av bruddet i "Bendix shaft" blitt betegnet T (Thud). T er tidsbestemt til kl. 06:56:30, et tidspunkt som er sammenfallende med en flygetid på 56 min. og 30 sek. I dette kapitlet er "-" å betrakte som minus i forbindelse med tidsangivelser. Tallene 1 og 2 betegner henholdsvis venstre og høyre motor. Nedenfor listes aktuell informasjon fra CVR og FDR punktvis i kronologisk rekkefølge.

- "Bendix shaft" produserer en 384 Hz akustisk grunnfrekvens under normal drift. Akselen kan også produsere harmoniske overtoner på ca. 768 Hz og 1152 Hz etc. (se fig. 10). Analyser av frekvensbildet fra CVR viser at innholdet av overtoner begynte å forandre seg markert i tidsrommet ved T - 7 min.
- Ved T - 6:23 min. ble besetningen klar over en uvanlig observasjon og dette ble kommentert som følger (P = kaptein, CP = styrmann, TP = Transocean Prospect, B = Bodø, tx = sending via radio):
  - T - 6:23 P jaha, det var jo et merkelig lys
  - T - 6:14 CP hvilket lys tenker du på --- var det noe jeg ikke fikk med meg her?
  - T - 5:55 CP jaa
  - T - 5:46 CP javel ja
- På tidspunktet (T - 5:30) begynte Nf 2 signalet registrert av FDR å forandre seg ved at det irregulært ble registrert lave verdier. Denne tendensen økte mot havaritidspunktet (se fig. 11). Også motorreguleringen registrerte synkende Nf 2 signaler, noe som førte til en svak registrert øking i Ng 2 og en noe i underkant av 10 °C økning av T4 2. Besetningen fortsatte å omtale observasjonene slik:
  - T - 5:17 P det var engine two overspeed som var på
  - T - 5:16 CP overspeed ja det er governor
  - T - 5:13 P nei, det var overspeed
  - T - 5:11 CP det var den sist, også nå kommer den også
  - T - 5:09 P nei, det var
  - T - 5:08 CP var det den - OK
  - T - 5:07 P ja

- T - 4:28 P ja akkurat den snag'en har vi igrunnen aldri hatt før
- T - 4:25 CP nei det har inte jag hatt heller
- T - 4:22 CP action continue flight on one engine - engine malfunction in flight
- T - 4:16 CP men det virker som det var noe - det kommer og går så
- T - 4:01 Lyd "beep" (skifte av frekvens)
- I perioden T - 3:49 til T-2:52 oppretter besetningen kontakt med "Transocean Prospect" og utveksler opplysninger om antall passasjerer og det lokale været. Litt senere avsluttes kontakten med Bodø:
  - T - 1:48 CP Bodø Helibus 451, we are in contact with Norne - leaving 2 000 and estimate Norne 05 (tx)
  - T - 1:38 B Helibus 451 roger, radar service terminated - call on deck (tx)
  - T - 1:32 CP call on deck 451 (tx)
  - T - 53 sek CP ja det er sensoren som har slått seg vrang
  - T - 47 sek. CP hva tror du, (fornavn på kapteinen)?
  - T - 45 sek. P ja det må jo være et eller annet så
  - T - 35 sek. P jøss, det var jo veldig rart
  - T P (uttrykk for overraskelse)
- Ved T - 1,6 sek. ble innholdet av overtoner fra "Bendix shaft" betydelig redusert og det registrerte Nf 2 signalet gikk tilbake til normale verdier sammenfallende med verdiene fra Nf 1
- Ved T registrerte CVR lyden av et dunk i helikopteret (Thud) etterfulgt av en synkende frekvens (som om noe mister turtall) Tq 2 falt mot null og Tq 1 økte. Nf 2 signalet til FDR gikk til null
- I perioden T til T + 1,7 sek. sank Ng 2 mot 85% i løpet av det første sekundet for deretter å nå 91%. En spektralanalyse av lydbildet i cockpit viser at Nf 2 i den samme perioden økte fra 100% til 175% (se fig. 12, 13 og 14). Videre viser opplysninger hentet fra FDR at Tq 1 økte fra 31,4% til 51,5%
- Ved T + 1,7 sek. registrerte CVR en intens lyd (Chrunching sound) av ca. 0,6 sekunders varighet. I denne perioden forsvant frekvensbildet av Nf 2, og Tq 1, T4 1 og T4 2 falt raskt mot null. Ng 1 økte i denne perioden fra 96,7% til 98%, og Ng 2 fortsatte å øke mot ca. 100%
- Ng 2 fortsatte å øke etter T + 2,3 sek, og nådde 105,7% ved T + 3 sek. Ng 2 stabiliserte seg ved 104% i 5 sek, for deretter å avta mot null da registreringen ble brutt
- Ng 1 fortsatte å øke til 103% ved T + 2,5 sek, og fortsatte deretter ved 100% - 103% til registreringen ble brutt
- Nr begynte å synke fra 101,5% ved T til 97% ved T + 2,3 sek. En "Low Nr warning" med varighet av 1,3 sek ble første gang registrert ved T + 2,3 sek. Deretter sank turtallet ytterligere til 26% ved T + 9 sek. Etter dette økte Nr og nådde 95% da registreringen ble brutt. Samtidig registreres sammenfallende

variasjoner av oljetrykket i hovedgearboksen. Dette trykket vil variere med gearboksens turtall.

- Registrerte data viser at helikopteret kom helt ut av kontroll etter T + 2,3 sek. Eksempelvis begynner registrerte akselerasjonsdata å variere i alle tre plan.
- Flystyrmannen forsøkte å sende "Mayday, Mayday, Mayday" fra T + 13,5 sek. til registreringen ble brutt to sekunder senere. Denne meldingen ble av CVR bare registrert som internkommunikasjon da radiosenderen ikke sendte
- CVFDR registrerte ikke informasjon etter T + 15,4 sec.

Av informasjon fra CVFDR nevnes forøvrig:

- Helikopteret fløy i en høyde av ca. 1 830 ft (QNH) helt fram til T. FDR registrerte ikke normale verdier for høyde etter at 1 795 ft ble registrert ved T + 11,6 sec.
- Helikopteret holdt en stabil "heading" på 288°M fram til T - 4:40min. Helikopteret dreiet så og fløy en "heading" på 260° M i 46 sek. før det ved T - 3:19 min. etablerte en "heading" på 267°M som det holdt helt til T
- Helikopteret fløy med en hastighet på ca. 120 KIAS helt fram til T.

## 1.12 Havaristedet og helikopter

### 1.12.1 Havaristedet

I Norskehavet (Nornefeltet), ca. 100 NM vest-nordvest av Brønnøysund (66° 04' 25" N 008° 34' 21" Ø). Helikoptervraket ble funnet på flat mudderbunn på ca. 380 m dyp.

### 1.12.2 Helikoptervraket

#### 1.12.2.1 *Deler som fløt i sjøen*

Samme dag som ulykken skjedde ble det funnet vrakdeler fra helikopteret flytende i sjøen. Av disse delene kan nevnes ett komplett, nær uskadet, hovedrotorblad med "blade sleeve", nær alle deler fra "air intake cowling", høyre og venstre "engine cowling" og "engine sliding cowling". Det ble også funnet deler av to andre hovedrotorblader, en flåte, samt seteputer og andre deler av interiøret.

Undersøkelser av motordekslene viste at venstre "engine cowling" var delt i to i et området ved kraftturbinen, at den var sotbelagt og at deler av dekslet var skadet av varmpåvirkning. Høyre "engine cowling" bar preg av å være kuttet i to i plan med kraftturbinen. "Engine sliding cowling" hadde ikke sotbelegg ut over det som naturlig kan forventes, men den hadde betydelige skader på oversiden.

### 1.12.2.2 *Lokalisering og berging*

Helikopteret ble lokalisert på havbunnen ved hjelp av en hydrofon utlånt og operert av Air Accident Investigation Branch AAIB (den engelske havarikommisjonen). Dette arbeidet ble utført vederlagsfritt. Hydrofonen ble slept 80 m bak dykkerfartøyet "Rockwater 1" i en fart av ca. 4 kt. Avstanden mellom hvert søk var 1 NM. Det innledende søkeområdet ble avgrenset til å være ca. 12 x 10 NM. Hydrofonen fanget inn signaler fra den akustiske senderen på CVFDR etter ca. et døgn søk. De fleste delene fra helikoptervraket ble funnet innenfor et begrenset område på 100 x 100 m. Kun mindre deler ble funnet utenfor dette området.

Under hevingsarbeidet ble Remotely Operated Vehicles (ROV) fra dykkerfartøyene "Rockwater 1" og "Seaway Pelicane" benyttet. Helikopterets hale ble som første del hevet 12. september. Delene ble delvis stropet direkte eller lagt i store kurver og heist opp. Under arbeid med å heve kabinen delte denne seg i to slik at bare den bakre delen (bak hoveddøren, main frame 5295, se fig. 2) fulgte med opp. Hevingen av de resterende delene av kabinen bød på store problemer og arbeidet lyktes først da vrakdelene ble lagt over i en stor kurv. De siste delene ble tatt opp 19. september, etter å ha ligget i sjøen i 11 døgn. Alle lokaliserte deler av vraket ble ikke hevet fordi de resterende identifiserte delene ble vurdert å være uten betydning for undersøkelsesarbeidet.

Delene ble etter hvert som de kom opp på båtdekket spylt med ferskvann. Etter at hevingsarbeidet var avsluttet ble vrakdelene fraktet til kommisjonens lokaler på Kjeller for nærmere undersøkelser.

### 1.12.2.3 *Helikopterets kabin og cockpit*

Det alt vesentlige av helikopterets kabin inklusive cockpit ble funnet samlet på ett sted, holdt sammen av stag ledninger og rør, men forøvrig strukturelt ødelagt. Gassgenerator-seksjonen fra begge motorene satt fast til kabintaket. En nærmere undersøkelse av kabinen viste at deler av kabintaket på høyre side ved "main frame 3855" var kuttet i plan med kraftturbinen. Flere av helikopterets vitale kontroller (flight controls) som går i dette området var også kuttet. Dette er avmerket på fig. 15a. og nærmere omtalt i punkt 1.16.4.3. Videre var det betydelige tegn til varmpåvirkning av kabintaket i området bak venstre motor både på oversiden og undersiden. Midt på fig. 15a ses hovedgearboksens fremre "suspension bar" slik den ble funnet påvirket av varme og delt omtrent midt på. De to bakre "suspension bars" var revet ut fra kabintaket på en slik måte at festebraketten var revet løs på venstre side, og at braketten hadde røket på høyre side. Den fleksible titanplaten som er med på å holde hovedgearboksen, var revet løs slik at et stykke av kabintaket hadde løsnet ved det fremre festepunktet, og at festeboltene var revet av ved det bakre festepunktet.

Kabinen hadde inntrykkingssskader og var kraftigst deformert foran og på venstre side. Videre hadde brannskottet mellom motorene avtrykk som viste at motorene hadde beveget seg med stor kraft forover, til venstre og noe nedover.

Bare deler av noen få passasjerstoler ble hevet. I den seksjonen hvor gulvet var intakt (bak mainframe 5295) var alle setene revet ut av stolskinnene.

#### 1.12.2.4 *Helikopterets hale og halerotor*

Helikopterets haleparti inkludert halerotor hadde separert ved "main frame 9000", men ble funnet helt inntil kabinen. Halebommen var bøyd mot høyre midt på, og halefinnen med 90° gearboks og halerotor var delvis løsrevet fra halebommen. Alle halerotorbladene hadde brukket på midten, og alle "flapstoppene" var ødelagt grunnet overbelastning i bevegelse mot halefinnen. To av bladene hadde laget hakk inn i halefinnen uten at det var tegn til at rotoren hadde rotert ved anslaget. Akselen til halerotoren hadde ubetydelige skader forårsaket av rotasjon.

#### 1.12.2.5 *Venstre motor*

Alle deler fra venstre motor ble hevet med unntak av deler av lager nr. 5 og kraftturbinen med fremre akseldel. Motoren ble funnet splittet i to deler mellom gassgenerator-seksjonen og kraftturbin-seksjonen. Gassgenerator-seksjonen fra motoren ble funnet fastmontert på kabintaket. Huset til kraftturbinen med lager nr. 6 og aksel, samt "phonic wheels", "Bendix shaft", "speed probes" "liaison tube" og avgassrør ble funnet separat (se fig 15b).

Motorens oljesystem ble innledningsvis undersøkt i HSLs lokaler. Dette viste at det ikke var spon på turbinens "chip detector". Venstre motor med unntak av "Bendix shaft" og "liaison tube" ble deretter sendt til Turbomeca i Bordes i Frankrike for nærmere undersøkelser med en representant fra HSL tilstede. Undersøkelsene konkluderte med at motoren var luftdyktig før motoren ble påført betydelige skader i det området som vender mot høyre motors kraftturbin (se punkt 1.16.6.2 for detaljert beskrivelse av undersøkelsesresultatene).

#### 1.12.2.6 *Høyre motor*

Alle deler fra høyre motor ble hevet med unntak av deler av lager nr. 5 og kraftturbinen med fremre akseldel og tilhørende "containment" ringer. Kun deler av tre turbinblader ble funnet fra kraftturbinen. Motoren ble funnet i to deler splittet i huset rundt kraftturbin-seksjonen. Gassgenerator-seksjonen fra motoren ble funnet fastmontert på kabintaket (se fig. 16a). Bakre del av huset til kraftturbinen med lager nr. 6 og aksel, samt "phonic wheels", den fremre delen av "Bendix shaft" og "liaison tube, "speed probes" og avgassrøret ble funnet separat (se fig. 16b).

Motorens oljesystem ble innledningsvis undersøkt i HSLs lokaler. Dette viste at "scavenge pump" for kraftturbinen hadde mye forurensning i "inlet screen", men det var ikke spon på turbinens "chip detector". Høyre motor med unntak av "Bendix shaft" og "liaison tube" ble deretter sendt til Turbomeca i Bordes i Frankrike for nærmere undersøkelser med en representant fra HSL tilstede.



Resultatet fra undersøkelsene kan sammenfattes med at motoren var luftdyktig da helikopteret tok av fra Brønnøysund ulykkesdagen (se punkt 1.16.6.3 for detaljert beskrivelse av undersøkelsesresultatene).

#### 1.12.2.7 *Helikopterets hovedgearboks (MGB)*

Hovedgearboksen med rotorhode og deler av to rotorblader ble funnet adskilt fra helikopteret på sjøbunnen. Øvre delen av den fremre "suspension bar" (stag) og de to bakre "suspension bars" satt fast på gearboksen (se fig. 17a). Stagene ble undersøkt visuelt for å avdekke om det hadde vært slark eller unormal slitasje i innfestingen. Noe unormalt ble ikke funnet. Boltene i innfestingen mellom stagene og gearboksen var bøyd av overbelastning, særlig boltene for frontstaget. Frontstaget ble undersøkt av DNV som påviste at den delen som satt festet til gearboksen ikke var synlig varmepåvirket. Det ble videre slått fast at staget hadde feilet grunnet overbelastning i strekk (se punkt 1.16.4.4). En visuell undersøkelse av den fleksible platen av titan under MGB viste at platens innfestningspunkter ikke hadde hatt mangler før den feilet ved overbelastning.

To hovedrotorblader hadde blitt revet løs fra rotorhodet ved at bladenes "sleeves" hadde løsnet fra bladenes "spindles". Dette hadde skjedd uten at mutteren hadde rotert og uten at respektive gjengepartier hadde blitt påført vesentlige skader. Rotorhodet hadde store skader etter overbelastninger ved at bl. a. samtlige "frequency adapters" var revet løs (se fig. 17b).

"Tie-boltene" på venstre side var delt i to og venstre "liaison tube" var borte i sin helhet. Venstre inngående akseltapp og "splined sleeve" ble funnet uten synlige skader. O-ring og "lock washer" var på plass. På høyre side satt deler av høyre "liaison tube" og "Bendix shaft" igjen på gearboksen (se fig. 18a).

Fordi saltvann raskt angriper magnesiumlegeringen i gearbokshuset, ble demontering av gearboksen prioritert etter at den ankom HSLs lokaler. Under utmontering av bakre ende av høyre "liaison tube" og "Bendix shaft" ble det klart at "splined sleeve" var delt opp i flere deler, og at O-ringen på "splined sleeve" manglet (se fig. 18b). For detaljert beskrivelse av disse delene, se punkt 1.16. Det ble også konstatert at de tre "tie-boltene" som holdt høyre "liaison tube" var løse (uten torque), men at låsetrådene som sikret boltene fra å rotere var på plass.

Demonterte deler fra MGB ble gjenstand for visuell kontroll. Det ble ikke funnet skader på roterende komponenter eller lagre. Magnetpluggen i oljesystemet hadde ikke unormale avsetninger (chips). Resultatet fra detaljerte undersøkelser av sentrale komponenter i MGB er beskrevet i 1.16.

#### 1.12.2.8 *Detaljer i cockpit*

Cockpit var svært ødelagt og bryterposisjoner, instrumenter og håndtak ga lite informasjon som kunne tillegges betydning. Fartøysjefens kunstige horisont viste imidlertid 30° krengeing til venstre og 35° "nese ned". Dette kan representere

anslagsstillingen mot havoverflaten. En undersøkelse av lyspærene i lysene "OVSP 2" og "GOV 2" viste at tre av fire pærer i "OVSP 2" lyste da de ble testet. Filamentet i den fjerde pæren var brutt på en slik måte at det indikerte at pæren ikke hadde lyst da den røk. Alle pærene i "GOV 2" lyste da de ble testet.

#### 1.12.2.9 *Gjenoppbygging av deler av vraket*

For å få best mulig oversikt over skadene i området rundt motorene ble deler av kabintaket og motordekslene rekonstruert. Bildene på fig. 19 viser henholdsvis høyre (øverst) og venstre side etter rekonstruksjonen. Rotasjonsplanet til de to trinnene i kraftturbinen er avmerket på bildet som også viser noe av skadene påført av fragmenter fra turbinene. Bildet fra venstre side viser forskjellen i sotmengde på "engine cowling" og "engine sliding cowling".

### 1.13 **Medisinske forhold**

1.13.1 Det ble foretatt obduksjon av besetningen og av samtlige passasjerer. Obduksjonene viste at alle omkom som følge av skader påført i sammenstøtet med havoverflaten. Det ble ikke funnet tegn til sykelig tilstand eller inntak av alkohol eller medikamenter hos besetningen, eller andre funn av betydning for havariet.

### 1.14 **Brann**

Venstre "engine cowling" og detaljer bak venstre motor hadde betydelige brann og varmeskader. Temperaturen i dette området hadde vært så høy at det hadde oppstått misfarging på undersiden av kabintaket.

### 1.15 **Overlevelsesaspekter**

#### 1.15.1 Generell informasjon

1.15.1.1 Helikopteret var utstyrt med det nødutstyr for offshoreflyging som luftfartsmyndigheten krever.

1.15.1.2 Fartøysjefen var ikledd mørk blå uisolert "flygerdress", dongeribukse, T-skjorte, kort undertøy og lave sko. Flystyrmannen var ikledd mørk blå uisolert "flygerdress", T-skjorte, kort undertøy og lave sko. Passasjerene hadde oransje isolerte overlevelsesdrakter. For en nærmere beskrivelse av overlevelsesmuligheter ved nødlandinger med helikopter på sjøen vises til HSL rapport nr. 2/98 om luftfartsulykken med LN-OBP i Nordsjøen 18. januar 1996.

1.15.1.3 Helikopteret hadde en nødpeilesender av typen Automatic Deployable Emergency Locator Transmitter ADELTA, modell CPT 600. Denne var montert i "sponson" på venstre side av helikopteret og kunne aktiveres manuelt eller automatisk. Ved aktivering frigjøres den med fjær slik at den skytes opp og bakover. Under

sammenstøtet med havoverflaten ble nødpeilesenderen skadet slik at den hverken ble skutt ut eller begynte å sende.

- 1.15.1.4 Basert på erfaringer fra britisk sektor i Nordsjøen frarådet HS typegodkjenning og bruk av denne nødpeilesenderen da typen kom på det norske markedet. Typen ble imidlertid godkjent og installert i helikoptre tilhørende AS Mørefly. Ved overtakelse av denne helikopterflåten ble også HS bruker av typen.
- 1.15.2 Leteaksjonen etter HKS 451
- 1.15.2.1 Siste radiokontakt med HKS 451 var kl. 0655 og helikopteret skulle ha landet på "Norne" kl. 0706. Da landingen ikke fant sted som forventet, ble Hovedredningssentralen for Nord-Norge (HRS-N) varslet av Bodø kontrollsentral kl. 0718. HRS-N tok ledelsen i leteaksjonen og varslet umiddelbart 330 skvadron i Bodø og på Ørlandet og 331/334 skvadron i Bodø. Kl. 0730 ble 333 skvadron på Andøya varslet. Dette førte til at først to Sea King redningshelikoptre og to F-16 jagerfly, og senere et Orion overvåkingsfly, satte kurs mot leteområdet.
- 1.15.2.2 F-16 ankom området først og ble tildelt et søkeområde begrenset av sektorene 080° M til 120° M ut til 30 NM fra "Norne" (omfatter trekket TANGO 90 - "Norne", se fig. 20). Kl. 0845 ble aksjonen oppgradert til "Mayday Relay" og et leteområde med radius 23 NM fra 6600N 00803Ø etablert. Leteområdene ble valgt på bakgrunn av informasjon fra levert reiseplan og siste radiokontakt med helikopteret. Tidlig i søksfasen fikk redningsledelsen informasjon fra lufttrafikkjenersten i Bodø om at helikopteret hadde vært sett på radar og at det kunne synes som om det hadde fulgt et direkte trekk fra rapporteringspunktet HELIK til "Norne". I følge flygelederne ved Bodø kontrollsentral forekom det at helikoptre avvek fra ruten i den oppgitte reiseplanen uten at dette ble meldt til kontrollsentralen. Ruten TANGO var ikke lagt inn på radarbildet og mindre avvik i forhold til levert reiseplan var derfor vanskelig å oppdage. Radaren hadde ikke utstyr for å lagre radardata og opplysningene kunne følgelig ikke verifiseres. Opplysningen ble imidlertid vurdert å være så sikker at den måtte tas alvorlig. Det ble i første omgang forutsatt at helikopteret hadde landet på sjøen og holdt seg flytende. Satellittsystemet COSPAS/SARSAT ble derfor monitorert for eventuelle signaler fra helikopterets nødpeilesender.
- 1.15.2.3 Det innledende søksområdet for Orion ble planlagt mellom antatt posisjon for siste radiokontakt og "Norne" med direkte trekk som akse (se fig. 20, A1). Orion var "on station" kl. 0940 og startet søket med tilleggsansvar som "On Scene Commander" (OSC). Redningshelikoptrene fra Bodø og Ørland var da allerede på plass og hadde startet søkene. Kl. 0930 landet F-16 i Bodø uten å ha observert noe i det tildelte området. Fordi monitoreringen av COSPAS/SARSAT ikke hadde gitt resultater så langt måtte redningsledelsen ta i betraktning at helikopteret kunne være sunket og at det var nødvendig å vurdere søksområdet under den forutsetning at man måtte se etter små objekter som gummibåt, mennesker i overlevelsedrakter og eventuelt vrakgods. Kl. 1025 ble en Jet Falcon fra 717 skvadron stilt til

disposisjon for OSC og leteområdet utvidet med området mellom det først etablerte området (A1) og trekk TANGO. Kl. 1102 ble Orions tildelte ansvarsområde utvidet til å omfattet trekk TANGO mellom TANGO 60 og TANGO 90 samt at det ble gitt informasjon om at forventet trekk for helikopteret kunne være direkte fra TANGO 90 til "Norne". Disse endringene kom bl.a. som en følge av innspill fra en representant fra HS tilknyttet HRS-N. Kl. 1132 forlot Jet Falcon sitt område for fylling av drivstoff i Bodø. Besetningens innsats hadde så langt ikke resultert i observasjoner. Kl. 1220 ble OSCs ansvarsområde modifisert til 6603N 00813Ø - 6610N 00916Ø - 6555N 00916Ø - 6555N 00813Ø (se fig. 20, A2) Det innebar fornyet søk i områder avsøkt med både F-16 og Jet Falcon. Kl. 1153 ankom en C-130 fra 335 skvadron leteområdet.

- 1.15.2.4 Kl. 1322 observerte Sea King-helikopteret fra Bodø vrakgods i posisjon 66°04,5' N 008°39,7' Ø. To omkomne i overlevelsedrakter ble heist om bord i redningshelikopteret. Fra da av endret aksjonen karakter til å konsentrere styrkene om søk etter mulige overlevende som kunne være ombord i gummibåt eller kunne ligge flytende i sjøen. Data som strøm, vind, bølgehøyde og siktforhold ble bestemmende for etablering av stadig modifiserte søksområder. Disse ble forflyttet i forhold til forventet avdrift på aktuelle søksobjekter tillagt feilmarginer (fra tabeller). Med dette som grunnlag ble det også beregnet et antatt havaristed. Kl. 1415 ble leteområdet igjen endret (se fig 20, A3).
- 1.15.2.5 Kl. 1300 hadde til sammen to helikoptre og 5 fly deltatt i leteoperasjonen. Videre hadde 18 fartøy påbegynt leting i området. Antall enheter som deltok i letingen varierte helt fram til helikoptervraket ble lokalisert.

#### 1.15.3 Rekonstruksjon av helikoptertrekket (ruten)

Med data registrert på helikopterets ferdskriver som grunnlag har kommisjonen rekonstruert helikopterets trekk med havaristedet som utgangspunkt. Rekonstruksjonen kan ikke bli helt nøyaktig fordi bevegelsene etter at helikopteret kom ut av kontroll er ukjente. Retning og styrke på vinden i 2000 ft høyde er anslått bl.a. basert på målt vind ved "Transocean Prospect" (nær "Norne") sammenliknet med varslet vind. Det forutsettes at avviket i helikopterets kompassystem (deviasjonen) var lik 0 på aktuelle kurser. Rekonstruksjonen gir et resultat som indikerer at helikopteret fløy litt nord for HELIK, og at det etter to mindre kurskorreksjoner holdt en stø kurs som krysset TANGO trekk med liten vinkel til et punkt vel en nautisk mil sydvest av TANGO 90. Fra dette punktet gikk helikopteret direkte mot "Norne". Dette viser at helikopteret i praksis fulgte den innleverte reiseplanen.

#### 1.15.4 Grunnlagsopplysninger ved søk

En av grunnene til at det leveres reiseplan til lufttrafikkjentesten er å sikre at et eventuelt søk p.g.a. en nødsituasjon gir grunnlag for å etablere et søkeområde som omfatter det sannsynlige området luftfartøyet har beveget seg i. I følge selskapet

tilstrebes det at alle flyginger skal følge reiseplan hvis ikke annet er avtalt med lufttrafikkjenesten.

I vurderingen som ligger til grunn for etableringen av et søkeområde må man foruten å legge til grunn reiseplanen, ta med siste radar-/radiokontakt, værforholdene - spesielt sikten, og over sjøområder spesielt strøm og vind samt bølgehøyde. Det har også betydning for vurderingen av størrelsen på søksområdet og avstanden mellom søkelinjene om man, som i dette tilfellet, kan forvente at luftfartøyet har muligheter til å holde seg flytende eller om søket skal baseres på å finne mennesker i overlevelsedrakter, gummibåter og eventuelt flytende vrakdel. Under ideelle forhold har erfaring vist at den maksimale deteksjongrad som kan forventes ved første gangs gjennom søking av et område er 78%.

## 1.16 Spesielle undersøkelser

### 1.16.1 Undersøkelse hos DNV av hovedgearboksens (MGB) høyre inngående akseltapp

#### 1.16.1.1 *Innledning*

Under demontering av helikopterets MGB ble "splined sleeve", som er en del av hovedgearboksens høyre inngående akseltapp, funnet oppdelt i flere deler. De delene som hadde løsnet satt inne i "splined flange" på høyre "Bendix shaft" og falt delvis ut da denne ble avmontert. "Circlip" og "lock washer" tilhørende akseltappen ble funnet sammen med fragmenter av "Bendix shaft" i området mellom "phonic wheels" og "liaison tube" på høyre motor. For å forberede nærmere undersøkelser hos DNV ble hele høyre inngående akseltapp utmontert ("splined sleeve", "input pinion" med lager og "lock nut"). Ekspanderende korrosjonsprodukter fra gearboksens hus hadde presset "input pinion" framover slik at tre festeører ble brutt av (se fig. 21). Dette vanskeliggjorde utmonteringsarbeidet. Før "input pinion" ble demontert ble tiltrekningsmomentet på "lock nut" funnet å være innenfor toleransene. Det samme var gjeldende for mutteren som holdt fast bakre lager på "input pinion". Akselkast på "input pinion" ble målt til 0,02 mm etter at alle deler var avmontert. Undersøkelsesarbeidet utført på høyre "splined sleeve" er omtalt i DNV rapport nr. 98-1118, revision nr. 02.

#### 1.16.1.2 *Visuell undersøkelse av "splined sleeve", "lock washer" og "circlip"*

"Splined sleeve" ble funnet delt i 13 deler. Overflaten langs de utvendige tennene (splines) var delvis dekket av en tynn film med et rustbrunt belegg. Da delene ble satt sammen viste det seg at bare to mindre fragmenter manglet. Fig. 22 viser 11 av delene, og fig. 23 og 24 viser en sammenstilling av "splined sleeve" hvor alle delene er satt på plass. Aktive flanker på tennene viste at "splined sleeve" hadde vært utsatt for skjeve belastninger og at kontakten mot flatene hadde forflyttet seg trinnvis aksielt (se fig. 31). Skissen på fig. 26 viser slitasjen på tennene (dybden indikert med sorte søyler, og X viser områder som ikke ble målt grunnet manglende målereferanser). En visuell undersøkelse viser at det var slitasje/fretting også på de

tennene som hadde løsnet og ikke kunne måles, eksempelvis tann nr. 6,7,14 og 15. Fretting på de sylindriske områdene av "splined sleeve" er avmerket på fig. 26 som skraverte områder. Sprekker i det samme området er markert med stiplet linje, og posisjonen til sprekken i "splined flange" er markert med heltrukket linje.

Et område med innvendige "micro splines" i framkant av "splined sleeve" hadde skader som samsvarte med de skader som kan ha oppstått ved unormal kontakt mellom "splined sleeve", "lock washer" og "circlip" (se fig. 27). "Lock washer" hadde skader på to områder med "micro splines", hvorav det ene er vist på bilde fig. 28. Bildet viser at delen har vært utsatt for hamring og har småskader. Piler på bildet peker på to områder som er deformert grunnet kontakt med "lock nut" (se fig. 29). "Circlip" var ikke delt, men var noe deformert, særlig i den ene enden, slik at den hadde fått et trekantet tverrsnitt.

### 1.16.1.3 *Sprekkmønsteret på "splined sleeve"*

For å få bedre oversikt over sprekkmønsteret på "splined sleeve" ble de utvendige tennene nummerert fra 1 - 18. En tann uten synlig skade ble valgt som nr. 1. Bruddflatene ble undersøkt med Optical Stereo Microscope (OSM) for å finne startpunkt og utviklingsretning. Det ble særlig lagt vekt på områder hvor sprekker forgrenet seg eller krysset andre sprekker. Undersøkelsen førte til at sprekkmønsterets utvikling langt på veg ble klarlagt. For å bedre oversikten, er utviklingen delt inn i tre faser som beskrevet nedenfor:

#### Første fase

Sprekker med en eller flere utgangspunkter startet i det nedre området av aktive tannflater på tann nr. 6,7,14 og 15. Disse sprekkene gikk ned i materialet før de bøyde av og kom opp på "baksiden" av tannen slik at flere seksjoner av tennene løsnet. Disse sprekkene gikk ikke gjennom til innsiden av "splined sleeve". Pilene på fig. 30 og 31 angir startpunktene.

#### Andre fase

Sprekker oppstod rundt tann 4 og 5. Sprekkene gikk gjennom veggen til innsiden av "splined sleeve" hvor de delvis fulgte radien for anleggsflaten til "locking nut". En sprekk nådde under denne fasen framkanten av splined sleeve. Røde stiplet linje på fig. 32 illustrerer innvendig sprekkposisjon, og piler angir startpunkter og retningen som sprekkene utviklet seg i.

#### Siste fase

Det oppstod en rekke sprekker med startpunkter både utvendig og innvendig. Sprekkene som oppstod under denne fasen er inntegnet på fig. 33.

#### 1.16.1.4 *Bruddskade-undersøkelse av "splined sleeve"*

Utvalgte sprekkeflater ble undersøkt i detalj med Scanning Electron Microscope (SEM). Det ble under dette arbeidet bare funnet utmattningssprekker. Bilder av to representative sprekker er vist på fig. 34. Fra DNV rapporten siteres følgende:

"The micro-fractographic examination of selected fracture surfaces by use of a SEM has brought to light that both the transverse, tangential and longitudinal (axial) fractures are a consequence of single- or multiple initiated fatigue cracking. The SEM micropatterns of the locations involved show an almost similar appearance regarding fracture surface topography and intensity of microcracking."

#### 1.16.1.5 *Undersøkelse av overflatebelegg på "splined sleeve"*

Undersøkelsen av hardmetallbelegget på den tannede seksjonen av "splined sleeve" viste at tykkelsen på belegget varierte mellom 14  $\mu\text{m}$  og 32  $\mu\text{m}$  på flater som ikke var berørt av slitasje (1.6.7.3 for informasjon om belegget). Basert på visuelle observasjoner av mikrostrukturen mener DNV at porøsiteten på belegget ligger betydelig over den toleransen som beleggleverandøren har gitt på 0,7 - 1,0%. Det ble ikke foretatt eksakte beregninger av beleggets porøsitet.

Undersøkelsen av hardmetallbelegget i SEM avdekket flere uregelmessigheter. Fig. 35 viser to bilder av langsgående riper og løsriving i belegget på inaktiv flate på tann nr. 6. Fig. 36a viser at de langsgående ripene stedvis bøyer av mot tanntoppen når de går høyt oppe på tannflaten. Et annet eksempel på at ikke alle ripene er langsgående er vist på fig 36b og 37a, hvor de horisontale ripene løper over de vertikale. Fig. 37b viser et område på inaktiv flate på tann nr. 6 som har vært utsatt for mekaniske belastninger. Fig. 38a viser et område på inaktiv flate på tann nr. 6 med hulrom under hardmetallbelegget. Fig. 38b viser at langsgående riper også ble funnet nede mellom tennene. For å undersøke om riper i hardmetallbelegget var begrenset til tann nr. 6, ble inaktiv flate på tann nr. 2 undersøkt. Denne tannen var ripet i noe mindre grad, og ripene var i langt mindre grad knyttet til løsriving av hardmetallbelegget slik som vist på fig. 35.

Metallografiske snitt gjennom deler av "splined sleeve" viser at det forekommer lagdeling og betydelig porøsitet i hardmetallbelegget (se fig. 39). Videre vises at størrelsen på wolframkarbidene varierer betydelig, og at det finnes korn som har en størrelse som tilsvarer eller overgår beleggets tykkelse (se fig. 40). Fig. 41 viser et snitt gjennom ett av startpunktene for en av sprekkenes som førte til at tann nr. 6 løsnet.

#### 1.16.1.6 *Metallografiske undersøkelser av "splined sleeve"*

ECF gav DNV tilgang til tegninger og materialspesifikasjoner for "splined sleeve". Metallografiske undersøkelser har vist at den aktuelle "splined sleeve" (ikke

medregnet pålagt hardmetall) ligger innenfor spesifikasjonene gitt av fabrikken. Fra rapporten siteres følgende:

"The metallographic examination carried out has confirmed that the splined sleeve material is a quenched and tempered steel with a mainly martensitic microstructure. The hardness of the material is found close to the upper limit of the specified hardness range. No material defects or significant material irregularities have been noted."

"By the semi-quantitative analyses carried out by DNV, no significant deviation from the specified chemical composition of the material in question has been brought to light."

#### 1.16.1.7 *Konklusjoner fra undersøkelsen av "splined sleeve"*

Fra "Concluding remarks" i DNV rapport nr. 98-1118, revisjon nr. 02 siteres:

"Based on the DNV examination carried out, it is indicated that the R/H side splined sleeve suffered the first sequence of failure (fatigue cracking) before any fatigue crack was present in the end flange of the Bendix shaft. This because the crack recording of the sleeve revealed a first sequence of failure from two almost diametrically opposite locations (teeth No. 6 - 7, teeth No. 14 - 15, respectively, ....."

og

"The hardmetal coating of the exterior sleeve surface has been found locally beyond specification regarding surface depth. The coating did also include locations showing laminating defects, a significant inhomogeneity of the particle size, and an elevated level of porosities."

#### 1.16.2 Undersøkelse hos DNV av høyre "Bendix shaft" med "splined flange"

##### 1.16.2.1 *Visuell undersøkelse av "Bendix shaft" og "splined flange"*

"Bendix shaft" ble funnet delt i tre hoveddeler (se fig. 42). Frontenden og deler av fremre belgseksjon satt boltet fast i motoren på foreskrevet måte. Den midtre seksjonen hadde separert ved et brudd i fremre belgseksjon og ved overgangen mellom tynn og tykk akselvegg nær bakre belgseksjon. Akselseksjonen hadde fått spiralform etter en sprekk som løp fra bakre brudd og fram mot fronten. Undersøkelse i OSM av sprekken viste at dette var et 45° rivningsbrudd som er karakteristisk ved brudd forårsaket av overbelastning. Den bakre delen av akselen inklusiv "splined flange" satt på plass på gearboksens høyre inngående akseltapp. Det ble videre funnet en rekke fragmenter av akselveggen som stammet fra akselbruddene, og da særlig det bakre. Den bakre delen av "spiralen" hadde til dels store mekaniske skader. En rekke skrammer og sår ble funnet på innsiden av



akselveggen, særlig i den bakre enden. Undersøkelse av disse viser at de ble påført etter oppsprekkingen og deformasjonen av akselen. Den bakre delen av "Bendix shaft" og "liaison tube" er vist på fig. 18. På bildet kan sees skrammer på belgene forårsaket av roterende bevegelse mellom de to delene av "Bendix shaft". Undersøkelse i OSM av akselbruddet på fig. 18, viste at også det var et 45° rivningsbrudd. Fig. 43a bekrefter at dette var et overbelastningsbrudd.

Seks festebolter ble løsnet og "splined flange" ble adskilt fra "Bendix shaft" (se fig. 44a og 45). Det ble konstatert at delen var splittet av en sprekk som kunne følges fra framkanten, bakover seksjonen med innvendig spline, radielt ut langs monteringsflensen og helt ut til en krage på denne. Fig. 46 viser en skisse av sprekkene. Fig. 47 viser innvendige splines på "splined flange" i et område hvor en del av en tann mangler. Bildet viser også avsetninger av et sort/brunaktig belegg som delvis satt så hardt fast mellom tennene at det måtte brukes verktøy for å fjerne det (dette omtales senere under kapittel 1.16.2.4). Undersøkelse i OSM av aktive flanker på tennene viste at disse hadde en grov overflate med "fretting corrosion" og soner med spor etter betydelig mekanisk slitasje. Dette dekket hele flanken, men med et maksimum lengst bak. De inaktive flankene hadde ubetydelig "fretting corrosion" og enkelte spor etter mekanisk slitasje ble observert langs flankene med den mest betydelige slitasjen i framkant.

#### 1.16.2.2 *Bruddskade-undersøkelse av "splined flange"*

"Splined flange" ble kuttet langs tann nr. 16 og det "gjenværende" av sprekkene ble brutt opp slik at den kunne deles i to. Dette gav muligheter til å undersøke bruddflatene. Etter kjemisk rensing og undersøkelse i OSM var det mulig å slå fast at sprekkene hadde startet innvendig, nær roten og langt fram på den tannen som ligger mot tann nr. 7 på "splined sleeve" (se fig. 46 og 48). Det ble videre slått fast at det var en utmattingssprekk (se fig. 49) og at den hadde utviklet seg framover og bakover fra startpunktet.

#### 1.16.2.3 *Metallografisk undersøkelse av "splined flange"*

Snitt gjennom tennene på "splined flange" viste at aktive flater på tennene hadde betydelig mekanisk slitasje i størrelsesordenen 0,16 - 0,24 mm dybde. Det ble videre funnet indikasjoner på "fretting corrosion" og spor etter lokale deformasjoner (smearing). Den bakre delen av "splined flange" hadde en innvendig slitasje på 0,1 mm som vist på fig. 43b. Avstanden "a" representerer bredden (3,1 mm) og posisjonen til sporet for O-ringen på "splined sleeve". Den tilsvarende slitasjen til venstre for "a" var 0,05 mm, men overgangen var gradvis mellom slitt og ikke slitt område.

Angående materialets egenskaper siteres følgende fra rapportens konklusjoner:

"The quality of the end flange material, related to mechanical properties / heat treatment / hardness and also chemical composition, is found to correspond to relevant material specifications."

Resultatene fra undersøkelsen er beskrevet i DNV rapport nr. 98-1276, revisjon nr. 01.

#### 1.16.2.4 *Analyse av belegg funnet på "splined flange"*

Ved demontering av "splined sleeve" og "splined flange" ble det konstatert at delene delvis var dekket av et brunaktig belegg (se fig. 44a). Mellom tennene innvendig på "splined flange" var dette belegget hardt og satt fast (se fig. 47). Som en kan se av fig. 44b inneholder belegget faste partikler. En analyse viste at dette i hovedsak var jern (Fe) og wolfram (W), men at det også ble funnet magnesium (Mg), kalsium (Ca), molybden (Mo) og svovel (S) (se fig. 50 og 51).

#### 1.16.3 En vurdering av hastighet i sprekkutviklingen på "splined sleeve" og "splined flange" utført av DNV

##### 1.16.3.1 *Vurdering av metoder*

DNV valgte å forsøke tre ulike metoder for å kartlegge hastigheten i sprekkutviklingen i utmattingsprekkene. Disse metodene er beskrevet nedenfor:

##### Metode A

Telle striasjoner (striations) per lengdeenhet langs sprekken ved hjelp av SEM. Ved å relatere en striasjon til en omdreining på "Bendix shaft" kan sprekkenes totale "levetid" framkomme når akselens turtall og sprekkenes lengde er kjent.

Telling av striasjoner foretatt av DNV viste at sprekken på både "splined sleeve" og "splined flange" har utviklet seg med nær konstant hastighet (6 600 - 10 800 striasjoner per lengdeenhet (mm)). Metoden ble imidlertid forkastet av DNV da det var sannsynlig at akselen hadde rotert flere omdreininger mellom avsetningen av hver striasjon, og at disse to forholdene følgelig ikke kunne relateres til hverandre.

##### Metode B

Fotografere sprekken ved hjelp av SEM for å få fram linjemønsteret (beach marks) i sprekken. Ved å sammenligne dette linjemønsteret (under forutsetning av at en avgang representerer en linje, og avstanden mellom linjene representerer flygingens varighet, se punkt 1.18.2.1) med en visuell framstilling av flyturene (se fig. 52) med utgangspunkt i helikopterets loggbok, kunne det være mulig å tidsbestemme en tidsramme for bruddutviklingen. Denne metoden kan verifiseres

hvis sprekkfronten (crack toe) blir sammenfallende med det aktuelle "mønsteret" på tidspunktet for havariet.

DNV laget en serie med bilder i forstørrelse X 80 og X 120, og bilder i forstørrelse X 12 - X 20 med skrå belysning til dette formålet. Flere personer prøvde uavhengig av hverandre å få visualiseringen av tidsangivelser i helikopterets loggbok til å stemme med disse sprekkbildene, men uten å lykkes. Da det bare sporadisk ble funnet en sammenheng ble denne metoden forkastet.

### Metode C

Telle markerte linjer (beach marks) på SEM bilder i forstørrelse X 9 - X 80 (se fig. 49). Under forutsetning av at disse representerer en cycle = flyging, kan antall flyginger bestemmes. Ved å gå inn i helikopterets logg kan den gjennomsnittlige varighet på en flyging bestemmes og den totale levetiden for en sprekk derved anslås. Denne metoden bygger på den forutsetning at sprekken utvikler seg med nær konstant hastighet. DNV har bygget sine beregninger på denne metoden, og dette beskrives nedenfor under punkt 1.16.3.2.

#### 1.16.3.2 *Resultater fra en vurdering som bygger på metode C*

DNV undersøkte to separate sprekker på "splined sleeve" og fant henholdsvis 33 linjer (beach marks) langs en 17,9 mm lang sprekk, og 40 linjer langs en 21 mm lang sprekk. Dette gir en gjennomsnittlig avstand mellom linjene på henholdsvis 0,54 mm og 0,53 mm. De to omtalte sprekkene er en del av et komplisert sprekkmønster hvor det ikke er mulig å finne den "riktige" distansen mellom sprekkenes startpunkt og avslutning. DNV mener imidlertid at undersøkelsen bekrefter funnet til ECF om at den korteste distansen sprekken kan ha gått utgjør 79 linjer (se punkt 1.16.5.4).

Sprekken i "splined flange" har til forskjell fra sprekkene i "splined sleeve" en kjent distanse mellom startpunktet og sprekkfronten (crack toe). Tellinger langs denne sprekken (se fig. 49) viste at det var 26 linjer til et punkt 20,2 mm fra "crack toe", og at det var 38 linjer til et punkt 28,8 mm fra samme "crack toe". Dette gav en avstand mellom linjene på henholdsvis 0,76 mm og 0,78 mm. Ved å gå inn i helikopterets loggbok ble det klart at de siste 26 flygningene i gjennomsnitt varte 34,6 min, og at de siste 38 flygningene i gjennomsnitt varte i 35,5 min. Den totale lengden på sprekken i "splined flange" ble målt til 80,5 mm, og basert på en gjennomsnittlig avstand mellom linjene på 0,77 mm gir dette 105 linjer. Under forutsetning av at en linje representerer en flyging viser helikopterets logg at de 105 siste flygningene representerte en flytid på 61 timer og 35 min (se appendix E).

Fra konklusjonen i DNV rapport nr. 99-1265 siteres følgende:

"The DNV fatigue estimate is based on the assumption that the crack propagation speed is almost constant, which is indicated by the SEM striation

counts, and also that the individual and rather distinct crack surface zones each representing an operational cycle.

Out of the cracks involved in the testing, the Bendix shaft end flange is found of most importance, as this one shows a well defined crack length from the fatigue start location to the distinct fatigue crack toe.

From the use of the method C and the surface appearance of the end flange crack, it is estimated by DNV that this crack has been present during the ~105 last operational cycles, corresponding to ~61.5 hours."

#### 1.16.4 Undersøkelse hos DNV av andre relevante deler

##### 1.16.4.1 *"Speed probes" og "phonic wheels"*

"Phonic wheels" fra høyre motor og fire "speed probes" (to fra høyre og to fra venstre motor) ble sendt til DNV for undersøkelser. Resultatene fra måling av slitasje på "speed sensors" er sammenfallende med målinger utført av Turbomeca (ytterligere informasjon under punkt 1.16.6). "Speed probes" fra høyre motor ble funnet med en rekke metalliske partikler sittende på "speed sensors".

Undersøkelser av disse med Energy Dispersive Spectrometre (EDS) knyttet til SEM viste at partiklene kunne forventes å stamme fra de skadene som oppstod inne i "Liaison tube" under oppbyggingen av "Bendix shaft".

En undersøkelse av tennene på "phonic wheels" viste at det bakre hjulet (55 tenner) hadde mest spor etter kontakt med "speed sensors". Alle tennene unntatt 10 tenner i en sektor hadde skrammer og riper. Det midtre hjulet (36 tenner) hadde en sektor på ca. 90° med markert slitasje på tennene og en sektor på ca. 45° med liten skade. Det fremre hjulet hadde minst slitasje. Ingen av de undersøkte tennene var skadet eller slitt på en slik måte at det kunne måles høydevariasjoner på tennene.

Undersøkelsesarbeidet utført på "speed probes" og "phonic wheels" er omtalt i DNV rapport nr. 2000-1210, revisjon nr. 01.

##### 1.16.4.2 *"Liaison tube"*

Høyre "liaison tube" og bakre halvdel av venstre "liaison tube" ble sendt til DNV for undersøkelser (se fig. 53). Bakre halvdel av høyre "liaison tube" var delt i to i et område som også hadde to markerte folder grunnet aksial bøyning. Bruddet ble funnet å være et overbelastningsbrudd. Interiøret av høyre "liaison tube" hadde flere tverrgående riper og skader hvorav flere så kraftige at de hadde laget utvendige bulker og i noen tilfelle sprekker i rørveggen. Eksempler på slike bulker er markert på fig. 53.

Leddets på "liaison tube" (Gimbal joint assembly) ble demontert og undersøkt. Det viste seg at alle aktive kontaktflater på de fire boltene (fingers) og de tilhørende foringene hadde betydelige spor av slitasje, fretting og korrosjon. Slitasjedybden på den mest slitte bolten ble maksimalt målt til 0,24 mm. To andre bolter viste tegn til

blåfarge, noe som tydet på lokalt høy varme grunnet friksjonskontakt. Den herdede overflaten på boltene ble funnet å ha en hardhet på 760 HV5. Målt verdi for boltens kjernemateriale var 360 - 380 HV5. Tilsvarende tall for foringene var 760 - 849 HV1 for overflaten og 368 - 389 HV1 for kjernematerialet. Det ble funnet små sprekker i hulken på de fire foringene fra høyre "liaison tube" og i den ene som ble undersøkt fra venstre "liaison tube". DNV har ikke kunnet fastslå årsaken til disse sprekkeene.

Figur 53 viser at også den bakre halvdel av venstre "liaison tube" har bulker som viser at delen har vært utsatt for aksielle bøyekrefter.

Undersøkelsesarbeidet utført på høyre og venstre "liaison tube" er omtalt i DNV rapport nr. 2000-1129, revisjon nr. 01.

#### 1.16.4.3 *Kontrollstag*

Kontrollstagene fra cockpit til hovedrotoren og halerotoren går i kabintaket i et plan ca. 32 cm under motorene. Tre av disse stagene ble funnet delt i området under kraftturbinen på høyre motor. For å fastslå årsaken til disse bruddene ble deler av stagene til "Forward Servo Control", "R/H Servo Control" og "Tail Rotor Servo Control" sendt til DNV for undersøkelse. Undersøkelsen viste følgende:

- "Forward Servo Control Rod" var kuttet på to steder med ca. 10 cm atskillelse. Det mellomværende stykket manglet. Den fremre seksjonen av staget var 550 mm langt inkludert endestykket, og dette samsvarer med at staget ble kuttet av fragmenter fra det første trinnet i kraftturbinen
- Den delen av "R/H Servo Control Rod" som var tilgjengelig for undersøkelse var 685 mm lang inkludert endestykket. Lengden er forenlig med at staget ble kuttet av fragmenter fra kraftturbinens andre trinn. Nær kuttet ble det på dette staget funnet rester av oljesprut
- "Tail Rotor Servo Control Rod" var tydelig gjennomhullet ved bruddstedet. Utløpshullet var ca. 12 x 18 mm.

Undersøkelsesresultatene er gjengitt i DNV rapport nr. 2000-1255, revisjon nr. 01. Rapporten gir følgende konklusjon:

"The examined fractures of the servo control rods are all found to be a consequence of a ductile material overload, caused by cutting, bending (buckling) and tension."

#### 1.16.4.4 *"Suspension bar"*

Helikopterets MGB ble funnet adskilt fra helikopteret. Fig. 15 og 17 viser at "front suspension bar" var delt i to. De to halvdelene ble undersøkt av DNV for å fastslå årsaken til bruddet. Undersøkelsen viste at staget hadde feilet grunnet overbelastninger i strekk og svak påvirkning av bøyning. Strekk-kreftene hadde

også ført til plastisk deformasjon av festeboltene. Det ble videre funnet at den nedre delen av staget hadde vært påvirket av sterk varme. Varmen hadde påvirket den lakkerte flaten og smeltet en liten plate av aluminium som antas å være en dataplate. Den øvre delen av staget var upåvirket av varme. Skillet mellom varmepåvirket og ikke varmepåvirket del av staget går langs bruddflaten. Undersøkelserresultatene er gjengitt i DNV rapport nr. 2000-1255, revisjon nr. 01.

#### 1.16.4.5 *Undersøkelse av "tie-bolt"*

En festebolt (tie-bolt) som holder "liaison tube" til MGB ble funnet brukket under en PFC 3. august 1997 (se punkt 1.6.6.5). Bolten ble lagret hos HS, og ble etter ulykken overlatt til HSL som sendte den til DNV for metallurgisk undersøkelse. Resultatet av denne undersøkelsen er gitt i DNV rapport nr. 97-1378, revisjon nr. 01. Rapporten gir følgende konklusjoner:

- "- The tie bolt has failed due to a fatigue fracture initiated from several locations on the flanks of the thread profile.
- The examination shows that the fracture has been initiated at cold lap defects formed during the manufacturing of the threaded portion of the tie bolt.
- The microstructure, the chemical analysis and the hardness were as expected.
- No indications of significant torque irregularities having contributed to the failure were found."

Disse konklusjonene er delvis imøtegått av Eurocopter som mener at det første initsieringspunktet ligger utenfor sonen med defekter i gjengepartiet.

#### 1.16.4.6 *Innfesting av hovedrotorblad*

Allerede samme dag som ulykken skjedde ble et komplett, nær uskadet, hovedrotorblad med "blade sleeve" funnet flytende i sjøen (se punkt 1.12.2.7). Da det var viktig å slå fast årsaken til at bladet hadde falt av, ble det omgående sendt til DNV for undersøkelser. Undersøkelsen viste at "blade sleeve" med tilhørende "gult blad" hadde separert fra "blade spindle". "Slotted nut" hadde forlatt "blade sleeve" uten å påføre gjengepartiet eller "blade sleeve" skade av betydning. Alle fire "retainer lugs" som skal hindre "slotted nut" fra å rotere var bøyd opp nær 90°. Undersøkelser av tilhørende "pitch change rod" viste at den var revet i to deler grunnet overbelastning.

DNV har ikke på bakgrunn av det observerte skademønsteret kunnet gi noen forklaring på hvordan "blade sleeve" kunne separere fra "blade spindle". Undersøkelsen er omtalt i DNV rapport nr. 2000-1121. Se forøvrig punkt 2.2.10.

#### 1.16.4.7 *Undersøkelser av fire "splined sleeves" utmontert grunnet mistanke om feil*

Ulykken med LN-OPG medførte økt fokus på "splined sleeves". Etter ulykken mottok HSL fire "splined sleeves" fra HS som av forskjellige grunner ble vurdert ikke å være luftdyktige. Disse ble levert til DNV for undersøkelse. Resultatene er omtalt i DNV rapport nr. 99-1018 med tilhørende appendix A. De fire "splined sleeves" er omtalt nedenfor (nummer i parentes refererer til DNV rapporten).

29. september 1997 ble en "splined sleeve" utmontert grunnet en skade i fronten av den sylindriske seksjonen. Det var mistanke om mulig sprekkdannelse i området. Undersøkelsen hos DNV konkluderte med at det ikke ble funnet sprekker i området ("splined sleeve" nr. 3).

27. oktober 1997 ble en "splined sleeve" utmontert grunnet mistanke om sprekker i forbindelse med to tidligere bearbejdede skader i fronten av den sylindriske seksjonen. Undersøkelsen hos DNV viste at ett av skadeområdene hadde sprekker i hardmetallbelegget, men at det andre området var fritt for sprekker ("splined sleeve" nr. 2).

2. januar 1998 ble en "splined sleeve" utmontert grunnet mistanke om sprekker i forbindelse med et område med en tidligere bearbejdet skade i fronten av den sylindriske seksjonen. En "dye penetrant" inspeksjon utført av HS, i henhold helikopterprodusentens vedlikeholdsprosedyrer, avdekket ikke sprekker. En innledende undersøkelse hos DNV med mikroskop viste at en rekke sprekker i området var synlige med forstørrelse X 10. En undersøkelse i SEM viste at det tilsammen var 26 sprekker i hardmetallbelegget (se fig. 54). Det ble funnet at de fleste sprekkeene gikk radielt gjennom hardmetall-belegget uten å trenge ned i grunnmaterialet. Fig. 55 viser imidlertid en sprekkspiss som gikk ned i grunnmaterialet ("splined sleeve" nr. 1).

En "splined sleeve" som hadde blitt kassert under inspeksjon hos Cougar Helicopters ble via HS oversendt DNV for undersøkelse. Delen hadde skader i overflaten på to separate steder framme på den sylindriske seksjonen av "splined sleeve". Fra disse gikk det en rekke sprekker i hardmetallbelegget. Undersøkelsen avdekket at hardmetallbelegget hadde skallet av på to steder og at dette og oppsprekkingen var forårsaket av en tilført mekanisk belastning. Fig. 56 viser ett av områdene med avskalling ("splined sleeve" nr. 4).

Det ble funnet en del uregelmessigheter i hardmetall-belegget på høyre "splined sleeve" fra LN-OPG. Det ble derfor besluttet å bruke de fire ovenfor omtalte "splined sleeves" som referanse med hensyn til overflatebeleggets allmene beskaffenhet. DNV trekker følgende konklusjon:

"The depth of the hardmetal coating on the spline flanks are found to be from slightly to significantly below the specified minimum value. General mechanical service wear may be a contributor to this deviation. However, from the geometry of the coating surface, it is found most likely to believe that

the depth of the flank coating has been below the specified minimum value already from the manufacturer.

Extraordinary large grains of tungsten carbide and local laminations have been seen for the spline coating of sleeve No. 1."

Det siteres videre fra DNV rapport nr. 99 1018 Appendix A:

"None of the spline flanks examined in detail by DNV have showed a configuration of longitudinal coating scores and "grinding pattern" like the one found on the failed sleeve from the wrecked helicopter LN-OPG.

However, for one of the sleeves in question, some individual, longitudinal scores have been noted. These scores are found to fully penetrate the depth of the hardmetal surface coating."

#### 1.16.4.8 *Undersøkelser av brannskottet (fire wall) mellom hovedgearboksen (MGB) og høyre "liaison tube"*

Mellom eksosrøret/"liaison tube" og MGB finnes et brannskott (fire wall). En del av dette skottet sitter naglet til en flens som ligger klemt mellom "liaison tube" og MGB. Når "tie-bolts" skrues ut og motoren skyves framover kan dette skottet (dekselet) tas av for å lette adkomsten til "splined sleeve" (se fig. 6).

Ved en undersøkelse av anleggsflatene mellom MGB og høyre "liaison tube" ble det funnet to løse naglehoder klemt mellom flensen på brannskottet og MGB. Flere naglehoder ble funnet løse langs denne flensen og disse skadene stammer fra belastninger under havariet da brannskottet ble revet av flensen. Fig. 73 viser flensen slik den ble funnet. Bildet viser flere avrevne nagler, og hullene hvor de to omtalte naglene satt er avmerket henholdsvis A og B. De to naglehodene (forsenket hode) satt fast i flensen og etterlot forsenkinger i materialet etter at de ble løsnet. Forsenkingen etter hode A er tydelig på bilde fig. 74. Tilsvarende forsenkinger ble funnet på de motsvarende stedene på MGB. Delene ble overlatt til DNV for nærmere undersøkelser.

Undersøkelsen viste at de to naglehodene var banket slik at de har fått linseform (se fig. 75). En forsenking i flensen ble undersøkt, men det var ikke mulig å finne spor av fretting i denne. Det ble imidlertid funnet "fretting/fretting corrosion" på anleggsflaten på "liaison tube" og betydelige mengder korrosjon på brannskottets flens og på anleggsflaten på MGB. Det ble funnet spor etter "fretting" på de tre styrepinnene som sammen med "tie-boltene" holder "liaison tube" på plass. Dette tyder på at det har vært bevegelse mellom "liaison tube" og styrepinnene/MGB. Undersøkelse av de tre "tie-boltene" viste at disse var bøyd og var strekt slik at lengden var henholdsvis 198,4 mm, 202,2 mm og 202,8 mm.



## 1.16.5 Tester, beregninger og undersøkelser utført hos Eurocopter

### 1.16.5.1 *Innledning*

Ulykken medførte at flere undersøkelser ble gjennomført i samarbeid mellom HSL, den franske havarikommisjonen (BEA) og helikopterprodusenten (ECF). Funnet av utmattingsbrudd i "splined sleeve" og "splined flange" satte fokus på belastningene og dynamikken i forbindelsen mellom "Bendix shaft" og MGB. Det ble ytterligere aktualisert da det ble klart at O-ringen på høyre "splined sleeve" manglet. ECF tilla dette forholdet betydelig vekt fordi erfaringer fra 1985 hadde vist at O-ringen hadde en dempefunksjon på vibrasjoner i "Bendix shaft". For å høyne kunnskapsnivået om O-ringens dempefunksjon, og for å kartlegge kraftoverføringens generelle reaksjonsmønster, besluttet ECF å gjennomføre en test. HSL deltok i dette arbeidet, og et testprogram ble vedtatt i et møte mellom ECF og HSL i september 1998. Testen skulle gjennomføres av ECF under forutsetning at HSL hadde fullt innsyn i prosessen og en kontinuerlig oppdatering av resultater.

Foruten resultater fra testen fikk HSL tilgang til andre undersøksresultater og beregninger utført av ECF. Dette inkluderer resultater fra undersøkelser av deler fra LN-OPG som tidligere hadde vært undersøkt av DNV.

### 1.16.5.2 *Test av bevegelse mellom "splined sleeve" og "splined flange"*

ECF ønsket å utføre testen for å kartlegge relativ bevegelse mellom "splined sleeve" og "splined flange" under varierende forhold, samt O-ringens påvirkning på dette. Testen ble utført på en standard MGB som var montert i en av deres testceller. På gearboksen ble det montert en "Bendix shaft" som ble drevet av testcellen i "motorenden". En brakett ble montert på "splined flange" ved hjelp av de samme boltene som holder "Bendix shaft" og "splined flange" sammen. Inn mot braketten ble tilsammen fem sensorer montert slik at tre registrerte aksial bevegelse og to registrerte radial bevegelse (se fig. 57). Alle delene som var involvert hadde samme modifikasjonsstatus som delene på LN-OPG. Testen ble utført uten at det var mulig å simulere de relative bevegelsene som oppstår mellom motorene og MGB i et helikopter under flyging. Følgende parametre inngikk i testen:

- variasjoner i torque
- med og uten O-ring
- med og uten smøremiddelet Molicote G Rapid +
- med ny og "slitt" "splined flange"
- rettlinjet og med vinkel mellom "Bendix shaft" og MGB
- med standard og slitt "8 000 RPM wheel" (til dette ble venstre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG benyttet)

Det ble tidlig klart at bearbeidelse og forståelse av data som ble registrert var krevende. Testresultatene ble videre begrenset av at ECF ikke lyktes i å få signaler

fra de to akselerometerne som målte radial bevegelse. Av resultater fra testen nevnes:

- "splined flange" beveget seg i forhold til "splined sleeve" med en grunnfrekvens som tilsvarer en bevegelse per omdreining
- testen gav bare relevant informasjon for tilting (vinkling) av "splined flange" i forhold til "splined sleeve". Testen gav ikke målinger for aksielle eller radielle bevegelser
- det ble ikke målt variasjoner i tilting i forhold til variasjoner av torque
- det ble ikke målt variasjoner i tilting med hensyn til om akseloverføringen var rettlinjet eller i vinkel
- slitasjen på "8 000 RPM wheel" påvirket ikke testresultatene
- for å simulere slitasje ble de innvendige målene for "splined flange" øket med 0,4 mm. Dette resulterte i en betydelig økning i de målte bevegelsene
- ved testkonfigurasjon med "slitt splined flange", uten O-ring og uten smøremiddel på "splines", ble testens maksimale tilting oppnådd. "Splined flange" tiltet da til en vinkel på 5'. Med den valgte slitasjen på 0,4 mm er dette den maksimale tilting som kan oppstå før bevegelsen begrenses mekanisk
- smøremiddel reduserer tiltingen
- minst tilting ble oppnådd med ny "splined flange", O-ring og smøremiddel. Ved å fjerne O-ringen økte tiltingen med en faktor på 1,2
- hvis "splined flange" var "slitt" 0,4 mm, smøremiddelet var på plass og O-ringen ble fjernet, økte tiltingen med en faktor på 2,25.

### 1.16.5.3 *Beregninger*

For å øke forståelsen for de belastninger og sikkerhetsmarginer som var gjeldende for koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB gjennomførte ECF etter ulykken flere beregninger. Disse var blant annet basert på materialdata og Finite Element Metod (FEM). ECF har overfor HSL presentert beregninger av belastningene på "input pinion", "splined sleeve" og "splined flange" (se fig. 58). Beregningene, slik de ble forklart, konkluderte med at en teoretisk perfekt "splined flange" som det svakeste leddet i kjeden hadde en sikkerhetsfaktor på 22 mot utmatting. Det var imidlertid mulig å nå grensen for begynnende utmatting på "splined sleeve" under følgende forutsetninger:

- slitasje på delene som gir mulighet for tilting mellom "splined sleeve" og "splined flange" på 10', og på den måten fører til stresskonsentrasjoner
- fretting
- skader på hardmetall-belegget.

Videre opplyste ECF at torque-modulasjoner i koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB normalt lå i størrelsesordenen +/- 8%.

#### 1.16.5.4 *Undersøkelse av "splined sleeve" fra LN-OPG*

Etter at arbeidet var avsluttet hos DNV ble "splined sleeve" undersøkt av ECF i fabrikkens laboratorium. Det ble opplyst til HSL at de funn som ble gjort var sammenfallende med undersøkelsesresultatene fra DNV. ECF gjennomførte også en telling av linjer (beach marks) i utmattingsbruddene på "splined sleeve". Ved å ta hensyn til de forskjellige veiene som sprekke kunne ha fulgt, kom de fram til at oppsprekningen kan ha skjedd langs en vei som dekker minimum 79 linjer.

#### 1.16.5.5 *Undersøkelse av høyre "input pinion" fra LN-OPG*

Etter at arbeidet var avsluttet hos DNV ble "input pinion" undersøkt av ECF i eget laboratorium. HSL har ikke lykket i å få konkrete måleresultater fra denne undersøkelsen. Det har imidlertid blitt opplyst at overflaten på tennene var grov, og at dette kunne forklare slitasjen på høyre "8 000 RPM wheel".

#### 1.16.5.6 *Undersøkelse av høyre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG*

Høyre "8 000 RPM wheel" (M541) ble først undersøkt visuelt av HSL i samarbeid med en representant fra ECF. Dette avslørte ikke tegn til unormal slitasje. Senere ble delen undersøkt av ECF i eget laboratorium. Av måleresultater fra denne undersøkelsen nevnes:

- flere tannprofiler var slitt på aktiv flate ca. 0,030 mm. Maksimalt målt avvik i henhold til konstruksjonstegninger var 0,054 mm. I følge kontrollkriteriene ved produksjon er maksimal "profil error" 0,010 mm.
- målinger langs tennene (helix) viste en slitasje på ca. 0,010 mm med den største slitasjen mitt på aktiv tannflate. Denne slitasjen ble målt i tillegg til et produksjonsavvik på i gjennomsnitt ca. 0,012 mm. Det maksimale avviket i henhold til konstruksjonstegningene langs en aktiv flate ble derfor målt til 0,030 mm. I følge opplysninger gitt av ECF er kontrollkriteriene ved produksjon 0,012 mm for "helix error".
- målinger av "pitch variation" (variasjon av avstand mellom tennene) viste at variasjonene var innenfor kontrollkriteriene ved produksjon målt på tennenes passive tannflate. Ved målinger på aktive flater ble det imidlertid funnet "accumulated pitch variations" på maksimalt 0,028 mm og "individual pitch variations" på maksimalt fp 0,019 mm og fp 0,031 mm. I følge kontrollkriteriene på konstruksjonstegningene skal kravene for disse ligge innenfor henholdsvis 0,024 mm og fp 0,008 mm og fu 0,012 mm. Disse målingene ble utført på tre forskjellige steder på tennene og resultatet fra målingene midt på tennene er vist grafisk på fig. 59.

#### 1.16.5.7 *Undersøkelse av venstre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG*

Venstre "8 000 RPM wheel" (M921) ble undersøkt av ECF i eget laboratorium. Målinger av tannprofil og "helix" viste at dette bare hadde ubetydelige avvik. Slitasjen på tannprofilene var ikke målbar. Maksimalt avvik målt på "helix" var 0,008 mm. "Pitch error" ble ikke målt.

#### 1.16.5.8 *Undersøkelse av belegget på overhelt "splined sleeve"*

ECF undersøkte en "splined sleeve" som hadde gått ca. 3 000 timer, og som deretter var overhelt ved fabrikken. I en rapport som ble gitt til HSL konkluderes det med at belegget hadde en gjennomsnittstykkelse på 27 µm og at beleggets tilstand var tilfredsstillende. Beleggets tykkelse var fortsatt innenfor toleransene.

#### 1.16.5.9 *Dimensjoner vedrørende O-ringen*

Deler har tillatte produksjonstoleranser, og særlig dybden av sporet som O-ringen ligger i og O-ringens dimensjoner er avgjørende for ringens dempefunksjon. ECF opplyste at med tynnest O-ring og dypest spor ville O-ringen stikke 0,27 mm over overflaten på "splined sleeve". I motsatt fall med tykkeste O-ring og grunnest spor ville den stikke 0,52 mm over overflaten.

#### 1.16.6 Undersøkelse av motorene hos Turbomeca

##### 1.16.6.1 *Innledning*

Etter en utvendig visuell undersøkelse hos HSL ble motorene med unntak av "liaison tube" sendt til Turbomeca i Bordes i Frankrike for nærmere undersøkelser. Motorenes EECU ble også sendt til samme sted. Undersøkelsene hos Turbomeca ble foretatt sammen med representanter fra BEA og HSL. Resultatet av undersøkelsene er beskrevet i Turbomeca rapport nr. 1 491 datert 29. september 1997 (EECU og "Overspeed fuel shut-off valve") og Turbomeca rapport nr. 937D datert 23. februar 1998 (se fig. 3 for detaljer i motoren). En kort redegjørelse av funnene på motorene følger:

##### 1.16.6.2 *Venstre motor*

Gassgenerator-seksjonen hadde betydelige spor etter rubbing fra kontakt mellom stasjonære og roterende deler. Aksialkompressorens roterende deler hadde betydelige skader fra fremmedlegemer som har entret luftinntaket mens motoren roterte med høy hastighet. Med unntak av noe korrosjon ble alle lagrene funnet å være i god stand.

Turbinhuset til kraftturbinen var trykket kraftig inn i klokkeposisjon 3 sett bakfra. Huset hadde videre en revne langs ca. 180° av omkretsen (se fig. 15b). Leppene langs denne revnen var bøyd ut av huset fra klokkeposisjon 11 - 1. Fra

klokkeposisjon 1 - 3 pekte leppene inn mot sentrum, og fra klokkeposisjon 3 - 5 pekte igjen disse utover. Turbinens "containment rings" hadde også feilet i området ved revnen. Bare ytterbanen av lager nr. 5 satt igjen i lagerhuset. Turbinen med fremre del av turbinakselen manglet slik at bare utgående aksel satt igjen i lager nr. 6. "Curvic"-koblingen på utgående aksel var helt nedslitt og ødelagt av hamring. Turbinens "tie-bolt" var kuttet i plan med "curvic" koblingen. Lager nr. 6 roterte lett på tross av begynnende korrosjonsangrep.

"Phonic wheels" hadde slitasjemerker fra kontakt med "speed sensors", men slitasjen ble funnet å være innenfor de toleransekravene som er satt. Denne slitasjen var ujevnt fordelt langs radien på hjulene. "Bendix shaft" ble funnet fastmontert på turbinakselen, og var uten synlige skader. "Liaison tube" satt fortsatt fast i lagerhuset til lager nr. 6, men de tre "tie-boltene" ved innfestingen til MGB hadde røket slik at hele kraftturbin-seksjonen hadde separert fra gearboksen. "Liaison tube" hadde en bulk på undersiden bak ved flensen til MGB, kombinert med at røret var svakt nedbøyd i det samme området. Begge "speed probes" ble funnet korrekt fastmontert i sine spor. Alle "speed sensors" hadde slitasjemerker etter kontakt med "phonic wheel". Slitasjene indikerte at det har vært aksiell bevegelse mellom "phonic wheel" og "speed probes". Generelt var slitasjen kraftigst på de bakerste "speed sensors". En test av "speed probe" nr. 2292 viste at alle "speed sensors" leverte signaler innenfor toleransekravet. "Speed probe" nr. 2293 gav ingen signaler under test.

Motorens "Overspeed shut-off valve" ble undersøkt og testet hos Turbomeca, og det ble fastslått at komponenten virket tilfredsstillende. EECU ble også undersøkt uten at det ble konstatert feil som kunne ha hatt betydning for hendelsesforløpet. Det ble videre konstatert at enhetens turtallsbegrensning ikke hadde aktivert.

### 1.16.6.3 *Høyre motor*

Gassgenerator-seksjonen hadde få skader etter havariet. Skadebildet indikerte at motoren hadde rotert med lavt turtall da helikopteret traff havflaten. Med unntak av noe korrosjon ble alle lagrene funnet å være i god stand.

Turbinhuset til kraftturbinen var delt i to i plan med turbinene. Leppene langs revnen var bøyd utover i et jevnt mønster på begge halvdelene (se fig. 16). Kraft-turbinens "containment rings" manglet helt. Bare ytterbanen av lager nr. 5 satt igjen i lagerhuset. Turbinen med fremre del av turbinakselen manglet slik at bare utgående aksel satt igjen i lager nr. 6. "Curvic"-koblingen på utgående aksel hadde noen tenner som var helt intakt og andre tenner borte eller sterkt skadet. Turbinens "tie-bolt" var kuttet i plan med "curvic"-koblingen. Lager nr. 6 var betydelig korrodert. En undersøkelse av ytre lagerbane avdekket overbelastnings-skader. Det var imidlertid ikke tegn til slitasje eller ubalanse i lageret. En undersøkelse av fremre "labyrinth seal" (part nr. 0.298.80.214.0) til lager nr. 6 viste at diameteren på den roterende delen har øket med 27 µm, noe som tilsvarer den økningen som kan forventes ved et turbinturtall på 130 - 197% Nf.

"Phonic wheels" hadde slitasjemerker fra kontakt med "speed sensors", men slitasjen ble funnet å være innenfor de toleransekravene som er satt. Denne slitasjen var ujevnt fordelt langs radien på hjulene og slik at det bakre hjulet hadde størst slitasje. Fremre del av "Bendix shaft" og "liaison tube" ble funnet fastmontert på motoren. Begge "speed probes" ble funnet korrekt fastmontert i sine spor. Alle "speed sensors" hadde slitasjemerker etter kontakt med "phonic wheel". Disse slitasjene indikerte at det har vært aksiell relativ bevegelse mellom "phonic wheel" og "speed probes". Generelt var slitasjen kraftigst på de bakerste "speed sensors". Resultatet av tester og målinger på "speed probe" nr. 2036 og 2018 er gitt i fig. 61. En test av "speed probe" nr. 2036 viste at alle "speed sensors" leverte signaler innenfor toleransekravet. "Speed probe" nr. 2018 gav imidlertid bare signaler fra en "speed sensor".

Motorens "Overspeed shut-off valve" ble undersøkt og testet hos Turbomeca, og det ble fastslått at komponenten virket tilfredsstillende. EECU ble også undersøkt uten at det ble konstatert feil som kunne ha hatt betydning for hendelsesforløpet. Det ble videre konstatert at enhetens turtallsbegrensning ikke hadde aktivert.

#### 1.16.7 Undersøkelser av komponenter fra AS 332L1 hovedgearbokser hos HS

##### 1.16.7.1 *Innledning*

HSL ønsket å få oversikt over de metodene som ble benyttet ved inspeksjon av gearbokskomponenter ved overhaling hos HS. Høyre og venstre "8 000 RPM wheel" og høyre "input pinion" ble derfor undersøkt på komponentverkstedet hos HS i samarbeid med verkstedets ansatte. De nevnte komponentene ble kontrollert etter de samme kriteriene som tilsvarende komponenter til overhaling (se punkt 1.6.6.2). Resultatene er beskrevet nedenfor.

##### 1.16.7.2 *Høyre "input pinion" fra LN-OPG*

Tennene på høyre "input pinion" ble funnet å være i god stand uten spor av synlig slitasje eller skader. Med unntak av noen spor av korrosjon ville tennene kunne godkjennes uten ytterligere kontrollmålinger eller vurderinger. Kontrollmålinger på tre forskjellige steder på tennene på to forskjellige steder gav følgende resultater (målt med 5 mm dia. pinner i henhold til MRV 63.28.10.820):

- front 82,545 mm      midt 82,601 mm      bak 82,590 mm
- front 82,564 mm      midt 82,594 mm      bak 82,599 mm

Resultatet skal ligge innenfor kravet som er 82,556 mm - 82,642 mm. Understreket verdi ligger utenfor kravet. Med det måleutstyret som var tilgjengelig kan imidlertid nøyaktigheten ved den siste desimalen trekkes i tvil.

### 1.16.7.3 Høyre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG

Tennene på høyre "8 000 RPM wheel" ble funnet å være i god stand uten spor av synlig slitasje. Med unntak av noe korrosjon og noen hakk ville tennene kunne godkjennes uten ytterligere kontrollmålinger eller vurderinger. Kontrollmålinger på tre forskjellige steder på tennene på to forskjellige tenner gav følgende resultater (målt med 5 mm dia. pinner i henhold til MRV 83.28.10.820, se fig. 8):

- front 218,549 mm    midt 218,509 mm    bak 218,509 mm
- front 218,539 mm    midt 218,509 mm    bak 218,504 mm

Resultatet skal ligge innenfor kravet som er 218,519 mm - 218,621 mm. Understreketete verdier ligger utenfor kravet. Med det måleutstyret som var tilgjengelig kan nøyaktigheten ved den siste desimalen trekkes i tvil.

### 1.16.7.4 Venstre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG

Tennene på venstre "8 000 RPM wheel" ble funnet å være i god stand uten spor av synlig slitasje. Med unntak av betydelig korrosjon og noen hakk ville tennene kunne godkjennes uten ytterligere kontrollmålinger eller vurderinger. Kontrollmålinger på tre forskjellige steder på tennene gav følgende resultater (målt med 5 mm dia. pinner i henhold til MRV 83.28.10.820, se fig. 8):

- front 218,584 mm    midt 218,592 mm    bak 218,592 mm

Målingen viste at tennene er innenfor de gitte slitasjekravene.

### 1.16.8 Beregninger utført av SINTEF

For å få en uavhengig vurdering av sentrale egenskaper ved "splined sleeve" ble SINTEF kontaktet. Fordi selv små defekter kan påvirke grensen mot utmatting og dermed initiere sprekker ble overflateruhet (mikrotopografi) undersøkt. SINTEF fikk overlevert flere segmenter av "splined sleeve" (se punkt 1.16.4.7), DNV rapportene 98-118 rev. 01, 99-1018 rev. 01 og materialdata (Characteristiques mecaniques statiques, Determination de la courbe de Wohler et Fissuration en fatigue). Med hensyn til overflateruhet ble mål tatt fra detaljer i bildene fra DNV rapportene. 16 forskjellige steder ble undersøkt. Dybde, radius i bunnen, målelengde og eventuelle partikler i bunnen av forsenkingen ble registrert. FEM analyse ble deretter benyttet for å finne det begrensende stressnivået. Empiriske data hos SINTEF ble lagt til grunn. Følgende materialdata ble benyttet:

UTS	1 117 MPa
R <sub>0,2</sub>	1 020 MPa
Endurance limit, R-1	$\Delta\sigma_E / 2 = 495 \text{ MPa}$
Threshold values (lower boundary) R = 0,5	$3,5 \text{ MPa} \times m^{1/2}$
R = 0,1	$6 \text{ MPa} \times m^{1/2}$

Den største forsenkingen som ble målt på "splined sleeve" tilhørende LN-OPG var 14  $\mu\text{m}$ . Den forsenkingen hadde en spiss i bunnen med en radius på 1  $\mu\text{m}$ . Basert på FEM gir denne fordypningen en lokal utmatningsgrense ( $\Delta\sigma_E$ ) på +- 270 MPa. SINTEF kunne ikke avvise at det finnes dypere forsenkinger. Utmatningsgrensen vil være ca. + - 160 MPa ved en forsenking på 100  $\mu\text{m}$ .

Overgang fra sprekkinitiering fra tipp av forsenking til en bruddmekanisk modell gikk ved 100  $\mu\text{m}$ .

#### 1.16.9 Andre undersøkelser av roterende komponenter i hovedgearboksen (MGB)

##### 1.16.9.1 *Balansekontroll*

HSL mottok opplysninger om at det hadde vært problemer med ubalanse i aksler og tannhjul i hovedgearbokser på AS 332 tilhørende det svenske forsvaret. HSL tok kontakt med forsvaret og ble orientert om en undersøkelse som var gjennomført av firmaet Celsius. Undersøkelsen ble iverksatt på bakgrunn av at det var problemer med å komme innenfor fastsatte grenseverdier for vibrasjoner ved testkjøring av MGB i testbenk. Det hadde videre erfart problemer med kort levetid på lager i MGB. HSL fikk oversendt en rapport fra Celsius. Resultatene fra balansekontrollen er presentert i G-klasser ("Quality grade" i henhold til "International Standard ISO 1940/1"). ISO 1940/1 gir i tabells form en oversikt over hvilke roterende deler som normalt hører inn under de forskjellige "quality grades". I tabellen listes bl.a gyroer i G-klasse 0,4 og "small electric armatures with special requirements" i G-klasse 1. I klassen G 2,5 nevnes eksempler som "computer memory drums and discs" og turbokompressorer. "Assembled aircraft gas turbine rotors" listes i G-klasse 6,3. Landbruksmaskiner nevnes i G-klasse 16 og eksempelvis bilhjul er listet under G-klasse 40. Se fig. 5 for detaljer i MGB.

Nedenfor listes noen av undersøkelsesresultatene:

- 7 stk. "input pinions"                      G-klasser fra G 3,7 - G 8,1
- 8 stk. "8 000 RPM wheel"                G-klasser fra G 4,25 - G 5,4
- 6 stk. "free wheel gear"                 G-klasse fra G 14 - G 78

På bakgrunn av rapporten fra Celsius besluttet HSL å foreta en kontroll av noen av delene i MGB fra LN-OPG. Arbeidet ble utført ved Luftforsvarets Forsyningskommando (LFK) på Kjeller med en balansemaskin av typen LUD 0074-ARD 0614. Delene ble kontrollert i hastigheter på 1 140 - 1 676 omdreininger per min. Som referanse under arbeidet ble "International Standard ISO 1940/1" benyttet.



Følgende deler ble kontrollert:

Benevnelse	Største ubalanse	Quality grade
Venstre "splined sleeve" (skadet)	4,66 g	G 6,3
Venstre "input pinion"	1,19 g	G 2,5
Høyre "input pinion"	0,089 g	G 0,4
Venstre "free wheel shaft"	0,637 g	G 0,4
Høyre "free wheel shaft"	0,246 g	G 0,4
Venstre "8 000 RPM wheel"	0,488 g	G 0,4
Høyre "8 000 RPM wheel"	0,240 g	G 1
Venstre "free wheel gear"	1,34 g	G 0,4
Høyre "free wheel gear"	2,87 g	G 0,4
Venstre "torquemeter shaft"	2,12 g	G 1
Høyre "torquemeter shaft"	2,94 g	G 1

MGB (serienummer M463) fra det svenske helikopteret som var involvert i hendelsen 16. juni i 1998 ble sendt til ECF for omfattende undersøkelser, bla. balansekontroll. HSL har fått tilgang på følgende balanseringsdata:

- Høyre "input pinion"            14 gmm       mellom G 16 og G 40
- Venstre "input pinion"        8 gmm        G 16
- Høyre "8 000 RPM wheel"    15 gmm       mellom G 6,3 og G 16
- Venstre "8 000 RPM wheel" 12,5 gmm    mellom G 6,3 og G 16

ECF har overfor HSL bekreftet at det ved produksjon av komponentene bare foretas balansering av "input pinion" og "8 000 RPM wheel" i MGB.

#### 1.16.9.2 *Oppmåling*

På oppdrag fra HSL foretok Luftforsvarets Forsyningskommando oppmålinger av høyre "8 000 RPM wheel". Delen ble målt i koordinatmålemaskin med hensyn til rundhet og "concentricity". Målingene viste at komponenten lå innenfor produksjonstoleransene med hensyn til disse verdiene.

### 1.17 **Organisasjoner og ledelse**

#### 1.17.1 Luftfartsverket - Luftfartstilsynet

1.17.1.1 Luftfartsverket var pr. ulykkesdato sikkerhetsmyndighet. Dette medfører overordnet ansvar for normerings- og forskriftsverk, adgangskontroll og virksomhetstilsyn. Denne myndigheten er pr. 1. januar 2000 overtatt av en egen

etat, Luftfartstilsynet. Adgangskontroll av søkere til luftfartssystemet omfatter utstedelse av lisenser, driftstillatelser og sertifikater (også definert som system eller deler av et system). Virksomhetstilsyn skal påse at de gitte forutsetninger fortsetter å tilfredstille forskriftsverket etter at det er gitt adgang til luftfartssystemet. Dette betyr bl.a. at myndigheten godkjenner den sikkerhetsstandard som beskrives gjennom det enkelte luftfartsforetaks håndboksystem som kreves av myndigheten, og fører tilsyn med at denne standarden opprettholdes av luftfartsforetaket. Sikkerhetsstandarder må minst være basert på forskriftene, men kan også inneholde foretakets egne og strengere krav samt kundekrav. Virksomhetstilsyn foregår bl.a. ved at den enkelte inspektør hos myndigheten har et antall luftfartsforetak (selskaper) som sitt spesialområde og ved årlige inspeksjoner (flyoperative og flytekniske) av det respektive foretak.

1.17.1.2 For å få et inntrykk av hvilke adgangskontroller og virksomhetstilsyn som luftfartsmyndigheten hadde foretatt hos HS i perioden 1990-1997 (per 8. september 1997), og hvilke temaer som har vært fremtredende, har HSL etter anmodning fått oversendt aktuell dokumentasjon fra LV. Dokumentasjonen viser at det i perioden ble utført:

- 3 flytekniske adgangskontroller
- 2 felles flyteknisk/flyoperative virksomhetstilsyn
- 9 flytekniske virksomhetstilsyn
- 4 flyoperative virksomhetstilsyn

I 1992 er det ikke dokumentert noe flyteknisk tilsyn

I 1993 og 1995 er det ikke dokumentert noe operativt tilsyn

Verksteddriften ble i 1993 godkjent etter JAR 145.

1.17.1.3 I mars og juli 1997 ble det gjennomført flytekniske virksomhetstilsyn hvorav det siste var et kombinert norsk/amerikansk (FAA) tilsyn. Fordi disse virksomhetstilsynene var utført innenfor det siste året før ulykken, har HSL konsentrert seg særlig om disse. Rapportene fra begge de utførte tilsynene inneholder tildels svært kritiske kommentarer:

Rapport 97J007

"Verkstedet har etablert rutiner og prosedyrer som er meget detaljerte og dekkende for den aktivitet som utføres. Med bakgrunn i denne rapport kan det likevel konstateres at det må en holdningsendring til blant ansatte slik at verkstedets rutiner og prosedyrer blir fulgt. Når det gjelder de anmerkningene som går på lageret i denne rapporten, vil Luftfartsverket minne om at flere av disse forhold ble påpekt av FAA under deres siste inspeksjon"

## Rapport 97J095

"Verkstedet har etablert rutiner som dekker det meste av virksomheten. Med bakgrunn i de antall bemerkninger som ble funnet under inspeksjonen, viser det seg imidlertid at de ansattes kjennskap til rutiner og bestemmelser ikke er tilfredsstillende. Det kan også synes som om at det må en holdningsendring til blant medarbeiderne på alle nivåer i selskapet. Anmerkningene i denne rapporten må betraktes som symptomer på at rutiner, holdninger, kunnskap og ansvar for utført arbeid kan og må forbedres.

Verkstedets ledelse med teknisk sjef i spissen har ansvaret for at nødvendige ressurser stilles til rådighet slik at korrektive tiltak blir iverksatt og fulgt opp. Verkstedets kvalitetssystem er et meget godt verktøy som bør benyttes i denne anledning.

Det som er urovekkende er at flere av de forhold som ble anmerket under denne inspeksjonen er forhold som tidligere er anmerket i interne revisjonsrapporter, i tillegg til at Luftfartsverket og FAA har anmerket lignende forhold i sine inspeksjonsrapporter. Luftfartsverket ser alvorlig på dette og minner om at det er ansvarlig leders fulle og hele ansvar at virksomheten fungerer i samsvar med bestemmelsene. (Ref. Accountable Managers Statement i MOM Kap. 00-00-05).

Også sett i lys av selskapets planer om tettere samarbeide med andre operatører når det gjelder vedlikehold av komponenter og luftfartøyer samt planer om videre utvidelse av fartøysflåten, er det nødvendig at forbedringer iverksettes.

Luftfartsverket vil med bakgrunn i denne rapport foreta en oppfølgingsinspeksjon av verkstedet på et senere tidspunkt."

De to rapportene inneholder tilsammen 106 anmerkninger.

- 1.17.1.4 Vedlikehold av flymateriell skal i henhold til BSL B 3-2 foregå i samsvar med et system som er godkjent av luftfartsmyndigheten. Det kreves blant annet at eier/bruker av luftfartøy av typen som HS opererer skal vedlikeholdes etter et program godkjent av myndigheten. Vedlikeholdsprogrammet skal baseres på fartøyfabrikantens anbefalte program. Således er vedlikeholdsprogrammene for de respektive helikoptertyper i HS godkjent av luftfartsmyndigheten i samsvar med BSL B 3-2.

## 1.17.2 Helikopter Service AS

1.17.2.1 Fra en beskjeden start i midten av femtiårene har selskapet utviklet seg til å bli et dominerende transportselskap i norsk off-shore sammenheng. Denne prosessen har skjedd både gjennom å bli kjøpt opp og ved kjøp av andre selskaper. Braathens Helicopters, Mørefly AS og Luftransport AS er eksempler på norske oppkjøp. Selskapet er også internasjonalisert for eks. gjennom betydelige interesser i Bond Helicopters i England, Lloyds Helicopter i Australia, Court Helicopters i Sør-Afrika og kontrakter i Asia. I skrivende stund er selskapet overtatt av Canadian Helicopters.

1.17.2.2 Selskapets hovedbase er Stavanger lufthavn Sola, hvor det utføres både lett vedlikehold (line maintenance), tungt vedlikehold (base maintenance) og overhaling av utstyr og komponenter (work shop maintenance). På ca. 10 sekundærbaser (linjestasjoner) både innenlands, off-shore og utenlands utføres lett vedlikehold. Brønnøysund er et eksempel på en typisk linjestasjon. Luftfartsmyndigheten skal godkjenne alle linjestasjoner.

HS opererer selv ca. 23 helikoptre i off-shore sammenheng og leier ut (on lease) ca. 23 helikoptre til andre operatører.

Den tekniske organisasjonsdelen av selskapet er vist i vedlagte organisasjonsdiagram (se fig. 62).

1.17.2.3 Selskapet hadde på havaritidspunktet følgende myndighetsgodkjennelser:

Lisens til utøvelse av ervervsmessig lufttransport No. 051

Air Operators Certificate, AOC No. CAA-N 051

Tillatelse til å drive ervervsmessig luftfartsvirksomhet (ikke dekket av AOC)

Maintenance System Approval (BSL D 2-12 og BSL B 3-2)

JAR 145 Maintenance Approval

Den amerikanske luftfartsmyndigheten FAA har gitt selskapet "Foreign Repair Station" sertifikat (Air Agency Certificate No. CZ5Y797M). Selskapet innehar også vedlikeholdssertifikater fra Sultanate of Oman og Republic of Indonesia.

1.17.2.4 Selskapets håndbokstruktur er bygget opp etter prinsippet om strategisk (nivå 1), taktisk (nivå 2) og operasjonelt nivå (3) hvor "Håndbok for kvalitet" representerer det strategiske nivå. Selskapet har valgt NS-EN ISO 9001 som sin kvalitetstandard. Teknisk divisjons kvalitetssystem er dokumentert gjennom syv håndbøker (taktisk nivå), Maintenance Operations Manual (MOM) og seks Procedures Manuals (PM-). (-TD, Technical Data, -QA, Quality Assurance, -L, Logistic, -P, Planning, -MR, Maintenance Records og -M, Maintenance). Vedlikeholdsprogram, arbeidsbeskrivelser m/resultatdokumentasjon og referansehåndbøker er eksempler på det operasjonelle nivå.

1.17.2.5 I tillegg til de ovenfor nevnte håndbøker har selskapet opplyst at de benytter seg av en rekke faste forutsigbare rutiner som virkemidler for å styre teknisk divisjon:

- Tekniske ledelsesmøter, gjennomført etter fast struktur: Kvalitet - drift - økonomi.
- Daglig "servicemøte" - telefonmøte mellom teknisk ledelse og linjestasjonene hver morgen (mandag - fredag) kl. 0800 med fokus på dagsaktuelle problemstillinger i driften.
- Månedlige informasjonsmøter (siste onsdag i hver måned kl. 1400 - 1500) for alle ansatte i Stavanger med fast agenda: Kvalitet - økonomi - drift - utvikling.
- Regelmessige informasjonsmøter for alle ansatte ved de andre basene.
- Regelmessig tilstedeværelse av teknisk ledelse på linjestasjonene - bevisst holdning og konsekvent gjennomføring.
- Godt utbygde og hyppig brukte informasjonssystemer.
- Et systematisk kompetanse-/opplæringssystem hvor kravene til opplæring er konsekvent gjennomført.
- Avviksrapportering/-behandling og systematisk oppfølging av besluttede korrigerende tiltak.
- Et system for pålitelighetsoppfølging (Maintenance Review Board) basert på kvartalsvise pålitelighetsrapporter for hver helikoptertype med deltagelse fra Luftfartsinspeksjonen (nå Luftfartstilsynet) og selskapets operative ledelse - en prosess som har ledet til en "uendelig" rekke forbedringstiltak - modifikasjoner, endringer i vedlikeholdsprogram, informasjon/opplæring, etc.

Teknisk divisjon har vektlagt overfor kommisjonen at de over flere år har drevet lederutvikling med deltagelse fra flere nivåer i organisasjonen. Videre har flyteknikere og fagarbeidere vært direkte involvert i omfattende kvalitetsforbedringsprosesser som har gitt svært gode resultater.

1.17.2.6 HSL har foretatt en grundig gjennomgang av det dokumenterte kvalitetssystemet ved teknisk divisjon. Utfyllende informasjon om dette finnes under kapittel 2.7

HSL foretok også i forbindelse med en ulykke i 1996 en lignende gjennomgang av det dokumenterte kvalitetssystemet ved teknisk divisjon. Dette er omtalt i HSL rapport nr. 2/98.

## 1.18 Andre opplysninger

### 1.18.1 Vedlikehold av flymateriell

#### 1.18.1.1 *Beskrivelse av vedlikeholdssystemet som benyttes hos HS*

Helikopteret ble vedlikeholdt basert på et vedlikeholdsunderlag utviklet av produsenten Eurocopter. HS har som bruker utviklet et eget vedlikeholdssystem som bygger på vedlikeholdsunderlaget foreskrevet av produsenten samt norske luftfartsbestemmelser og egne erfaringer. Dette blir nærmere beskrevet nedenfor.

Eurocopter beskriver helikopterets vedlikeholdsprogram i "Master Servicing Recommendations" (forkortet PRE av Eurocopter). De forskjellige vedlikeholdsoppgavene som skal utføres beskrives i "Eurocopter Maintenance Manual" (forkortet MET av Eurocopter). Eurocopter har også utviklet et system hvor arbeidsoppgavene i MET er presentert på arbeidskort med henvisninger til vedlagte figurer og tabeller. Disse beskrives som "Work Card" eller bare W.C. De forskjellige arbeidsoppgavene og -områdene beskrives med et tallsystem med utgangspunkt i standarden ATA 100 (Air Transport Association of America).

Selskapets vedlikeholdsprogram er beskrevet i "Maintenance Requirements Manual" (MRM). Denne boken er godkjent av LV. Som tidligere nevnt er dette programmet for en vesentlig del bygget på vedlikeholdsunderlaget fra Eurocopter. De forskjellige arbeidsoppgavene som beskrives av MRM er lagt inn i et dataverktøy "Maintenance Requirement System" (MRS). Dette dataverktøyet brukes ved oppfølging av vedlikeholdsoppgaver og status for helikopteret og tilhørende komponenter. Ved hjelp av dette dataverktøyet kan forskjellig informasjon og lister framskaffes. Noen av disse beskrives nedenfor:

- "Maintenance Requirement List" (MRL). Denne utgjør en del av MRM, og er en fortløpende oversikt over vedlikeholdsprogrammet som kan skrives ut i form av en dataliste. Denne listen inneholder ikke vedlikeholdsoppgaver som skal utføres daglig eller i intervaller under 40 flytimer
- "Requirement Status List". Denne listen gir oversikt over de forskjellige vedlikeholdsoppgavene med hensyn til intervall, tid for siste utførelse og til hvilken tid vedlikeholdsoppgaven skal gjøres neste gang. Alle vedlikeholdsoppgavene har et nummer som er fastsatt av HS (MRSno.)
- "Maintenance Requirements Information". Informasjon om den enkelte vedlikeholdsoppgave med hensyn til revisjoner og intervaller etc. Informasjonen benyttes særlig ved utarbeidelse av vedlikeholdsoppgaver. Det kan skrives ut en slik informasjonsside for hvert MRSno.
- Når en eller flere vedlikeholdsoppgaver skal utføres i henhold til "Requirement Status List" kan vedlikeholdsoppgavene skrives ut som en "Work Pack, Work Specification". Skjemaet som da framkommer inneholder en beskrivelse av arbeidet som skal utføres med referanser til vedlikeholdshåndbøker og rutiner

etc, og rubrikker for utfylling av vedlikeholdsdata og signatur. Etter at en eller flere "Work Pack, Work Specifications" er utført under ett samles disse bak en frontside som inneholder felles utfyllende opplysninger (Work Pack Front Page).

- "Print-out of Complains". Dette er en liste over tekniske feil og avvik som blir rapportert. Listen kan for eksempel sorteres etter områder og systemer (ATA), perioder eller helikopterindivider.

I følge selskapets "Procedures Manual, Technical Data" (PM-TD) kapittel 01-23, ligger ansvaret for det vedlikeholdsprogrammet som skal benyttes hos den respektive seksjonsingeniør. Selve utarbeidelsen av programmet skal utføres av en programingeniør. Som tidligere nevnt bygger dette programmet på PRE, men også "Airworthiness Directives" (AD-notes), "Service Bulletines" (SB), "Service Letters" (SL), "Bestemmelser for Sivil Luftfart" (BSL) og selskapets egne krav må tas hensyn til og eventuelt innarbeides i programmet. Fra PM-TD kapittel 01-23 kan følgende siteres med hensyn til forandringer i et godkjent program:

**"B Maintenance program variation and updating.**

Due to different reasons the several types of variations to the maintenance program may become necessary. For quality assurance purposes these variations can be grouped into minor and major variations:

**Minor variations of maintenance program**

- i. Changes of text description
- ii. Corrections of manual reference
- iii. Changes of maintenance requirements indexing (MR number)
- iv. Addition of new part numbers

**Major variations of maintenance program**

- v. Variations of maintenance intervals or limit tolerances
- vi. Changes of maintenance process
- vii. Significant changes of maintenance scope"

Videre siteres fra samme kapittel:

**"(2) Processing**

All initiation of maintenance program changes will be evaluated by a program engineer. The basis for the change and the effect if any shall be documented. A record of all maintenance program changes shall be kept for further reference.

**(3) Quality assurance**

For minor changes of the maintenance program no additional approval is required. Major changes of the maintenance program shall be reviewed and approved by the type section manager. A print-out off all changes to the maintenance program shall be printed and reviewed by the section manager every week. All

changes to workcards or forms in the MRM shall be approved by the type section manager."

Normalt gjennomgår helikopteret en "Daily Maintenance Check" (DMC) etter dagens siste flygning. På grunnlag av DMC føres en "Daily Maintenance Record" (DMR) som bekrefter helikopterets luftdyktighet. Eventuelle feil eller mangler som blir oppdaget under inspeksjon eller driften forøvrig, og hvilke tiltak som blir iverksatt, skal også føres i DMR.

1.18.1.2 *Forandringer av teksten som beordret inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboksen (MGB)*

NDT-inspeksjonen var en del av en inspeksjon som skulle gjennomføres i henhold til krav i PRE gitt av Eurocopter. Kapittel 05.20.00 omtaler inspeksjonen som "ENGINE-TO-MGB COUPLING - DETAILED CHECK" med referanse til MET CT 63.10.00.602 (se appendix A). Nedenfor beskrives hvordan inspeksjonen er beskrevet i selskapets MRM, og hvordan innholdet skiftet gjennom tid i takt med revisjoner av teksten:

Hos AS Mørefly ble den aktuelle inspeksjonen av hovedgearboksens inngående akseltapp og "Bendix shaft" ivaretatt ved to separate inspeksjoner. Disse inspeksjonene ble overtatt og godkjent som en del av vedlikeholdsprogrammet hos HS da LN-OPG ble overtatt. Relevante deler av teksten som omtaler de to inspeksjonene er gjengitt nedenfor.

"1T1-63-501"

"TASK ITEMS 4, PERFORM GENERAL CHECK OF ENG MGB COUPLING", med referanse til "W.C. (63.10.00.602) EXCEPT PARA 3.3 & 3.4".

Inspeksjonen var merket "ISSUE NUMBER: 001. DATE REVICED: 25.09.93"

og

"1T1-60-400"

TASK ITEMS 1, VERIFY ENG. MGB COUPLING USING NDT", med referanse til "W.C. (63.10.00.602) PARA 3.3 AND 3.4".

Inspeksjonen var merket "ISSUE NUMBER: 002. DATE REVICED: 25.04.94"

En tid senere ble vedlikeholdsunderlaget omarbeidet av HS. Den aktuelle inspeksjonen er beskrevet på en "332L1 MAINTENANCE REQUIREMENT LIST" datert 10. oktober 1995 på følgende måte:

"Perform removal/installation of Right Engine i.a.w. Main Task 72. Perform NDT of Right MGB input Sleeve i.a.w. MET 63.10.00.602, § 3.4. Record 23 000 RPM vibration level i DMR or WS....."



Alle punktene i inspeksjonen utenom § 3.4 ble på denne tiden ivaretatt av "Main Task 72" (se appendix C). Dette forklarer hvorfor omtalen av den generelle inspeksjonen av koblingen ikke er beskrevet i teksten. "Main Tasks" ble av selskapet utarbeidet for å samle all relevant informasjon om noen utvalgte større vedlikeholdsoppgaver på ett sted. Disse inneholder også referanser til MET eller andre håndbøker, har åpne felter for innfylling av måldata, og har rubrikker for signering av hver enkelt deloppgave. "Main Task 72" (en senere revisjon er omtalt som "Main Task 72-3") ble utarbeidet for å ivareta en utmontering av en motor, nødvendige inspeksjoner av "Bendix shaft" og gearboksens inngående akseltapper før montering, og selve monteringen av motoren.

I 1996 ble MRM overført til dataverktøyet MRS og den aktuelle inspeksjonen ble gitt et nummer (MRSno. 14887). En utskrift av revisjon nr. 01 av "Maintenance Requirements Information" beskriver inspeksjonen slik:

"(Perform removal/installation of Right Engine i.a.w. Main Task 72) Perform NDT of Right MGB input Sleeve i.a.w. MET 63.10.00.602, para. 3.4."

Som en del av MRS innførte selskapet systemet med "Work Specification/Work Pack" for beordring av vedlikeholdsoppgaver. Det ble da besluttet at det i størst mulig grad skulle benyttes henvisninger direkte til "Eurocopter Maintenance Manual" (MET). MRM ble tilpasset dette. Dette kom til uttrykk 14. september 1996 i revisjon nr. 03 av "Maintenance Requirements Information" gjeldende for MRSno. 14887. Som begrunnelse for revisjonen gis følgende opplysninger:

"Minor. Text added in WP 25"

Selve teksten fikk følgende utforming:

#### "REMOVAL OF RIGHT ENGINE

1. Remove Right Engine iaw MET 71.00.00.401

#### NDT OF RIGHT MGB INPUT SLEEVE

2. Perform NDT of Right MGB Input Sleeve iaw MET 63.10.00.602, para. 3.4. Dock. ref: MET 63.10.00.602

#### INSTALLATION OF RIGHT ENGINE

3. Install Right Engine iaw MET 71.00.00.401."

Ved denne revisjonen ble pålegget om å benytte "Main Task 72" tatt bort. Etter ulykken ble det klart at fjerningen av denne teksten medførte at viktige deler av inspeksjonen som før var dekket av "Main Task 72" ikke ble utført. Det som ble stående igjen var paragraf 3.4, og den omhandlet bare NDT-delen av inspeksjonen. En forandring i en beordringstekst hadde derfor utilsiktet ført til en forandring i vedlikeholdsprogrammet slik det var beskrevet i MRM.

Det bør i denne sammenheng nevnes at teksten for inspeksjonen av høyre og venstre inngående akseltapp ikke ble revidert samtidig. Således ble teksten for venstre side (revisjon nr. 03 av MRSno 14885) revidert 28. august 1996 på tilsvarende måte. Som begrunnelse for revisjonen ble følgende opplysninger gitt:

"Major. Maintenance description corrected. Text added in work pack.  
Tolerance changed from + - 10 to + 20"

Den uønskede konsekvensen av disse revisjonene ble ikke oppdaget i selskapet på tross av de beskrevne prosedyrene for revisjon og kvalitetssikring.

MRSno. 14887 ble ytterligere revidert to ganger før den ble benyttet ved utførelsen av inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB på LN-OPG i Brønnøysund. Teksten som beskriver inspeksjonen forble imidlertid uforandret.

#### 1.18.1.3 *En oversikt over noen aktuelle vedlikeholdsunderlag for bruk under inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboksen (MGB)*

For å vise kompleksiteten i det vedlikeholdsunderlaget som skal benyttes følger en oversikt over de dokumenter som må benyttes i forbindelse med inspeksjonen for å verifisere at "splined flange" er innenfor inspeksjonstoleransene satt av ECF.

Ut- og innmontering av motoren skal gjøres i henhold til MET 71.00.00.401. Denne gir følgende henvisninger:

- 6 henvisninger til "Maintenance Manual"
- 4 henvisninger til "Standard Practices Manual"
- 1 henvisning til "Flight Manual".

Inspeksjonen som gjøres etter at motoren er utmontert, skal gjøres i henhold til MET 63.10.00.602. Denne gir følgende henvisninger:

- 3 henvisninger til "Maintenance Manual"
- 4 henvisninger til "Standard Practices Manual"
- 2 henvisninger til "Repair Manual".

Den ene av disse henvisningene til "Repair Manual" gjelder MET 63.10.00.701 "Engine - MGB COUPLING Replacement of coupling shaft splined flange".

Denne gir følgende henvisninger:

- 1 henvisning til "Maintenance Manual"
- 1 henvisning til "Standard Practices Manual"
- 2 henvisninger til "Repair Manual".

Den ene av disse henvisningene til "Repair Manual" gjelder MET 63.10.00.726. som gir noen av slitasjebegrensningene på "splined flange".

Denne listen er ikke komplett fordi den er basert på vedlikeholdsunderlaget fra ECF. Som omtalt i punktene 1.6.6.6 og 1.18.1.1 har HS innarbeidet flere tillegg og forandringer i vedlikeholdssystemet. Av dette følger at det finnes ytterligere henvisninger i vedlikeholdsunderlaget.

#### 1.18.1.4 *Flyteknikere - opplæring i teknisk dokumentasjon*

Flyteknikere (ICAO Type II) innehar sertifikat utstedt av luftfartsmyndigheten. Dette sertifikatet gir i utgangspunktet rettigheter til å utstede luftdyktighetsattest/vedlikeholdsattest for komplette luftfartøy, eventuelt for komponenter. Sertifikatet er personlig og gir ikke uten videre rettigheter i et luftfartsforetak. Foretaket kan bestemme hvilke interne retningslinjer som skal følges før en tekniker får utøve rettighetene som dekkes av sertifikatet. I HS er det bl.a. bestemt at alle flyteknikere skal ha intern opplæring i "HS Quality Assurance system". Videre skal alle teknikere som gis rett til å attestere for luftdyktighet (Certifying staff) gjennomgå trening i "HS AS organisation and documentation system, Civil Aviation Act, relevant BSLs and JAR 145". Flyteknikere gjennomgår løpende "Continuation Training" for å sørge for at de er oppdatert når det gjelder vesentlige forandringer av vedlikeholds- og organisasjonsmessig karakter.

Vedlikeholdspersonell (som flyteknikerne er en del av) er ansvarlig for kvaliteten av sitt arbeide ved å utføre aktivitetene i henhold til en godkjent standard og til organisasjonens styrende dokumenter, Maintenance Operations Manual og Procedures Manuals. I tillegg kreves det at flyteknikere, når de er autorisert som Certifying staff:

"....thoroughly familiarise themselves with authority requirements (CAA-N, JAA, FAA and similar), Helikopter Servise AS Technical Quality System as documented in the company manuals (the Maintenance Operations Manual and the Procedures manuals), the technical data, methodes and techniques, applicable for their area of responsibility".

#### 1.18.1.5 *Vedlikeholdsorganisasjonen hos HS - noen observasjoner*

For å få bedre innsyn i vedlikeholdsorganisasjonen hos HS hadde representanter fra HSL flere samtaler med ansatte ved selskapets tekniske avdeling i perioden 16. - 23. juni i 1998. Temaer under samtalene var både av generell og prinsipiell karakter, men også konkrete vedlikeholdsoppgaver og detaljer i vedlikeholdssystemet ble gjennomgått. HSL hadde samtaler med de teknikerne som utførte de sentrale vedlikeholdsoppgavene på LN-OPG, representanter for mellomlederne og øverste tekniske ledelse ved selskapet. Samtalene dannet grunnlag for de beskrivelsene av vedlikeholdet på LN-OPG som er gjengitt i denne rapporten. Under samtalene kom det fram flere forhold som HSL mener kan ha hatt uheldig innvirkning på det vedlikeholdsarbeid som ble utført i selskapet.

Dette er punktvis beskrevet nedenfor:

- flere av de som HSL hadde samtaler med var lite kjent med innholdet i det dokumenterte kvalitetssystemet ved teknisk divisjon. De hadde til dels vansker med å finne og forklare egen stillingsbeskrivelse eller prosedyrer ved hjelp av bøkene
- oppkjøp av andre helikopterselskaper har tilført teknisk avdeling hos HS personell med lang erfaring på AS 332 Super Puma, men uten tilsvarende kunnskap om oppbyggingen av selskapets vedlikeholdssystem
- prosedyrene i selskapet hadde i perioden forut for ulykken gjennomgått vesentlige forandringer. Særlig kan nevnes økende bruk av elektronisk databehandling (EDB) og innføringen av systemet med "Work Pack"
- det var usikkerhet blant noen av flyteknikerne om relevante "Main Tasks" skulle benyttes ved gjennomføringen av vedlikeholdsoppgaver, eller om bruken av disse var valgfri. Dette gjaldt i de tilfeller hvor "Main Tasks" ikke var listet som et referansedokument, eller hvor bare deler av teksten var relevant
- vedlikeholdsunderlaget er omfattende og inneholder svært mange henvisninger og referanser. Dette fører til at selv mindre vedlikeholdsoppgaver krever tilgang på opplysninger fra mange kilder.

#### 1.18.1.6 *Demonstrasjon av inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboks (MGB) hos HS*

HSL mener at det vedlikeholdsarbeidet som ble foretatt i området ved "splined sleeve" forut for ulykken var særlig viktig. HSL fikk derfor anledning til å være med på en inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB hos HS i vedlikeholdshangaren på Sola. Under arbeidet ble "Main Task 72-3" benyttet. Høyre motor ble først løsnet og skjøvet fram for deretter å bli heist opp for å bedre tilgangen til "splined sleeve". "Splined sleeve" og "splined flange" ble merket med tusj for at de skulle få samme inngrep ved installering. Deretter gjennomførte en NDT-tekniker en "dye penetrant" inspeksjon av "splined sleeve".

Som omtalt i punkt 1.6.6.6 skal inspeksjonen utføres i henhold til WC 20.02.09.101. Dette er en meget generell prosedyre for inspeksjon når delen sitter montert på MGB, og den gir begrenset informasjon om valg av type penetrant. HS benyttet derfor spesifikasjonene gitt i overhalingshåndboken MRV 63.28.10.835 også ved inspeksjoner når delen sitter montert på MGB. Denne refererer til IGC 04.25.100, som er en generell fransk spesifisering (tilsvarende MIL/ASTM standard). IGC sier "Materials not included in this IGC but included in QPL may be used." Qualified Product List (QPL) er en liste over produkter som tillates benyttet listet ut fra krav til type metode og nivå. IGC benyttet en gammel revisjon av QPL og siden HS benyttet siste revisjon av QPL er det ikke samsvar mellom referansen og de produktene som ble benyttet. HS har valgt å benytte prosedyre TQ 1000 fra IGC både for monterte og utmonterte "splined sleeves". Prosedyren angir metode (A vannvaskbar), følsomhet (nivå III) og framkaller (Form a, pulver).

Følgende kjemikalier ble benyttet under demonstrasjonen (tilsvarende nivå E3):

- |                        |                               |
|------------------------|-------------------------------|
| - rensmiddel           | White sprite                  |
| - flouresent penetrant | ZL 66A produsert av Magnaflux |
| - penetrant remover    | S - 76                        |
| - developer            | ZP - 9E                       |

O-ringen ble ikke fjernet under inspeksjonen. Selve inspeksjonen ble foretatt med "Black light". NDT-teknikeren som utførte arbeidet, utførte også NDT-inspeksjonen på LN-OPG i Brønnøysund 22. august 1997. Han kunne bekrefte at den samme framgangsmåten ble benyttet da. Etter at de pålagte inspeksjonene var avsluttet ble motoren heist tilbake og skjøvet på plass. HSL ble da informert om at det var mulig å skade "splined sleeve" hvis den traff "splined flange" på en uheldig måte når motoren ble skjøvet tilbake på plass.

Representanter for selskapet har forklart at de med hell hadde benyttet Magnetic Particle Inspection (MPI) til å undersøke "splined sleeve" når disse var utmontert. MPI er imidlertid ikke egnet på den sylindriske enden av "splined sleeve" hvor det umagnetiske hardmetallskiktet er 100 µm tykt. Et magnetisk materiale er en forutsetning for å benytte MPI.

#### 1.18.2 Definisjon av en "cycle"

For å kunne forstå tidsperspektivet i sprekkutviklingen på "splined sleeve" og "splined flange" må det klarlegges hva som forårsaker linjer i sprekkflaten (beach marks) på delene. Under forutsetning at dette linjemønsteret framkommer som et resultat av operative belastninger under flyging (cycles), er det mulig å definere en "cycle" på to forskjellige måter. Disse to mulighetene gjengis nedenfor.

##### 1.18.2.1 *En avgang er en "cycle"*

Undersøkelsen hos DNV bygget på en teori om at høyt effektuttak fra motorene (høyt dreiemoment) som benyttes under avgang og landing ville være en slik signifikant hendelse som avsatte linjer i sprekkflaten (cycle). Antall "cycles" ville da bli sammenfallende med antallet avganger (landinger). Dette underbygges av opplysninger gitt i MET 05.99.00.P8 punkt 2.2 (Airworthiness limitations):

"One cycle is equal to:

- one landing whether or not the rotor is stopped
- one external load transport operation".

Loggen for LN-OPG viser at helikopteret foretok 105 (antall linjer funnet på "splined flange") avganger mellom 31. august og havaritidspunktet. Videre viser loggen at helikopteret den 31. august 1997 hadde fløyet 7 734 timer (62 flytimer før ulykken).

### 1.18.2.2 *En oppstart av rotoren er en "cycle"*

Eurocopter skriver i en kommentar i forbindelse med ulykken:

"it has been demonstrated through numerous fracture laboratory analyses that stop lines visible on a fracture are the result of full stress release of the load during a significant period of time."

Dette medfører at antall "cycles" må bli sammenfallende med antall oppstarter av rotoren. Da helikoptre normalt ikke stopper rotoren ved opphold på helikopterdekk i Nordsjøen medfører dette at antall "cycles" for en gitt periode blir vesentlig redusert. Loggen for LN-OPG viser at helikopteret foretok 105 (antall linjer funnet på "splined flange") oppstarter mellom 12. august 1997 og ulykkestidspunktet. En DMR viser at helikopteret 12. august 1997 hadde fløyet 7 592 timer (204 flytimer før ulykken).

### 1.18.3 Plasmasprøyting

#### 1.18.3.1 *Generelt*

På 1950-tallet kom det krav til materialer som skulle kunne tåle høye temperaturer, være termiske barrierer og være motstandsdyktige mot korrosjon og erosjon. Forskjellige typer oksider og karbider var egnet til dette, og for å påføre disse ble plasmasprøyting utviklet. Metoden er i dag godt innarbeidet og godkjent for mange applikasjoner i industrien. Det finnes flere varianter av plasmasprøyting, men følgende generelle beskrivelse kan gis:

Det aktuelle materialet som skal påføres er i pulverform og føres inn i en flammebue hvor det oppvarmes. Flammebuen dannes i ionisert gassatmosfære mellom en wolfram katode og en kobber anode. Gassen som benyttes er som oftest en blanding av Helium og Argon eller Hydrogen og Argon avhengig av ønsket beskyttelse og temperatur. Partiklene (pulveret) akselereres til en hastighet av mellom 300 og 600 m/s. Temperaturen i flammebuen ligger ofte omkring 15 000 °C. Partikkeltemperaturen varierer mellom 1 300 og 3 000 °C og de oppholder seg i flammebuen i meget kort tid, typisk 1 ms. Deretter føres partiklene med gassen til komponenten som skal belegges. Komponentene er kald og partikkelen avkjøles derfor meget raskt (kan være 10<sup>6</sup> °C/s). I denne prosessen er det viktig at partiklene skjermes mot oksygen for eksempel ved bruk av inertgass-skjerm.

#### 1.18.3.2 *Plasmasprøyting av wolframkarbider*

Wolframkarbider med kobolt som bindefase påføres komponenter for å øke slitasjemotstanden. Wolframkarbidpulveret framstilles på forskjellige måter (sintring og knusing / aglomorering og sintring) og leveres ofte i størrelsesklasser. Jo snevrere størrelsesfordeling, jo bedre blir resultatet.

Før sprøyting må komponenten rengjøres og overflaten må gis ønsket ruhet. Denne ruheten er avgjørende for å få god mekanisk binding mellom komponenten og belegget. Til dette kan flere metoder benyttes og det vanligste er blåsing med aluminiumsoksid eller stålgritt, eller "shot peening". Etter blåsing må komponenten rengjøres slik at blåsemiddelet ikke ligger igjen i overflaten.

Sprøyteparameterne er avgjørende for sluttresultatet. "Vinduet" for å oppnå optimale resultater er lite og avhenger blant annet av gassblanding, gassfløde, strømstyrke, bæregass, beskyttelsesgass, sprøyteavstand, sprøytehastighet, dyser, pulverkvalitet, forbehandling, temperatur og luftfuktighet i sprøytekabinettet. Disse sentrale parameterne påvirker beleggets tetthet, heftfasthet (kohesive og adhesive) og slitasjemotstand. Plasmasprøytet wolframkarbid gir strekkspenninger. Pålegging av belegg gjøres ved flere "pass" og man kan få sprekker mellom "passene" på grunn av krymping. Slike sprekker indikerer at temperaturen har vært for høy. Graden av bevarte uskadde karbider og graden av oksidering er mest avgjørende for slitasjebestandigheten. Porøsitet er mindre alvorlig.

Plasmasprøytete wolframkarbidbelegg gir strekkspenninger og er dermed ikke med å bedre utmattingstiden til emnet (grunnmaterialet til komponenten). Sprekker i elektrolytisk pålagt krom viser seg å kunne vokse ned i grunnmaterialet og dermed initiere utmattingssprekker. DNV har hatt prosjekt hvor den samme mekanismen eksisterer for plasmasprøytet wolframkarbid. Det er ikke avdekket at denne mekanismen har bidratt til sprekkvekst i dette tilfellet. Imidlertid er det klart at "shot peening" før sprøyting generelt gir en vesentlig gevinst i utmattingslevetid.

## **1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder**

### **1.19.1 Analyse av vibrasjonsdata fra HUMS samlet inn hos HS**

#### **1.19.1.1 *Innledning***

Med bakgrunn i ulykken med LN-OPG iverksatte HS en større undersøkelse av IHUMS informasjon fra hovedgearbokser fra 9 av selskapets AS 332L1 helikoptre. Registrerte vibrasjonsdata ble overført til GKN Westland Helicopters (GWHL) for analyse. Det ble bestemt at undersøkelsen skulle konsentreres om vibrasjoner fra "Left Hand and Right Hand High Speed Input and Torque Shafts". I tillegg til vibrasjonsdata ble også informasjon om helikopterbasen og vedlikehold overført. Dataene ble først statistisk undersøkt for å sortere ut instrumentfeil og andre åpenbare avvik. Dataene ble deretter undersøkt for å finne statistisk unormale parametre eller signifikante utviklingstrekk i parametrene. Hvis disse funnene ikke kunne gis en naturlig forklaring, ble de undersøkt videre. For å gjennomføre dette arbeidet benyttet GWHL egen programvare. Resultatet av undersøkelsen er gjengitt i GKN Westland Helicopters rapport "Research Paper RP 1035". Se forøvrig fig. 5 og 7 for utfyllende informasjon.

### 1.19.1.2 *Undersøkelsesresultater*

Resultatene fra undersøkelsen er hovedsakelig gjengitt i måleenheten g. De mest aktuelle måleparameterene er:

SIG_PP	Peak to Peak of signal average
SIG_SD	Standard Deviation of the signal average

Undersøkelsen viste at informasjon fra LN-OPG var typisk helt fram til hovedgearboksskiftet våren 1997 (installasjon av MGB nr. M170). På dette tidspunktet forandret vibrasjonsbildet seg betraktelig (se fig. 63). For å undersøke dette fenomenet nærmere ble 5 dataregistreringer fra DAPU kanal 6 (Right Torque Shaft - Aft End) foretatt før gearboksskiftet sammenlignet med 33 tilsvarende dataregistreringer foretatt etter skiftet. Dette kan illustreres ved å sammenligne tre registreringer foretatt under en flyging før skiftet (se fig. 64) med tre registreringer foretatt under en flyging 18. juni 1997 (se fig. 65). Fig. 65 viser også at vibrasjonsmønsteret forandret seg betydelig mellom de tre registreringene foretatt under samme flyging, et fenomen som ikke ble registrert på andre gearbokser. Fig. 66 viser frekvensspekteret fra DAPU kanal 6 plottet langs en akse. Plottene stammer fra LN-OPG fra før MGB ble skiftet, og representerer i følge GWHL et normalt forventet spektrum. Dominerende frekvenser er påvirket av antall tenner på hjulet som driver høyre "Accessorry Gear Box" (27), tannhjulet i bakkant av "torque shaft" (35) og det dobbelte av den samme frekvensen (70). Disse tallene kan også uttrykkes som eksempelvis 70. harmoniske av rotasjonsturtallet (8 000 RPM). Fig. 67 viser tre registreringer foretatt under en flyging 1. august 1997 (MGB nr. M170). Den betydelige variasjonen mellom de tre registreringene kommer klart fram. Videre er frekvensbildet helt forskjellig fra det som er vist på fig. 66. Frekvensen forårsaket av tannhjulet i framre ende av "torque shaft" (89) trer klart fram og er dominerende ved de to siste registreringene. Videre inneholder spekteret frekvenser som er 32, 34, 66, 68 og 74 ganger høyere en grunnfrekvensen forårsaket av akselens rotasjon. Disse frekvensene kan i følge GWHL ikke forklares på bakgrunn av rotasjonshastigheter på aksler, eller spores tilbake til antall tenner på tannhjul i gearboksen. De forandringene som fant sted på en og samme flyging ble verifisert ved å sammenligne informasjon registrert samtidig i flere kanaler. GWHL har omtalt resultatet av sammenligningene slik:

"As the change is apparent at several gearbox locations it could be suggested that the whole gear train is vibrating differently for certain periods. It could also be suggested that the vibration from one location is being transmitted around the gearboks and being sensed at many locations."



### 1.19.1.3 *Vurderinger foretatt av GKN Westland Helicopters*

Fra rapporten siteres følgende:

"Variability in the vibration signals is not unique to this type of transmission and is common on many aircraft types. However it is unusual to have frequency components dominating the vibration signals which are not obviously associated with the gears and shafts in the transmission."

og

"There is evidence that so called "ghost" frequencies introduced during the manufacturing process can be found in the vibration signals but this would not explain why the components should come and go unless they were particularly sensitive to operating condition."

og

"This said even if there was some form of complex vibration behaviour present then the potential consequences on the gearbox components may be benign and non-damaging. However in some circumstances it could cause wear or some form of component distress. Whether any damage occurs is dependent on whether the vibration behaviour causes relative motion between components and thus damage such as fretting or causes overloading of the components to cause fatigue damage."

### 1.19.1.4 *Konklusjoner fra GKN Westland Helicopters*

Fra konklusjonene i rapporten siteres:

"Although unusual characteristics have been identified on the last gearbox on LN-OPG when compared to other gearboxes on LN-OPG it has not been possible to categorically identify the source of the variability. Similarly as other main rotor gearboxes with 'odd' vibration frequencies have been found these phenomenon may be 'normal' characteristics of the Super Puma main rotor gearbox and may be non-damaging. However to explore this further and to draw general conclusions it is likely that extensive further work which should involve the aircraft design authority will be required."

og

"The potential for this vibration behaviour to cause component distress should be discussed with the design authority and only be confirmed after discussion with the design authority."

## 1.19.2 Undersøkelser av vibrasjonsmønster på hovedgearboks (MGB) M665 hos HS

### 1.19.2.1 *Innledning*

Undersøkelsen av høyre "input pinion" og "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG hos ECF (se punktene 1.16.7.2 og 1.16.7.3) førte til at det kunne reises spørsmål om hvorvidt slitasjen på delene kunne være medvirkende til ulykken. Denne muligheten ble ytterligere aktualisert av de opplysningene som framkom i forbindelse med undersøkelsen av MGB med serienr. M 136 (se punkt 1.6.7.2 underpunkt 4), og analysen av HUMS data foretatt av GKN Westland Helicopters (se punkt 1.19.1). HSL besluttet på bakgrunn av dette å delta i en undersøkelse for om mulig å kartlegge hvordan høyre "input pinion" og "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG virket inn på vibrasjonsmønsteret i en tilfeldig valgt gearboks. En gearboks, med serienr. M665 som skulle til HS for heloverhaling, ble valgt til undersøkelsen som foregikk i testbenken hos HS i mai 2000. For å kunne sammenligne ble også høyre "8 000 RPM wheel" fra gearboks M 136 testet. Ved testen ble følgende utstyr benyttet:

- Brüel & Kjær Tape Recorder type 7007
- Brüel & Kjær Accelerometers type 4391
- Brüel & Kjær Calibration Exciter type 4294
- Brüel & Kjær Multianalyzersystem PULSE type 3560 (dual channel FFT analyser).

Gearboksen ble under størstedelen av undersøkelsen utstyrt med et akselerometer ved hver av gearboksens inngående akseltapper. Gearboksen ble i løpet av undersøkelsen bygget om flere ganger, men i hovedsak ble to kjøringer gjennomført for hver gearbokskonfigurasjon. Disse to var som følger:

- Stabilt turtall tilsvarende 100% Nf og stabilt dreiemoment på 64% (2 x 300 Nm)
- Akselerasjon av turtall fra 0 - 23 000 omdreininger per minutt (Nf), en kort periode med stabilt turtall og deretter reduksjon til 0. Dreiemoment økende til 2 x 150 Nm nådd ved 5 000 omdreininger per minutt, og deretter stabilt. (Akselerasjonen var 50 omdreininger per minutt per sekund).

Turtallsinformasjon ble hentet fra en giver montert på utgående aksel for drift av halerotor. Turtallet ble deretter regnet om slik at undersøkelsesresultatene refereres til turtallet på "8 000 RPM wheel/torquemeter shaft". Driften av gearboksen skjedde ved hjelp av to aksler som i utførelse avviker noe fra "Bendix shaft" benyttet i helikoptre, men det ble benyttet en standard "splined flange".

### 1.19.2.2 *Undersøkelseresultater*

#### Test 1

MGB nr. M665 ble montert i testbenken og kjørt slik som den var ved mottagelse hos HS. Analyser av signalene viste at vibrasjonsbildet var som forventet både i form og signalstyrke. Det var videre ubetydelige variasjoner mellom signalene fra høyre og venstre side. Resultatet fra høyre akselerometer er vist på fig. 68.

#### Test 2

O-ringene på "splined sleeve" (MS9388-133) ble deretter fjernet og gearboksen ble kjørt på ny. Resultatet fra høyre akselerometer er vist på fig. 69 (de synlige horisontale linjene er feil ved opptakene). Ved å sammenligne fig. 68 og 69 er det ikke mulig å se forskjeller av betydning.

#### Test 3

Høyre "input pinion/8 000 RPM wheel" fra LN-OPG ble montert på høyre side i gearboksen. Delene ble montert med brukte, men uskadde lagre som var utmontert ved en tidligere gearboksoverhaling. O-ringen ble satt tilbake på "splined sleeve". Resultatet fra høyre akselerometer er vist på fig. 70. Sammenlignet med fig. 68 og 69 har vibrasjonsbildet forandret seg betydelig. Framtredende er en rekke topper mellom 30 og 40 "shaft order" (sett i forhold til turtallet på "8 000 RPM wheel"). Videre har signalstyrken økt betydelig fra topper på ca. 4 g ved test 1 til 122 g ved 33 "shaft order". Også vibrasjonsbildet for venstre akselerometer gjenspeiler noe av denne økningen med en topp på ca. 40 g ved 33 "shaft order". En "run up" fra 600 - 8 000 RPM er vist i fig. 71. Vertikale linjer representerer områder hvor vibrasjoner fører til egensvingninger (resonansfrekvenser).

#### Test 4

På ny ble O-ringene fjernet fra "splined sleeve" på begge sider. Vibrasjonsbildet forandret seg tilsvarende det som ble observert ved test 1 og 2.

#### Test 5

O-ringene ble montert tilbake på "splined sleeve" (repetisjon av test 3). Resultatene ble sammenfallende med resultatene fra test 3. Det ble gjennomført en rekke trinnvise og langsomme akselerasjonsprøver i denne konfigurasjonen.

#### Test 6

Delene fra LN-OPG ble flyttet over på gearboksens venstre side. De opprinnelige delene fra M665 ble montert inn igjen på høyre side. Det ble montert O-ringer på begge "splined sleeves". I denne konfigurasjonen ble det forsøkt med å montere akselerometre på forskjellige steder og i flere plan. Analyser av signalene viste at

det vibrasjonsbildet som var karakteristisk for LN-OPG hadde flyttet seg over til gearboksens venstre side.

#### Test 8

Gearboksen ble satt tilbake til opprinnelig stand, men høyre "8 000 RPM wheel" (serienr. M 624) fra gearboks nr. M 136 (se punkt 1.6.7.2) ble montert inn på venstre side. O-ringer var montert. Fig. 72 viser at det vibrasjonsbildet som oppstod i stor grad er sammenfallende med det som er vist på fig. 70.

#### Test 9

Gearboksen ble satt tilbake til opprinnelig stand og likheten i vibrasjonsbildet sammenlignet med test 1 bekreftet at testene kan repeteres med sammenfallende resultater.

I tillegg til registrering av vibrasjoner fra MGB under kjøring, ble det utført relativt enkle hammertester på MGB og komponenter for å kartlegge komponentenes resonansfrekvenser (egensvingninger). Dette indikerte at store deler av huset på gearboksen var dempende og "død" i området 3 000 Hz - 13 000 Hz. Likeledes lå resonansfrekvensene på "8 000 RPM wheel" og "input pinion" utenfor det aktuelle frekvensområdet. Hammertestene på "torquemetershaft" og "Bendix shaft" utelukker ikke at resonansfrekvensen på disse komponentene kan treffe vibrasjonsfrekvenser som kan oppstå i "input pinion / 8 000 RPM wheel"-kombinasjonen. Det knyttes imidlertid stor usikkerhet til hammertestene blant annet fordi komponentene ikke ble testet oppspent i gearboksen under belastning.

## 2 ANALYSE

### 2.1 Innledning til analysen

HSL har valgt å dele analysen inn i 10 hoveddeler:

- 2.2 En beskrivelse av selve ulykken slik HSL mener at den fant sted på bakgrunn av tilgjengelig informasjon
- 2.3 Analyser av 14 barrierer som kunne ha forhindret ulykken hvis de hadde vært tilstede eller fungert som tilsiktet
- 2.4 En analyse av mulige årsaker til feilen som oppstod i "splined sleeve"
- 2.5 En analyse av en mulig periode for feilutviklingen i "splined sleeve"
- 2.6 En sammenfatning av analysen av tekniske forhold i 2.2 - 2.5
- 2.7 En analyse av styrende dokumenter - dokumentert kvalitetssystem, prosedyrer og menneskene i prosessen
- 2.8 En analyse av Luftfartsverkets tilsyn
- 2.9 En analyse av vedlikehold gjennomført i selskapet
- 2.10 En analyse av HUMS
- 2.11 - 2.14 Analyser av andre relevante forhold for ulykken.

### 2.2 Analyse av hendelsesforløpet under flyturen 8. september 1997

2.2.1 Undersøkellesarbeidet som er foretatt i forbindelse med ulykken med LN-OPG har vist at helikopteret om morgenen 8. september hadde en mekanisk feil i akseloverføringen mellom høyre motor og hovedgearboksen. Denne feilen hadde utviklet og forverret seg over tid. Det var ingen uvanlige forhold ved den siste flygingen som utløste ulykken. Da PFC ble utført denne morgenen var det ikke mulig ved hjelp av den beskrevne inspeksjonen å registrere at noe var alvorlig galt med helikopteret.

2.2.2 HSL har ikke mottatt informasjon som tilsier at noe unormalt ble registrert under den første delen av flygingen. Informasjon hentet fra lufttrafikkjenesten og CVR indikerer derimot at flygingen var helt rutinemessig. HSL mener at både høyre "splined sleeve" og høyre "splined flange" var betydelig oppsprukket før flygingen ble påbegynt. På hvilket tidspunkt "lock washer" løsnet og begynte å flytte på seg er ikke mulig å si, men en slik forflytning avhenger av at "splined sleeve", og mulig

også "splined flange" hadde "åpnet seg". Merkene avsatt på "lock washer" (se fig. 28) viser at denne har skråstilt seg etappevis og at dette følgelig har pågått over tid. En gradvis oppsprekking av "splined sleeve" og "splined flange", og den påfølgende gradvise løsningen av "lock washer" har medført økende vibrasjoner i motor, "Bendix shaft" og MGB. Etter HSLs mening ble disse vibrasjonene registrert av CVR 7 min. før ulykken. Ca. et halvt minutt senere observerte besetningen et lys nede på "Sub panel 34", men lyset kom på i så kort tid at det ikke var full enighet mellom de to flygerne om hva som ble sett. Fartøysjefen virket imidlertid sikker på at han hadde sett "OVSP" lyset for høyre motor. Denne observasjonen kan forklares med at "Bendix shaft" på det tidspunktet vibrerte så mye at det påvirket motoren og "liaison tube" slik at "phonic wheel" i et øyeblikk kunne komme i kontakt med "speed sensors" og i neste øyeblikk kunne avstanden bli for stor. Dette kan i følge Turbomeca føre til at systemet registrerer et turtall som er lavere enn akselens rotasjonshastighet. Dette kan også underbygges av FDR data som viser at Nf 2 signalet irregulært fikk lavere verdier (se fig. 11). Hvis et turtall (Nf) på under 25% blir registrert lyser "OVSP" lyset, men det slukker med en gang turtallet går over 25% igjen.

- 2.2.3 Ved T - 5:11 min. uttalte Flystyrmannen seg på en måte som om han hadde sett to lys. Systemet for turtallregulering fungerer etter det samme prinsippet som for turtallsbegrensning (overspeed). Følgelig kan det påvirkes av den samme type vibrasjoner. Ved tap av signal fra en av tre signalgivere vil "GOV" lyset bli tent. Etter HSLs mening kan alle de observasjonene som besetningen gjorde på dette tidspunktet forklares med svakheter i systemet for turtallsregistrering.
- 2.2.4 Besetningen ga uttrykk for at dette var en uvanlig feilindikasjon. Samtalen som ble registrert på CVR indikerer at de tok opp og leste fra "Emergency Checklist" uten at de fant noe som passet for situasjonen. Det er derfor nærliggende å tro at besetningen inntil videre slo seg til ro med at dette var et problem i informasjonssystemet. Dette mener HSL var en naturlig reaksjon sett på bakgrunn av at instrumenteringen forøvrig høyst sannsynlig viste normale verdier og at falske varsler fra motorens turtallsystem hadde forekommet før. "OVSP" og "GOV" lyset var ikke plassert på det sentrale "Failure Warning" panelet. Dette vil etter kommisjonens mening instinktivt være med på å redusere alvorlighetsgraden av varslene.
- 2.2.5 Samtalen som ble registrert på CVR tyder på at besetningen fikk flere unormale indikasjoner ca. et minutt før ulykken. Dette kan ha vært unormale variasjoner i indikert Nf 2, mulig kombinert med "OVSP" og/eller "GOV" lys. Feil på en sensor ble nevnt som en mulig forklaring og det siste halve minuttet før akselbruddet ble antagelig brukt til å analysere situasjonen.
- 2.2.6 Med stor sannsynlighet løsnet deretter "lock washer" og "circlip" fra "splined sleeve" og la seg inn i "Bendix shaft". ECF har regnet ut at "lock washer" påvirket akselveggen på "Bendix shaft" med en statisk kraft på ca. ett tonn. Denne brå forandringen kan ha ført til at de harmoniske overtonene fra "Bendix shaft"

forsvant ca. 1,6 sek. før T (se fig. 12). Belastningen fra "lock washer" førte til at akselen kom helt ut av balanse og at akselveggen revnet etter kort tid grunnet statisk overbelastning. Dette ble registrert av CVR som et dunk i helikopteret (T). Grunnet vridningsmomentet på akselen revnet denne i et spiralmønster. Samtidig delte akselen seg nær MGB, og "spiralenden" av "Bendix shaft" fortsatte å rotere drevet av høyre motor. HSL er av den oppfatning at "spiralen" strakk seg ut og økte diameteren slik at det ble satt av rotasjonsmerker inne i "liaison tube" og på framsiden av belgene i MGB-enden av "Bendix shaft". Som følge av dette ble fragmenter av "Bendix shaft" revet av og "lock washer" og "circlip" påført skader. Seksjonen av "Bendix shaft" (spiralen) som fortsatt ble drevet av kraftturbinen var helt ute av balanse og overførte et vridningsmoment forårsaket av "bremseeffekt" grunnet kontakt med innerveggen av "liaison tube" og MGB-enden av "Bendix shaft". Disse belastningene førte til at akselen også ble delt i belgene i "motorenden". I det første sekundet etter det første akselbruddet mener HSL å kunne slå fast at motorens EECU registrerte at Nf 2 økte. En reaksjon på dette ville være at EECU reduserte drivstofftilførselen til motoren med påfølgende reduksjon av Ng 2. Dette kan bekreftes ved at FDR registrerte synkende Ng 2 i en kort periode. HSL mener at høyre EECU deretter mistet Nf informasjon. Dette satte systemet for regulering og kontroll av motorturtallet ut av drift. På grunn av innebygget logikk tilførte EECU mer drivstoff for å oppnå 104% Ng. Kraftturbinen, som var helt uten belastning, økte deretter turtallet til ca. 175% Nf. Ved dette turtallet ble den revet i stykker av sentrifugalkrefter og fragmenter ble med stor kraft slynget ut fra kraftturbinens rotasjonsplan.

2.2.7 Den eksplosjonsartede hendelsen ved begge trinn av kraftturbinen i høyre motor kuttet motoren i to deler, og påførte helikopteret en rekke skader i turbinenes rotasjonsplan. Som et resultat ble motordekslene, brannskottet mellom motorene og kabintaket kuttet opp. Fragmenter som gikk gjennom kabintaket kuttet to av kontrollstagene til hovedrotoren og kontrollstaket til halerotoren. Venstre motor ble truffet med den følge at også denne kraftturbinen kom ut av balanse og forlot motoren, hovedsakelig som en enhet, oppover og svakt til høyre (sett bakfra). Denne sekvensen, fra det tidspunkt hvor høyre motor desintegreerte til kraftturbinen på venstre motor forsvant, pågikk i perioden T + 1,7 sek. til T + 2,3 sek. og ble registrert av CVR som en intens lyd. HSL har ikke funnet noe som tyder på at passasjerer ble skadet av fragmenter fra motorene som trengte inn i passasjerkabinen.

2.2.8 Etter dette var helikopteret ikke kontrollerbart og uten motorkraft. På bakgrunn av tilgjengelig informasjon mener HSL at helikopteret øyeblikkelig kom ut av kontroll. Det har ikke vært mulig å si noe sikkert om helikopterets fall mot havet da tilgjengelig informasjonen om denne fasen er svært begrenset. To forhold registrert av FDR i denne perioden trenger imidlertid en forklaring. Det ene er at turtallet på hovedrotoren i perioden fra T + 9 sek. og fram til registreringen ble brutt, økte fra 26% til 95%. Registreringen underbygges av at gearboksens oljetrykk økte tilsvarende. HSL mener at dette bare kan forklares med at hovedrotoren i en periode har autorotert. Det andre forholdet er at helikopteret synes å ha mistet bare

40 ft høyde i løpet av de første 11,6 sekundene etter at det kom ut av kontroll. Denne registreringen kan ikke underbygges av annen informasjon, og skader eller feil ved helikopterets høydemålersystem eller feilregistrering i FDR kan ikke utelukkes. Hvis registreringen er riktig kan dette bare forklares ved at helikopterets bevegelsesenergi, eventuelt i kombinasjon med hovedrotorens bevegelsesenergi, i denne perioden ble omsatt til løft via hovedrotoren.

- 2.2.9 Undersøkelser av vrakdeler viser etter HSLs mening at hovedrotoren med gearboks, "Bendix shafts", "liaison tubes", avgassrør, diverse "cowlings" og deler av motorenes "module no. 5" ble revet opp og bakover, og forlot helikopteret før det nådde havoverflaten. Denne konklusjonen bygger på det generelle skademønsteret, og på det forhold at hovedgearboksens framre "suspension bar" ikke hadde brannskade over bruddstedet. Brannskadene på den nederste delen av "suspension bar" kan forklares ved at denne etter bruddet ble stående igjen bak venstre gassgenerator-seksjon som fortsatt gikk, og som derfor påførte varmeskader på området bak. Opplysninger fra FDR og skademønsteret på gassgenerator-seksjonen underbygger teorien om at denne roterte med høyt turtall helt til helikopteret traff havoverflaten.
- 2.2.10 To av hovedrotorbladene har løsnet fra rotorhodet på en tilsynelatende uforklarlig måte. Det er imidlertid i ettertid klart at dette var en sekundær skade, og ikke en utløsende årsak til ulykken. ECF har opplyst at to lignende bladseparasjoner har skjedd før i forbindelse med sammenstøt mot bakken under havarier. Dette ble forklart med at rotorbladene ble utsatt for en sjokkbelastning samtidig med sentrifugalkrefter. Denne teorien må bety at sjokkbelastningen åpnet "blade sleeve" nok til at bladet kunne separere uten vesentlig skade på gjengene. Deretter gikk "blade sleeve" tilbake til en form som var svært nær den spesifiserte. Basert på dette er det grunn til å anta at rotoren hadde et betydelig turtall da bladene løsnet og at sjokkbelastningen kom da MGB og rotoren ble revet av helikopteret, eller da hovedrotoren traff havflaten.
- 2.2.11 Helikopteret har etter HSLs mening falt nær vertikalt etter oppbrytingen i luften. Anslaget mot havoverflaten påførte helikopteret så store skader at det sank etter svært kort tid. Dette kan forklare hvorfor alle deler ble funnet på et relativt begrenset område på havbunnen.

## 2.3 Årsaksfaktorer med betydning for hendelsesforløpet

### 2.3.1 Innledning

Sprekkene som oppstod i kraftoverføringen mellom høyre motor og hovedgearboksen på LN-OPG har mye til felles med tilfellene nevnt i kapittel 1.6.7.2. Det som imidlertid skiller denne ulykken fra alle de andre tilfellene er at "lock washer" løsnet og kom inn i "Bendix shaft". Den direkte utløsende årsak til ulykken kan derfor isolert sett knyttes til "lock washer". "Lock washer" løsnet imidlertid som en direkte konsekvens av at "splined sleeve" og deretter "splined



flange" begynte å sprekke. HSL har derfor lagt betydelige ressurser i å forsøke å kartlegge hvorfor "splined sleeve" begynte å sprekke. Foruten å sette søkelyset på "splined sleeve" har HSL gjennom denne havariundersøkelsen avdekket en lang rekke kompliserte og sammensatte forhold som har vært helt avgjørende i forbindelse med ulykken. Ulykken kunne ha vært forhindre hvis bare ett av disse hadde blitt tatt hånd om på en annen måte. Et illustrerende bilde på dette er dominoeffekten hvis hver av disse forholdene representeres av dominobrikker. HSL mener at listen nedenfor kronologisk inneholder de enkelte forholdene som med stor sannsynlighet ledet til ulykken, eller representerer sikkerhetsbarrierer som ikke virket som tiltenkt:

- a) utforming av aksel forbindelsen mellom motor og MGB
- b) ingen sertifiseringskrav til totalt uavhengige systemer for turtallsregulering og "overspeed protection"
- c) den aktuelle svikten i systemene for turtallsregulering og "overspeed protection" ble ikke avdekket og tatt hånd om på bakgrunn av risikoanalyser av motoren eller motorinstallasjonen
- d) en total vedlikeholdsløsning som i sum hadde flere svakheter
- e) i flere dager før ulykken registrerte og lagret HUMS-informasjon som viste at noe unormalt var i ferd med å skje i aksel forbindelsen mellom høyre motor og hovedgearboksen, uten at dette ble kjent
- f) HUMS-akselerometeret med "alarmfunksjon" som overvåket problemområdet var ute av drift
- g) besetningen hadde ingen forutsetninger til å forstå alvorlighetsgraden av et "OVSP" lys som kom på ved uregelmessige intervaller
- h) "lock washer" og "circlip" på høyre side løsnet og la seg inn i "Bendix shaft"
- i) høyre "Bendix shaft" røk ikke på de tilsiktede stedene (belgene), "Fail safe bearings" fikk ingen funksjon og dette førte til sterke vibrasjoner
- j) vibrasjonene i "Bendix shaft" førte til at EECU for høyre motor mistet signalene for turtallsregulering av kraftturbinen (Nf)
- k) EECU er slik oppbygget at den øker drivstofftilførselen tilsvarende 104% Ng ved tap av Nf informasjon
- l) systemet for "overspeed protection" på høyre motor ble satt ut av funksjon
- m) motorens turbiner var ikke utstyrt med beskyttelse som kunne motstå en "turbinexplosjon"
- n) vitale kontrollorganer gikk nær motorene og tre av disse ble kuttet av splinter fra høyre motor.

Disse forholdene er nærmere analysert i punktene 2.3.2 - 2.3.15.

### 2.3.2 Utforming av aksel forbindelsen mellom motor og hovedgearboks (MGB)

- 2.3.2.1 HSL har ikke gått inn på helikopterprodusentens valg av løsninger for kraftoverføring mellom motor og MGB. I følge opplysninger fra ECF stod de i hovedsak overfor to aktuelle løsninger. Den ene var å geare ned kraftturbinens høye turtall i direkte tilknytning til motoren, og dermed få et lavere turtall på akselen. Dette førte imidlertid til en økning av dreiemomentet som overføres, og dermed krav om økede dimensjoner på aksel forbindelsen. Ved løsningen som ble valgt på AS 332 foregår all nedgearingen i MGB, men akselen blir mere sårbar for ubalanse og vibrasjoner på grunn av det høye turtallet som benyttes. I den sammenheng er det uheldig at "Bendix shaft" er åpen i begge ender slik at fremmedlegemer eller forurensninger kan komme inn i akselen. Både tilfellet i USA (se punkt 1.6.7.2 underpunkt 3) og denne ulykken har vist at "lock washer" kan løsne. På LN-OPG førte det til at både "Bendix shaft", systemet for motorens turtallsregulering og systemet for "overspeed protection" feilet. En slik løsning har, som i dette tilfellet, vist seg å føre til en fatal ulykke.
- 2.3.2.2 En gjennomgang av tilgjengelig informasjon viser at den løsningen som ble valgt med henyn til aksel forbindelsen på AS 332 i en lengere periode har skapt problemer. Representanter fra ECF har imidlertid opplyst at rapportering av hendelser som involverte aksel forbindelsen opphørte i 1988, og at dette skyldtes en rekke forbedringer som ble gjennomført i perioden. Ulykken med LN-OPG, hendelsen med helikopteret i den svenske hæren, det rapporterte tilfellet av løs "lock washer" i USA og oppsprekningen av "splined sleeve" i Japan har vist at problemene med konstruksjonen ikke er endelig løst.
- 2.3.3 Sertifiseringskrav til systemer for turtallsregulering og "overspeed protection"
- 2.3.3.1 Så langt HSL erfarer var det på den tiden AS 332L1 ble sertifisert ikke satt spesifikke sertifiseringskrav til hverken turtallsregulering eller "overspeed protection" for motoren. Sertifiseringskravene for motorinstallasjonen og selve motoren bruker uttrykket "reasonable assurance that those engine operating limitations that..... will not be exceeded in service" (se punkt 1.6.5.2). HSL mener denne formuleringen gir store muligheter for bruk av skjønn. Ulykken har vist at turbinturtall i størrelsesordenen 180% må forhindres. Den har også vist at turtallet ikke ble begrenset under dette kritisk nivået fordi systemene for turtallsregulering og "overspeed protection" ikke var totalt uavhengige (redundant), men derimot hadde en felles mekanisme som sviktet (metoden for turtallsregistrering). HSL mener at hvis ikke beskyttelse mot "overspeed" kan sikres på annen måte bør det stilles sertifiseringskrav til to helt uavhengige systemer for å kontrollere og begrense turtallet på friturbiner i helikoptre.
- 2.3.4 Risikoanalyse (safety analysis) av motoren og motorinstallasjonen
- 2.3.4.1 Som nevnt i kapittelet ovenfor var sertifiseringskravene lite spesifikke og kunne i stor grad tolkes. Således ble kravene i FAR 29.903 (f) i følge ECF etterkommet ved påstanden; "The engine is stopped automatically if the free turbine rpm exceed

120%". Denne ordlyden ble godkjent av DGAC, og det kan synes som om kravene til motorinstallasjonen i 1985 ble oppfylt med dette.

2.3.4.2 HSL vil imidlertid peke på flere uheldige forhold ved den løsningen som ble benyttet. Systemene for turtallsregulering og "overspeed protection" på Makila-motorene benytter samme metode (pick-up som registrerer flux-variasjoner) for turtallsregistrering. Turtallsregistrering for begge systemene gjøres på samme sted (bak kraftturbinen), og vibrasjoner i akselen eller turbinen påvirker begge systemer. Faren for at uønskede vibrasjoner kan oppstå i dette området må ha vært kjent allerede på den tiden helikopteret ble konstruert. Dette underbygges av at "Bendix shaft" har fått to svake partier (i belgene) som skal feile ved overbelastninger, og "Fail safe bearings" som skal begrense vibrasjonene i slike situasjoner. Svakheten i systemet for turtallsregistrering ble demonstrert i januar 1984 med LN-OMF da lager nr. 5 i motoren brøt sammen, og i oktober 1985 med LN-OMG da "splined sleeve" feilet (se punktene 1.6.9.2 og 1.6.7.2). Etter ulykken med LN-OPG ble svakheten på ny demonstrert hos den svenske hæren i 1998 og i Japan i 1999. Alvorlighetsgraden ved denne svakheten blir forsterket av det forhold at EECU øker drivstoff-tilførselen til motoren slik at denne skal nå 104% Ng hvis nødvendig. Disse tilfellene viser at det er en reell risiko for svikt i systemet for turtallsregistrering, og at det i kombinasjon med et brudd i "Bendix shaft" kan føre til "overspeed".

2.3.4.3 Det er grunn til å mene at konsekvensene ved tap av turtallskontroll på kraftturbinen var kjent da AS 332L1 ble utviklet. I følge opplysninger fra Turbomeca har kraftturbinen et kritisk turtall på 180%. Turtall nær dette medfører fare for ødeleggelse av motor og helikopter og er en direkte trussel mot de ombordværende. En mulig svikt i motorens reguleringsystem og "overspeed protection" i kombinasjon med et akselbrudd må derfor vurderes som en kritisk situasjon og systemene må vurderes som kritiske. Det har innen flyindustrien vært tilstrebet å konstruere kritiske systemer i et luftfartøy slik at de har blitt doble eller triple. I tillegg har det vært tilstrebet at parallelle systemer arbeider etter forskjellige prinsipper, og at de har minst mulig felles med hensyn til komponenter og plassering. Denne tankegangen synes ikke å ha hatt fullt gjennomslag ved utformingen av den aktuelle motorinnstallasjonen. HSL ser at en helhetlig risikoanalyse av de omtalte forholdene ligger i grensesnittet mellom ansvarsområdene til ECF og Turbomeca. Det er grunn til å tro at det kan ha hatt innvirkning på de beslutninger som ble tatt.

2.3.4.4 HSL har ikke detaljert kjennskap til de risikoanalyser og vurderinger som ligger til grunn for utviklingen av helikopteret, motoren og den påfølgende sertifiseringen. Det er imidlertid grunn til å se tilbake på de analyser som ble foretatt i relasjon til kravet i FAR 33.75 gjeldende for motoren:

"It must be shown by analysis that any probable malfunction or any probable single or multiple failure, or any probable improper operation of the engine will not cause engine to-

(a) ----

(b) Burst (penetrate its case)"

Ulykken har vist at en enkelt hendelse (single failure), nemlig at "lock washer" løsnet og kom inn i "Bendix shaft" gjorde at akselen feilet (la grunnlaget for en mulig overspeed) og satte begge systemene som kan begrense motorens turtall ut av spill. Det er grunn til å sette spørsmål ved hvorfor denne alvorlige problemstillingen ikke ble påvist og tatt hånd om hverken under konstruksjonsfasen eller driftsfasen av helikoptertypen. Med kunnskap om hendelsesforløpet som ledet fram til ulykken, synes det klart at moderne prinsipper for risikoanalyser, hvis de hadde blitt benyttet, burde ha avdekket farene ved aksel forbindelsen og satt dette i sammenheng med svakheter i systemene for turtallsregulering og turtallsbegrensning.

### 2.3.5 Vedlikehold

HSL har avdekket flere svakheter i det totale vedlikeholdskonsept som ble benyttet på LN-OPG. Følgende forhold nevnes:

- "splined sleeve" og "splined flange" ble vedlikeholdt etter vedlikeholdsprosessen "on condition" og ble følgelig ikke vedlikeholdt i henhold til gangtid. Videre manglet de individnummerering. Samlet bidro dette til at ECF og HS vanskelig kunne ha oversikt over delenes levetid, og at delene fikk liten oppmerksomhet
- nye "splined sleeves" ble ikke gjenstand for sluttkontroll hos ECF før de ble montert på MGB
- vedlikeholdsunderlaget MET 63.10.00.602 pålegger ikke inspeksjon for slitasje eller annen skade av "splines" hverken på "splined sleeve" eller "splined flange". Særlig med tanke på at hardmetallbelegget på "splined sleeve" bare er 25 µm tykt, må fravær av slike inspeksjonskrav betegnes som en svakhet.
- den foreskrevne NDT-metoden setter store krav til NDT-operatøren. Undersøkelsen har vist at det kan være vanskelig å avdekke små sprekker i hardmetallbelegget på "splined sleeve". Dette er omtalt under punkt 2.9.3.

- mangler i vedlikeholdsunderlaget førte til at følgende inspeksjoner ikke ble utført, eller at det ikke kan dokumenteres at følgende har blitt utført i forbindelse med inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB 22. august 1997 (se appendix A):
  - 3.1 Verification of tie-rod
  - 3.2 Visual check for fretting on diameter "B"
  - 3.4.2 Check of clearance
  - 3.4.2.2 Installation of seal
  - 4.1 Inspection of splined flange and check for wear on bore "C"
  - 5 Sleeve concentricity check

Selv om MET 71.00.00.401 punkt 5 inneholder et generelt krav om "check cleanliness" til "splined flange" er status til "splined flange" på dette tidspunktet ikke verifisert. Unormal slitasje på "splines" på "splined flange" kan følgelig ikke utelukkes. Høy slitasje i dette området kan ha vært til stede ved inspeksjonen. En slik mulig høy slitasje er et forhold som i følge ECF kan være bidragende til at "splined sleeve" påføres belastninger som gir utmatting.

- O-ring (MS9388-133) manglet på høyre akseltapp ved skifte av "Bendix shaft" 16 juli 1997. Det er sannsynlig at denne har manglet siden siste "G-sjekk". Forsøk har vist at O-ringen har en dempende effekt på bevegelser mellom "splined sleeve" og "splined flange". HSL mener derfor at mangelen kan ha påskyndet nedbrytingsprosessen av koblingen.

Hvilke årsaksfaktorer som kan ha hatt direkte innflytelse på oppsprekkingen av "splined sleeve" kan ikke fastslås med sikkerhet. Følgelig er det ikke mulig å knytte et enkelt forhold direkte til hendelsesforløpet. HSL mener imidlertid at de nevnte svakhetene ved vedlikeholdet i sum kan utgjøre en så betydelig faktor at det ikke kan utelukkes at de har vært bidragende til ulykken.

Noen av disse punktene blir forøvrig nærmere omtalt under punkt 2.9.

### 2.3.6 IHUMS registrerte en mulig feil i området flere dager før ulykken

- #### 2.3.6.1
- Både akselerometeret for kraftturbinen og "epicyclic bearing" i gearboksen registrerte og lagret informasjon om et økende vibrasjonsnivå i "Bendix shaft-området" i flere dager før ulykken. Informasjonen om øket vibrasjonsnivå i kraftturbinen lå lagret i en database og var tilgjengelig, men ikke kjent på tidspunktet for ulykken. Etter HSLs bedømmelse ville den markerte økningen i vibrasjonsnivå som ble registrert mellom 2. og 3. september (se fig. 60) sannsynligvis ha ført til reaksjoner hvis den hadde blitt kjent. Det mest sentrale akselerometeret (høyre inngående akseltapp) var ute av drift. Det paradoksale i situasjonen er derfor at IHUMS registrerte den markerte utviklingen forut for ulykken på tross av at det mest sentrale akselerometeret var ute av drift, men at den registrerte informasjonen ikke kom til nytte. Denne markerte utviklingen kunne ha

blitt avdekket hvis alle data hadde blitt analysert manuelt. HSL er imidlertid innforstått med at HUMS fra selskapets helikoptre totalt samler inn mye informasjon, og at det ikke var intensjonene ved systemet at denne datamengden skulle analyseres manuelt.

2.3.6.2 HSL mener at kurven som viser vibrasjonsnivået i perioden mellom 2. og 3. september stiger så markert at et utviklet system for automatisk trendovervåking kunne ha oppdaget at noe var galt i området. HUMS, slik det var installert i LN-OPG, hadde ingen trendovervåking. Videre var det ikke satt grenseverdier for vibrasjonsnivået på kraftturbinen. Dette viser at det var et betydelig utviklingspotensiale i systemet som ikke var utnyttet. HSL mener at det hadde vært store sjanser for at de innsamlede dataene fra kraftturbinen hadde ført til iverksettelse av undersøkelser forut for ulykken basert på følgende forutsetninger:

- et fullt utviklet system med grenseverdier på alle akselerometerne
- trendovervåking av relevante vibrasjonsdata
- en daglig gjennomgang av alle "HUMS log reports", og oppfølging av overskridelser på alle satte grenseverdier

HSL mener derfor at ressurser bør settes inn på å videreutvikle behandlingen og analysen av signalene i selve systemet, særlig med tanke på trendovervåking og grenseverdi-setting.

## 2.3.7 IHUMS akselerometer ute av drift

2.3.7.1 Akselerometeret ved høyre inngående akseltapp på MGB var ute av drift og hadde vært det i en periode på over to måneder før ulykken. Dette akselerometeret hadde en grenseverdi satt til 4 g. Akselerometeret som satt i motorenden, og dermed lengre fra vibrasjonskilden, registrerte verdier på ca. 7 g. Selv om en skal være forsiktig med å trekke direkte konklusjoner finner HSL grunn til å mene at akselerometeret ved akseltappen kunne ha registrert og varslet den aktuelle feilutviklingen i tide til at ulykken kunne ha vært avverget. HSL vil imidlertid generelt understreke at HUMS er et system som ikke gir absolutte svar og at god bakgrunnskunnskap og erfaring er nødvendig for å tolke informasjon fra systemet. I ettertid ser en at på tross av at selskapet hevder å ha satt inn store ressurser på HUMS viste det seg at det ikke var utarbeidet rutiner for eksempelvis utbedring av feil ved akselerometre. HUMS er ytterligere omtalt i punkt 2.10.

## 2.3.8 "OVSP" lysets mulige påvirkning av hendelsesforløpet

2.3.8.1 HSL mener at "OVSP" lyset fra fabrikantens side var tiltenkt en rent informativ funksjon, og følgelig skulle tenning av lyset ikke føre til noen umiddelbar reaksjon fra besetningens side. Dette reflekteres i den måten lyset er omtalt på i håndbøker og undervisningsmateriell, og ved at lyset ikke er plassert på "Failure Warning" panelet. På en nyere modell, AS 332L2, er "OVSP" lyset flyttet opp på selve

instrumentpanelet. Denne plasseringen er mere sentral og gir besetningen bedre muligheter til å oppdage lyset.

- 2.3.8.2 Lyset er lite og oransje, og står rett over "GOV" lyset (se fig. 4). HSL finner det naturlig at korte lysglimt fra dette lyset kan være vanskelig å lokalisere eksakt. Medvirkende til dette er at lyset sitter lite sentralt og fordi det kan forveksles med "GOV" lyset. Dette kan være en forklaring på hvorfor det ikke var full enighet i besetningen om hva som ble observert. Det er grunn til å anta at besetningen kjente til at "OVSP" og "GOV" lysene hadde gitt feilindikasjoner ved tidligere anledninger. HSL finner det derfor naturlig at et glimtvis "OVSP" lys ikke førte til umiddelbare reaksjoner. Videre ville "OVSP" lyset ved en virkelig "overspeed" situasjon starte å blinke samtidig med at det ville komme en rekke andre indikasjoner. Dette var ikke tilfellet denne gangen. HSL mener derfor at besetningen først under ett minutt før ulykken inntraff ble klar over at de kunne ha et problem, og at de ikke ble klar over alvorlighetsgraden før ulykken var et faktum.
- 2.3.8.3 Hvis besetningen hadde blitt klar over alvorlighetsgraden i situasjonen, kunne høyre motoren blitt stoppet, og ulykken avverget, helt fram til "Bendix shaft" røk. For at dette skulle kunne ha skjedd måtte besetningen hatt tilstrekkelig bakgrunnskunnskap og fått entydige indikasjoner. HSL mener at en helikopterbesetning ikke kan forventes å ha slik inngående forståelse av reguleringssystemer at de kan lese informasjon "mellom linjene". Videre inneholdt helikopterets "Approved Flight Manual" med tilhørende sjekklister og fabrikantens opplæringsmateriell ingen informasjon som var rettleidende i situasjonen. Denne aktuelle situasjonen har ikke vært forutsatt og følgelig har ikke besetningen trent på den. På bakgrunn av de opplysninger som kom fram ved avspilling av CVR fra LN-OPG, påla Turbomeca øyeblikkelig alle operatørene av Makila motorer (Fax Alerte) å stoppe den angjeldende motor hvis "OVSP light" kom på under flyging. Dette pålegget vil etter HSLs mening i betydelig grad redusere mulighetene for at en lignende situasjon kan oppstå. Forøvrig bør målet være å trene på situasjoner som involverer "OVSP" og "GOV" lysene slik at disse forstås og kan håndteres på en sikker måte.
- 2.3.8.4 Ett av utgangspunktene for at en besetning skal kunne gis relevant trening for å takle en situasjon, er at helikopterprodusenten er kjent med at situasjonen kan oppstå og at nødvendig informasjon omkring denne formidles til selskapet. Det er til en viss grad forståelig at den aktuelle feilfunksjonen ikke ble forutsatt under utviklingen av motoren. Dette avhenger mye av i hvilken grad helikopter- og motorprodusenten systematisk analyserte hvilke feil som kunne oppstå i et system. HSL stiller seg imidlertid kritisk til at de driftserfaringer som har kommet fram, (eksempelvis de rapporterte tilfellene hos HS i januar 1984 og oktober 1985) så langt HSL kjenner til, ikke førte til forandringer i motorens kontroll- og indikasjonssystem, prosedyrer eller informasjon til operatørene. For å øke forståelsen for dette systemet mener HSL at ECF bør informere alle operatører av den aktuelle helikoptertypen om at begge "speed sensors" må være i funksjon for at motoren skal stoppe automatisk ved "overspeed". Produsenten bør videre

underrette om den innvirkning vibrasjoner i motorene og "Bendix shaft" kan ha for systemet som registrerer kraftturbinens turtall. HSL mener også at ECF bør vurdere om "OVSP" lyset bør flyttes til et mere synlig sted, og om det bør gis en annen status enn en rent informativ.

### 2.3.9 Løs "lock washer" og "circlip"

ECF har regnet ut at "lock washer", hvis den løsner og kommer inn i "Bendix shaft" ved normalt turtall, vil påvirke akselveggen med en statisk kraft på ca. ett tonn. Dette er vurdert til å være langt over det akselveggen tåler, slik at den øyeblikkelig vil ryke. "Circlip" veier langt mindre, men vil også bidra til belastninger og vibrasjoner hvis den løsner og kommer inn i "Bendix shaft". HSL er av den oppfatning at flere av de rapporterte hendelsene med sprekker i "splined sleeve" kunne ha endt som en ulykke hvis "lock washer" hadde løsnet og kommet inn i "Bendix shaft" (se fig. 6). Det er derfor viktig å konstruere aksel forbindelsen slik at dette ikke kan skje. En av svakhetene ved den aktuelle konstruksjonen er at "lock washer" kan løsne hvis "splined sleeve" sprekker slik at den åpner seg i den framre enden. Dette blir forverret hvis også "splined flange" sprekker og på den måten gir rom for ytterligere åpning av "splined sleeve". Den metoden som benyttes til innfesting av "lock washer" på AS 332L2 er vesentlig forandret i forhold til AS 332L1, slik at "lock washer" ikke nødvendigvis løsner selv om "splined sleeve" sprekker (se fig. 9). HSL mener at fabrikken bør vurdere om en slik konstruksjon kan øke flysikkerheten hvis den ettermonteres på AS 332L1.

### 2.3.10 "Fail safe bearings"

ECF har opplyst at belgene i enden av "Bendix shaft" hadde to funksjoner. Den ene var å ta opp relativ bevegelse mellom motoren og helikopterets hovedgearboks. Den andre funksjonen var å tjene som ett svakt punkt som skulle svikte før selve akselen ved unormale belastninger (se punkt 1.6.3.4). Undersøkelsen har avdekket at akselen ble utsatt for en ikke tiltenkt belastning slik at akselrøret røk før belgene. Dette førte til at sentreringsfunksjonen hos "Fail safe bearings" ikke kunne forhindre kraftig ubalanse i området. HSL mener at konstruksjonen med "Fail safe bearings" har vist sin berettigelse ved flere tilfeller av "kontrollert" brudd i "Bendix shaft". Kommisjonen mener imidlertid at konstruksjonen vanskelig kan gjøres i stand til å takle en situasjon hvor "lock washer" kommer inn i akselen. Fabrikanten bør derfor fokusere på å hindre løse deler fra å komme inn i akselen.

### 2.3.11 Tap av Nf signaler til EECU

#### 2.3.11.1 Registreringer fra FDR viser at Nf 2 signalet til bl.a. indikatoren i cockpit varierte på et tidlig tidspunkt. Dette indikerer at systemet selv ved forholdsvis moderate vibrasjoner avleser reduserte verdier. Det har vært vanskelig å kartlegge i detalj hvilke signaler fra "speed sensors" til motorens turtallsregulering som sviktet på hvilke tidspunkt. På bakgrunn av samtalen besetningen hadde rett før ulykken antar HSL at "GOV" lyset ble tent i korte perioder. Dette indikerer at en eller to av de tre



kanalene var ute av funksjon i perioder. Den korte perioden hvor Ng 2 sank rett etter akselbruddet indikerer at reguleringsystemet reagerte normalt på informasjon om økende Nf 2. Da Ng 2 igjen begynte å øke mot 104% tyder det på at både regulerings- og kontrollsystemet hadde mistet all turtallsinformasjon. Dette kan etter HSLs mening forklares ved det høye vibrasjonsnivået i området på denne tiden. Dette skyldtes at "Bendix shaft" hadde røket, men i en kort periode fortsatte å rotere med en hastighet på ca. 23 000 omdreininger per minutt. Vibrasjonene førte til at den bakre delen av kraftturbin akselen med "phonic wheels" begynte å rotere med en forskjøvet rotasjonsakse. Dette resulterte videre i at "phonic wheels" berørte "speed sensors" slik at disse ble slipt ned (se fig. 3 og 61). Som et resultat av at "phonic wheels" roterte ute av sentrum, og at "speed sensors" ble kortere, sank signalstyrken fra "speed sensors" til et nivå som ikke ble registrert av EECU.

- 2.3.11.2 HSL mener at turtallsinformasjon til motorens system for regulering av kraftturbin-turtall (Nf) under normale forhold registreres på en enkel og sikker måte, men at det oppsto en svikt i dette tilfellet. Da det er vanskelig totalt å forhindre svikt i systemer, er et viktig prinsipp å begrense konsekvensene ved en svikt. Ved denne ulykken er reguleringslogikken i EECU og motorens system for turtallsbegrensning slike faktorer som er utslagsgivende for resultatet når systemet for turtallsregulering svikter. Disse to faktorene er omtalt i kapitlene nedenfor, og HSL mener at produsenten først og fremst bør rette oppmerksomheten mot disse.

### 2.3.12 Reguleringslogikken i EECU

Som et resultat av at EECU mistet turtallsinformasjon (Nf) gikk denne mot hydromekanisk stopp, dvs. at den krevde 104% Ng (maksimum tilgjengelig kraft). Motorfabrikanten har forklart at dette ga en sikkerhet mot tap av motoreffekt ved tap av Nf signaler. Ulykken med LN-OPG har vist at denne reguleringslogikken kan være kritisk for flysikkerheten. HSL har gitt en tilråding til motorfabrikanten hvor det ble foreslått en revurdering av logikken i EECU (se punkt 4). Dette har i følge motorfabrikanten ført til iverksetting av en omfattende ombygging av EECU. Et resultat av dette er at Ng vil bli redusert hvis EECU mister all Nf informasjon.

### 2.3.13 Motorens "overspeed protection"

Det generelle skademønsteret på motorens turbinhus og analyser av lydbildet registrert av CVR indikerer at kraftturbinen i høyre motor har vært utsatt for en "overspeed". Dette ble bekreftet av målinger som viste en øking av diameteren på framre "labyrinth seal" for lager nr. 6. Undersøkelser foretatt av Turbomeca viser at EECU ikke registrerte noen "overspeed". Av dette følger at systemet for "overspeed protection" ikke aktiverte og stengte "Overspeed shut-off valve" til tross for at motorens kraftturbin nådde et turtall på ca. 175%. HSL mener at den samme feilmekanismen som satte systemet for turtallsregulering ut av spill også bidro til at "overspeed protection" ikke aktiverte. Dette viser at metoden for registrering av kraftturbinens turtall har en grunnleggende svakhet slik den er anvendt her, og at en kritisk feil kan sette begge systemene ut av funksjon. HSL er

klar over at en forandring av motoren på dette området medfører omfattende ombygginger, men den løsningen som ble benyttet på Makila motoren med felles komponenter for signalgiving til turtallsregulering og turtallsbegrensning, bør unngås. Motorens sikkerhet bør derfor tas opp til en helhetlig vurdering.

### 2.3.14 Beskyttelse mot motorens turbiner

2.3.14.1 En turbin som roterer med stor hastighet, som i dette tilfellet, lagrer energi som representerer en stor fare hvis den energien frigjøres ukontrollert. For å redusere denne faren kan turbinen kapsles inn og vitale konstruksjoner og systemer legges på trygg avstand. De "containment rings" som Turbomeca har lagt utenpå turbinhuset er konstruert for å motstå tap av enkle turbinblader. HSL mener at plasseringen av potensielt farlige komponenter (eksempelvis turbiner) bør tillegges stor oppmerksomhet med henblikk på de skader de kan forvolde. Dette gjelder særlig luftfartøy som benyttes til sivil passasjerbefordring. HSL mener at den konstruksjonen som har blitt benyttet på AS 332 på dette området har en rekke uheldige forhold. Dette gjelder turbinenes nærhet til passasjerkabinen og den minimale avstanden mellom motorene. Ikke minst er kontrolloverføringene til hoved- og halerotoren ført nær motorene.

2.3.14.2 Forsøk i USA har vist at det er mulig å kapsle inn motorene så godt at all energi fra turbiner kan absorberes. Selv om dette for tiden befinner seg på forsøksstadiet, mener HSL at metoden kan øke sikkerheten ved framtidige helikopterkonstruksjoner. Andre løsninger kan være å la turbinbladene rives av og slynges mot en innkapsling før selve turbinhullet feiler, og på den måten redusere den totale energimengden som frigis. HSL mener at slike metoder for beskyttelse mot "uncontained engine failure" er særlig aktuell på helikoptre som skal benyttes til sivil passasjerbefordring. Dette bør imidlertid vurderes og sees i sammenheng med motorenes plassering i forhold til sikkerhetskritiske detaljer.

### 2.3.15 Plasseringen av vitale kontrollorganer

2.3.15.1 Dersom kontrollstagene (flight controls) ikke hadde blitt kuttet, ville skadene på de to motorene og helikopteret ikke nødvendigvis ha ført til tap av kontroll og dermed tap av menneskeliv. Helikopteret hadde i utgangspunktet en flyhøyde som muliggjorde en kontrollert autorotasjon og nødlanding på havet. Det var videre utstyrt med flytelementer, sambands/varslingsutstyr og to flåter. Tidligere erfaringer har vist at helikoptertypen kan holde seg flytende på havet i flere timer selv i betydelig sjø.

2.3.15.2 Stagene som overfører besetningens styringssignaler fra cockpit til hovedrotoren og halerotoren går i kabintaket svært nær høyre motor. Dette gjør stagene sårbare for skade ved alvorlige hendelser i motoren (uncontained engine failure). Hvert enkelt av disse stagene, og da særlig stagene til hovedrotoren er helt nødvendige for at helikopteret skal kunne kontrolleres. HSL er klar over at det ligger i helikopterets kompliserte natur at mange komponenter er kritiske (dvs. at svikt i

komponenten kan føre til fatale utfall), og at det ofte er umulig eller vanskelig å bygge inn avlastningsfunksjoner eller doble systemer til disse. Helikoptertypen AS 332L1 har sin opprinnelse fra et helikopter utviklet for militære formål for over 30 år siden. I den perioden som har gått er sertifiseringskravene generelt blitt skjerpet og en høyere flysikkerhets-standard er forventet. HSL mener at det bør settes høyere krav til beskyttelse av vitale kontroller på de helikoptre som konstrueres i dag for bruk til sivil personbefordring, enn det som var tilfelle da AS 332L1 ble sertifisert.

## 2.4 "Splined sleeve"

### 2.4.1 Innledning

Undersøkelsen har avdekket at sprekker med ett eller flere utgangspunkter startet i det nedre området av aktive tannflater på tann nr. 6,7,14 og 15 på høyre "splined sleeve". Ytterligere oppsprekningen av "splined sleeve", oppsprekking av "splined flange" og bruddet i "Bendix shaft" fulgte etter dette. Sprekkene i tann 6,7,14 og 15 oppstod etter at tennene har blitt utsatt for betydelig slitasje, sannsynligvis stedvis helt gjennom hardmetallbelegget. Det er grunn til å tro at denne slitasjen dannet utgangspunkt for sprekkdannelsen. Alle sprekke i "splined sleeve" oppsto som et resultat av utmatting og de vokste med nær konstant hastighet. Det har ikke lyktes med sikkerhet å fastslå hva som har forårsaket slitasjen og den påfølgende utmattingen. For å kartlegge mulige påvirkningsfaktorer har HSL foretatt en systematisk oversikt over mulige feil og påvirkninger på høyre "splined sleeve". Nedenfor analyseres hvert enkelt punkt.

### 2.4.2 Mulig ekstern påvirkning

#### 2.4.2.1 *Korrosjon*

Det er avdekket betydelige områder med "fretting" (spor etter mekanisk slitasje) og "fretting corrosion" på splined sleeve. Den klart største delen av dette stammer fra perioden etter at "splined sleeve" og "splined flange" hadde begynt å sprekke. Annen korrosjon funnet på delene stammer fra oppholdet i sjøvann etter ulykken. Foruten en innledende mekanisk slitasje på aktive tannflater, med mulig "fretting corrosion", er det ikke avdekket at området hadde vært utsatt for korrosjon forårsaket av salt eller annen kjemisk miljøpåvirkning forut for sprekkdannelsene.

#### 2.4.2.2 *Forurensning av "splined sleeve"-området*

"Splined sleeve" sitter godt skjermet mot fremmede partikler og kjemisk påvirkning. "Liaison tube" lukker området helt inn, og denne er igjen omsluttet av motorens avgassrør. HSL har ikke funnet noe som tyder på at forurensninger har fått adgang til "splined sleeve" under drift. Ved vedlikeholdsarbeider, som for eks. ved siste inspeksjon av koblingen 22. august 1997, kan imidlertid fremmedlegemer ha kommet inn i området. De undersøkelser og analyser som er foretatt har ikke

avdekket slike. HSL har heller ingen indikasjoner på at feil kjemikalier eller andre skadelige stoffer har blitt tilført under vedlikeholdsarbeid.

#### 2.4.2.3 *Høy temperatur*

Det er ikke avdekket tegn til overoppheting eller strukturelle avvik i materialet i delen forårsaket av varme.

#### 2.4.2.4 *Overbelastninger grunnet "overtorque"*

I følge HS har det ikke vært rapportert "overtorque" på motor/transmisjonen på LN-OPG det siste året før ulykken. HSL mener at det er lite sannsynlig at helikopteret er blitt påført betydelig "overtorque" uten at dette har vært rapportert. "Bendix shaft" og MGB er komponenter som i følge ECF skal inspiseres ved "overtorque". HSL finner det imidlertid lite sannsynlig at et slik tilfelle av "overtorque" skulle sette igang en utmattelse- og slitasjeprosess som i dette tilfellet. HSL har derfor ikke satt inn flere ressurser på undersøkelser omkring dette.

#### 2.4.2.5 *"Torque-pulsering" overført fra feil i motorene*

Det er kjent at feil ved forbrenningsseksjonen og turbinen på visse motortyper kan skape "torque-pulsering" i utgående aksel. Det er ikke kjent at Makila-motoren har hatt slike problemer, og det ble ikke funnet andre feil ved motorene enn de som stammer fra ulykken. En slik mulighet vurderes derfor som lite sannsynlig.

#### 2.4.2.6 *"Torque-pulsering" grunnet påvirkninger fra hovedgearboksen (MGB)*

HSL mener at eventuelle pulserende vridningsmoment (torque) forårsaket av MGB må ha sitt opphav nær "splined sleeve" og ikke under noen omstendighet komme fra gearboksen etter at transmisjonslinjen fra høyre og venstre motor er koblet sammen. Eksempler på slike kilder kan være geometriske avvik i tannhjul. Overbelastningene fra en slik pulsering ville i så fall bli lik på høyre og venstre side. For å oppnå en pulsering som videreføres til "splined sleeve", og ikke dempes av massen i de roterende delene må avvikene som forårsaker pulseringen være betydelige. Kontroll av de roterende delene før sammenkoblingen ("input pinion", "8 000 RPM wheel", "torquimeter shaft", "free wheel shaft" og "free wheel gear" med tilhørende lagre) avdekket ingen nevneverdig avvik utenom slitasjen på tennene på høyre "input pinion" og høyre "8 000 RPM wheel". Den slitasjen er med stor sannsynlighet knyttet til de høyfrekvente vibrasjonene som er registrert. Fordi det er vanskelig å skille høyfrekvent pulsering i "torque" fra eksempelvis vibrasjoner, er temaet videre omtalt under punkt 2.4.2.15.

#### 2.4.2.7 *Belastninger påført fra "splined flange"*

Beregninger utført av ECF har vist at grensen for utmatting for "splined sleeve" kan bli nådd hvis overflaten på "splined sleeve" har "fretting" og at vinkelen

mellom "splined sleeve" og "splined flange" er 10' eller mer. En slik vinkel kan oppnås hvis "splined sleeve" og/eller "splined flange" er tilstrekkelig slitt. Dette setter fokus på tilstanden til "splined flange".

Resultatdokumentasjon fra 1 200 timers inspeksjonen på "Bendix shaft" som ble utført før installeringen, gir ingen opplysninger om kontrollmålinger av "splined flange" i henhold til Work Card 63.10.00.701. Det er derfor naturlig å anta at slitasjen ble funnet å være så liten at ytterligere kontrollmålinger ble vurdert som overflødige. Ingenting tyder på at "splined flange" har vært avmontert "Bendix shaft" etter denne inspeksjonen. HSL mener derfor at "splined flange" med stor sannsynlighet var innenfor de toleransene som er gitt av ECF ved montering i helikopteret.

"Splined flange" var tilgjengelig for inspeksjon siste gang før ulykken under inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB 22. august 1997. MET 63.10.00.602 punkt 4. omtaler en generell visuell inspeksjon av "splined flange" uten at denne utmonteres. Det gis her bare spesifikke krav til inspeksjon av "bore C". HSL mener at det bare ville være naturlig å gå inn i "Work Card 63.10.00.701" for å undersøke slitasjemålene hvis det ble oppdaget slitasje på tennene på "splined flange". En slik verifisering av slitasjemålene ville ikke være naturlig hvis "splined flange" ikke syntes slitt. Særlig hvis motoren ikke løftes ut av posisjon kan det være vanskelig å inspisere inne i "splined flange" uten bruk av eksempelvis speil. Undersøkellesarbeidet har avdekket at HS ikke kan dokumentere at "splined flange" ble vedlikeholdt i henhold til kravet i MET 63.10.00.602. Flyteknikeren som deltok under inspeksjonen 22. august har forklart til HSL at han foretok en generell inspeksjon av "splined flange" før venstre motor ble montert. Han merket seg ikke noe spesielt under denne inspeksjonen. Dette kan til en viss grad bekreftes av beregningene som DNV utførte som indikerer at delen begynte å sprekke ca. 9 dager etter inspeksjonen. På tidspunktet for sprekkestart i "splined flange" hadde allerede det registrerte vibrasjonsnivået fra området steget betraktelig, noe som kan være en indikasjon på at oppsprekningen av "splined sleeve" hadde begynt. Dette gir grunn til å utelukke at belastningene på "splined sleeve" oppstod som et resultat av at "splined flange" allerede hadde sprukket. Den inspeksjonen som ble utført gir imidlertid ikke noe grunnlag for å fastslå slitasjenivået på de innvendige "tennene" på "splined flange", følgelig blir også delens tilstand og innvirkning på "splined sleeve" ukjent.

HSL mener at overflatebelegget på "splined sleeve" hadde vesentlige mangler som riper, avskalling og laminering da NDT-inspeksjonen ble gjennomført. Selv om dette var mangler som ikke kunne påvises ved hjelp av den foreskrevne NDT-inspeksjonen kan det ha ført til høy slitasje på "splined flange". Dette kan ha skjedd ved at løse wolframkarbid-partikler har blitt presset inn i overflaten på "splined flange" slik at det har blitt dannet sprekkeinitiatorer for oppbrytningen av delen. Videre vil løse wolframkarbid-partikler i kombinasjon med smøremiddelet danne en effektiv slipepasta. Det er ikke mulig å si noe sikkert om i hvilken grad demonteringen og inspeksjonen påvirket delenes evne til slite på hverandre, og derved nedbrytingshastigheten av koblingen. Det er imidlertid kjent at

komponenter som har tilpasset seg til hverandre kan få en økt innbyrdes slitasje i en periode etter at de har vært demontert og så montert sammen igjen. Etter en samlet vurdering mener derfor HSL at det ikke går an å utelukke at slitasje og sår på "splined flange" var bidragende til at koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB feilet.

Undersøkelsen viser at vedlikehold av "splined flange" har vært lite i fokus både fra helikopterfabrikantens og fra selskapets side. Dette står i kontrast til beregninger som viser at høy slitasje på delen påvirker "splined sleeve". HSL mener derfor at det bør foretas en kritisk gjennomgang av vedlikeholdskravene til "splined flange".

#### 2.4.2.8 *Belastninger påført fra "input pinion"*

Undersøkelser har vist at "input pinion" var uten skader og at "lock nut" hadde riktig tiltrekkingsmoment. Et annet forhold som gjør at utmattingsprekkene ikke kan knyttes til "input pinion" er at sprekken startet utvendig på "splined sleeve" og ikke innvendig i kontaktflatene med "input pinion".

#### 2.4.2.9 *Belastninger påført fra "lock washer" og "circlip"*

Det er kjent at "splined sleeve" kan bli skadet ved montering av "lock washer" og at dette kan føre til sprekker i den sylindriske frontenden av "splined sleeve". Undersøkelsen har vist at utmattingsprekkene i "splined sleeve" har startet sentralt på "spline-området" og deretter utviklet seg framover mot kanten og "lock washer". HSL mener derfor at sprekken ikke kan knyttes direkte til belastninger påført av "lock washer" under montering.

Det rapporterte tilfellet fra N171EH i USA har vist at "lock washer" kan løsne uten å falle ut. I det tilfellet hadde helikopteret fløyet bare 13,3 timer etter at 0,07 IPS ble målt ved vibrasjonssjekk. Dette tyder på at "lock washer" ikke var løs da målingene ble gjennomført, eller at en løs, men sentrert "lock washer" gir vibrasjoner som ikke oppfanges av målingene. HSL mener imidlertid at en ikke kan utelukke at en løs "lock washer" kan føre til betydelige vibrasjoner selv om den holdes på plass i "splined sleeve", og at dette over tid kan skade "splined sleeve". Det er imidlertid naturlig at en "lock washer" som har vært løs over noe tid vil avsette karakteristiske spor i "micro splines" på "splined sleeve" og/eller "lock washer", og at belastningene som vibrasjonene medfører vil føre til sprekker i den sylindriske frontenden av "splined sleeve". Slike spor ble ikke funnet på LN-OPG. De sporene som er avsatt på "lock washer" tilhørende LN-OPG indikerer at delen trinnvis har blitt vippet ut av "splined sleeve" og at den mellom hver trinnvise forflytning har sittet relativt fast. Denne forskjellen i skademønster viser etter HSLs mening at det ikke har vært samme mekanismen som løsnet "lock washer" på N171EH og LN-OPG, og at utmattingsprekkene på LN-OPG ikke kan knyttes til en løs "lock washer".

#### 2.4.2.10 *Vibrasjoner overført fra lagerfeil i motoren*

Et rapportert tilfelle som HSL er blitt kjent med har vist at lagerfeil i kraft-turbinen kan føre til så kraftige vibrasjoner at "GOV" og "OVSP" lys kommer på og at "speed sensors" skades. Bare den ytre lagerbanen fra lager nr. 5 ble funnet etter ulykken. Lager nr. 6 ble funnet komplett. Det er ingenting som tyder på at disse lagrene var skadet før motoren fikk "overspeed". HSL mener at skader i kraftturbinens lagre kan føre til vibrasjoner i akseloverføringen. Det er imidlertid ikke sannsynlig at en slik nedbryting av et lager har pågått over tid uten at dette ville blitt oppdaget på annen måte ved for eks. tap av olje eller spon på "chip detector". HSL har ingen opplysninger om slike problemer på LN-OPG, og "chip detectorene" hadde ingen forurensning som stammet fra lagernedbryting. Lagerfeil utelukkes derfor som medvirkende faktor.

#### 2.4.2.11 *Vibrasjoner overført fra kraftturbinen*

Bare fragmenter av høyre motors kraftturbin ble funnet etter ulykken. HSL mener imidlertid at det ikke er sannsynlig at en ubalanse i kraftturbinen skulle kunne ha ført til utmattingsskader i "splined sleeve" uten at andre detaljer i området hadde vist spor og skader som direkte kunne knyttes til dette.

#### 2.4.2.12 *Ubalanse i "splined flange"*

Da "splined flange" er påført store skader har det ikke vært mulig å fastslå delens tilstand i tiden før ulykken. Undersøkelser av delen har imidlertid ikke avdekket forhold som skulle indikere at den var i ubalanse før den begynte å sprekke. Boltene som holdt "splined flange" ble funnet normalt tiltrukket, og uten at bolter eller hull hadde tegn til "fretting". Under den forutsetning at vibrasjonssjekken etter inspeksjonen av koblingen 22. august gav et resultat under 0,65 IPS, er det lite sannsynlig at dette har forandret seg i ettertid grunnet "splined flange". HSL mener derfor at utmattingen av "splined sleeve" ikke kan knyttes til ubalanse eller monteringsfeil ved "splined flange".

#### 2.4.2.13 *Ubalanse i "Bendix shaft"*

Høyre "Bendix shaft" ble påført så store skader at det ikke har vært mulig å fastslå delens balanse før ulykken. De skadene som er funnet på akselen kan forklares med bakgrunn i ulykken. Boltene som forbandt "Bendix shaft" til motoren ble funnet riktig montert og uten at bolter eller hull hadde tegn til "fretting". Under den forutsetning at vibrasjonssjekken etter inspeksjonen 22. august gav et resultat under 0,65 IPS, er det lite sannsynlig at noe har kommet inn i akselen eller at noe annet ved "Bendix shaft" har forandret seg i ettertid. HSL mener derfor at utmattingen av "splined sleeve" ikke kan knyttes til ubalanse eller monteringsfeil ved "Bendix shaft".

#### 2.4.2.14 *Ubalanse fra "input pinion"*

ECF har satt en grenseverdi for kontroll av akselkast på "input pinion" (concentricity check) på 0,12 mm (målt på "splined sleeve"). Kontrollmålinger foretatt etter ulykken har vist at høyre "input pinion" (uten "splined sleeve") har 0,02 mm kast. Det er ikke funnet tegn til monteringsfeil mellom "input pinion" og "splined sleeve", eller dimensjonsfeil på "splined sleeve". HSL mener derfor at "input pinion" har vært innenfor toleransekravene med hensyn til kast, og at den følgelig ikke har vært opphav til vibrasjoner eller økt slitasje.

#### 2.4.2.15 *Vibrasjoner fra roterende komponenter i hovedgearboksen (MGB)*

Det ble ved demontering av MGB ikke funnet lagerskader som skulle tilsi en betydelig ubalanse fra roterende komponenter. Det ble heller ikke funnet spon på magnetpluggen som tydet på lagerskade eller annen form for slitasje på komponenter av magnetisk materiale. Den eksakte status på MGB nr. M170 før havariet kan ikke rekonstrueres eller verifiseres. Undersøkelsen vedrørende MGB måtte derfor i vesentlig grad bygge på antagelser og forsøk med tilsvarende komponenter. For at høyre "splined sleeve" skal kunne bli utsatt for en eksklusiv overbelastning framfor tilsvarende komponent på venstre side, må belastningen ha sitt utspring i området før transmisjonslinjen fra høyre og venstre motor føres sammen til en aksel. Dette setter fokus på gearboksens høyre inngående akseltapp, "8 000 RPM wheel", "torquemeter shaft" og "free wheel" med tilhørende lagre.

HSL har flere ganger etter ulykken mottatt informasjon om at det kan finnes kilder til betydelige vibrasjoner inne i hovedgearboksene på Super Puma helikoptre. Det siktes da særlig til informasjon fra det svenske forsvaret, feilsøkingen på MGB nr. M136 og undersøkelser foretatt på hovedgearboksen fra LN-OPG. Undersøkelser foretatt i Sverige viser at noen komponenter har en G-klasse som er høyere enn det som kan forventes i henhold til ISO 1940/1. Det har imidlertid blitt understreket overfor HSL at det ikke har vært mulig å knytte høy ubalanse på enkelte komponenter til erfarte problemer ved enkelte gearbokser. De undersøkelsene som er foretatt på gearboksene M136 og på M665 viser imidlertid at visse kombinasjoner av "input pinion/8 000 RPM wheel" gir høyere og annerledes vibrasjoner enn det som kan forventes som normalt. Det begrensede statistiske materialet som forefinnes med hensyn til hva som er normalt ved slike undersøkelser blir delvis underbygget av analysene utført av GKN Westland Helicopters. Disse analysene viser at gearboksen i LN-OPG (nr. M170) på vesentlige måter skilte seg fra de andre gearboksene som ble undersøkt fra HS sin helikopterflåte.

ECF har opplyst at grov overflate på tennene på "input pinion" kan medføre unormal slitasje på tennene på tilhørende "8 000 RPM wheel". Dette har tidligere vært et problem som har vært forsøkt utbedret. Nyere undersøkelser foretatt av ECF viser at det fortsatt eksisterer et problem knyttet til overflaten på "input pinion". Dette fenomenet er med stor sannsynlighet årsak til de avvikene som er påvist på høyre side i MGB på LN-OPG. Slitasjevariasjoner (pitch error) på



tennene på høyre "8 000 RPM wheel" gir et mønster som eksempelvis er vist på fig. 59. ECF har ingen forklaring på hvordan et tannhjul med 31 tenner (input pinion) kan avsette et syklisk slitasjemønster på et tannhjul med 89 tenner. HSL mener at disse sykliske variasjonene i "pitch error" kan være med å forklare hvorfor det oppstår vibrasjonsfrekvenser i gearboksene som ikke direkte kan forklares med rotasjonsturtall eller antall tenner på tannhjul (ref. undersøkelser foretatt av GKN Westland Helicopters og tester på gearboks nr. M136 og M665 i punkt 1.19).

Basert på disse opplysningene går det an å trekke en linje fra grov overflate på tennene på "input pinion" via "pitch error" på "8 000 RPM wheel" til høye, varierende og uventede vibrasjonsfrekvenser registrert ved målinger på gearbokser. For at disse vibrasjonene skal kunne skade "splined sleeve" må de overføres til disse komponentene med tilstrekkelig energi. Hammertester har indikert at resonansfrekvensen (egensvingninger) på "8 000 RPM wheel" og "input pinion" ligger utenfor de aktuelle frekvensene. De samme prøvene viste også at huset på gearboksen i hovedsak framstår som et dempende materiale ved aktuelle frekvenser. Hammertester på "torquemetershaft" og "Bendix shaft" utelukker ikke at resonansfrekvensen til disse komponentene kan harmonere med vibrasjonsfrekvenser som kan oppstå i "input pinion / 8 000 RPM wheel"-kombinasjonen. Selv om hammertester på enkelte ubelastede komponenter gir store usikkerheter, synes det å være en teoretisk mulighet for at vibrasjoner som oppstår i kombinasjonen "input pinion / 8 000 RPM wheel" kan overføres til "splined sleeve" via aksler og tannhjul eller gearbokshuset. Usikkerhet knyttes også til hvor mye energi som må overføres til "splined sleeve" for å påføre skade.

HSL har ved denne undersøkelsen ikke gjort funn som med sikkerhet kan knytte vibrasjoner fra roterende komponenter i MGB til ulykken med LN-OPG. Det har imidlertid blitt avdekket at enkelte gearbokser til AS 332L1 kan frambringe til dels uvanlige og kraftige vibrasjoner. Videre er det påfallende at 7 av 17 rapporterte tilfeller (se punkt 1.6.7.2) av feil i aksel forbindelsen mellom motor og MGB er tilknyttet tre akseltapper. Et slik sammentreff kan forklares ved at problemene knyttes til vibrasjoner generert av enkelte kombinasjoner av slitte "input pinion / 8 000 RPM wheel". Hvorfor vibrasjoner i MGB på LN-OPG eventuelt skulle kunne føre til utmattingsprekker i "splined sleeve" må også sees i sammenheng med de funn som er gjort på høyre "splined sleeve" (se punktene 2.4.3.7, 2.4.3.8 og 2.4.3.9). HSL har ikke gått videre i å undersøke virkningen av disse vibrasjonene, og kan derav ikke trekke en endelig konklusjon.

Kommisjonen mener at Eurocopter i samarbeid med produsentlandets luftfartsmyndighet må fortsette undersøkelsesarbeidet omkring vibrasjoner fra MGB for å avklare om dette kan påvirke helikopterets luftdyktighet.

#### 2.4.2.16 *Vibrasjoner i innfestingen av hovedgearboksen (MGB)*

De lavfrekvente vibrasjonene som normalt forekommer i et helikopter genereres av hoved- og halerotoren. HSL mener at disse vibrasjonene vanskelig kan skade

"splined sleeve" direkte, og at eventuelt unormale vibrasjoner i så henseende også ville gi seg til kjenne på andre måter, eksempelvis ved unormal slitasje på innfestinger og dempere. Lavfrekvente vibrasjoner overført til MGB ville i alvorlige tilfeller sannsynlig kunne føre til belastninger og økt slitasje i gearboksens innfesting (suspension bars og titanplate). Bevegelse mellom MGB og motorene må tas opp av leddene i "liaison tube" og belgene i "Bendix shaft". Uvanlig mye bevegelse i dette området skulle ha ført til økt slitasje i leddene i "liaison tube". HSL har ikke funnet informasjon som tyder på at vibrasjoner eller slitasje i innfestingen av MGB har vært et problem på LN-OPG forut for ulykken. Undersøkelser av leddene i "liaison tube" har derimot vist at leddet i høyre "liaison tube" har betydelig slitasje i to av fire bolter inklusive foringer. HSL finner det sannsynlig at denne slitasjen er et resultat av de økende vibrasjonene i området som ble registrert av HUMS i dagene før ulykken.

Et høyt vibrasjonsnivå mellom helikopteret og MGB kan være forårsaket av, eller føre til slark i gearboksens innfesting. Undersøkelser av innfestingen av "suspension bars" viser at det ikke var unormal slark i disse. Den fleksible platen av titan viste heller ingen tegn til unormal bevegelse i festepunktene. HSL mener dermed at "splined sleeve" ikke har blitt påvirket av unormalt mye bevegelse eller vibrasjoner i innfestingen av MGB.

#### 2.4.2.17 *Monteringsfeil mellom motorene og hovedgearboksen (MGB)*

Helikopteret var så skadet etter ulykken at det ikke har vært mulig å kontrollere monteringsposisjonene på MGB eller motorene. HSL er ikke kjent med at det har vært registrert monteringsfeil på LN-OPG. En vinkelfeil mellom MGB og høyre motor ville etter HSLs mening hovedsakelig gi økt belastning på belgene i "Bendix shaft" og på leddene i "liaison tube". Fordi det ikke er noe ved "liaison tube" som tyder på at leddene har arbeidet utenfor sine normale begrensninger på 2°, mener HSL at en mulig vinkelfeil ikke har vært stor nok til å belaste "splined sleeve".

De to naglehodene som etter ulykken ble funnet klemt mellom flensen til brannskottet og MGB har etter HSLs mening kommet dit som en følge av ulykken (se punkt 1.16.4.8). HSL finner ingen naturlig forklaring på hvordan naglene skulle kunne overbelastes til brudd og deretter klemmes fast på de aktuelle stedene som et resultat av normalt vedlikehold. Etter HSLs mening er heller ikke "fretting" på styrepinnene og anleggsflatene i området et entydig tegn på at det har vært unormal bevegelse i området forut for oppsprekningen av "splined sleeve". Et høyt vibrasjonsnivå anslagsvis i de 30 siste flytimene før ulykken, i kombinasjon med betydelige relative bevegelser mellom komponentene i området under selve ulykken, sannsynliggjør betydelige mengder "fretting". De to naglehodenes plassering kan forklares ved at "tie-boltene" og brannskottet ble overbelastet på et tidlig stadium i oppbrytingssekvensen. Naglehodene ble da frigjort samtidig med at "tie-boltene" var strekt tilstrekkelig til at naglehodene kunne komme ned mellom flensen og MGB. Naglehodene ble deretter banket flate, og etter HSLs mening forutsetter det at hele "liaison tube" i en periode var festet til MGB og at delene samtidig ble utsatt for kraftige vibrasjoner.

#### 2.4.2.18 *Monteringsskader påført "splined sleeve"*

Det er ikke funnet skader på høyre "splined sleeve" som kan tilbakeføres til monteringen av "splined sleeve" til "input pinion" eller installering av "lock washer". Andre skader som kan relateres til feilaktig bruk av verktøy eller lignende, og som har påvirket oppsprekningen av "splined sleeve" er heller ikke funnet. De langsgående ripene som er funnet i hardmetallbelegget kan etter en samlet vurdering ikke stamme fra installering av motoren. Eventuelle sandkorn eller løse korn av wolframkarbid ville ved en slik montering bli knust eller presset inn i materialet på "splined flange" uten å skade belegget på "splined sleeve" på en slik måte som erfart i dette tilfellet. Videre er det vanskelig å forklare hvordan vertikale og kurvede riper kan skapes ved en rettlinjert inn- og utmontering av en motor. HSL mener derfor at oppsprekningen ikke skyldes påførte monteringskader på "splined sleeve".

#### 2.4.2.19 *Manglende smøring av "splined sleeve"*

Det har ikke vært mulig for HSL ved analyse å fastslå eksakt type eller mengde smøremiddel som har vært benyttet på "splined sleeve" på LN-OPG forut for ulykken. I følge opplysninger gitt fra HS ble Molicote G Rapide + benyttet, og analyser fra restene av det smøremiddelet som ble funnet etter ulykken sannsynliggjør dette. Det forhold at det ble funnet smøremidler, særlig i "splines" på "splined flange", selv etter den belastningen som delene har vært utsatt for, tyder på at det har vært tilstrekkelig med smøremiddel tilstede. HSL mener derfor at manglende smøring ikke har vært en bidragende faktor.

#### 2.4.2.20 *Manglende O-ring*

Undersøkelsen har avdekket at O-ring av typen MS9388-133 ikke var montert på høyre "splined sleeve" som forutsatt. Tester utført av ECF viser at dette øker bevegelsesfriheten mellom "splined flange" og "splined sleeve" (tilting) med en faktor på 1,2 under normale driftsforhold. Kjøringen av MGB nr. M665 i testbenk har vist at O-ringen ikke påvirker vibrasjonsbildet i nevneverdig grad. Små variasjoner kan imidlertid iakttas, men det er vanskelig å skille dette fra tilfeldige variasjoner. Opplysninger gitt fra ECF viser at O-ringen kan stikke fra 0,27 - 0,52 mm over overflaten på "splined sleeve" avhengig av produksjonstoleranser. I tillegg kommer produksjonstoleransene på "splined flange" og naturlige variasjoner i flattrykking av O-ringen som følge av alder. Disse faktorene gir etter HSLs mening en usikkerhet som testene ikke har tatt høyde for. I følge ECF er overflatebelegget på "splined sleeve" svært motstandsdyktig mot slitasje. Fabrikken kan vise til at "splined sleeves" har gått 3 000 flytimer eller mer uten at slitasje kan påvises. En bevegelsesfrihet som øker med en faktor på 1,2 gir nødvendigvis ikke en tilsvarende økt slitasje. Hvis en likevel antar at det er lineært samsvar mellom bevegelsesfrihet og slitasje, mener HSL at en økning av normalslitasjen med en faktor på 1,2 ikke er tilstrekkelig til å bryte ned et slikt motstandsdyktig belegg på relativt kort tid.

Undersøkelsen foretatt av GKN Westland Helicopters viser at den siste MGB (M170) installert på LN-OPG hadde et uvanlig vibrasjonsmønster. HSL har ikke nok informasjon til å kunne ta stilling til hvorvidt dette vibrasjonsmønsteret påvirket "splined sleeve", og i hvilken grad disse eventuelle vibrasjonene kunne vært dempet av O-ringen. Det synes imidlertid å være klart at utmattingsprekkene i "splined sleeve" ikke ble initiert som en følge av en manglende O-ring, men at den påfølgende sprekkveksten i "splined sleeve" kan ha blitt påskyndet av denne mangelen.

### 2.4.3 Mulige problemer relatert til "splined sleeve"

#### 2.4.3.1 *Delens marginer mot overbelastning*

Etter ulykken beregnet ECF, basert på materialdata og FEM, grensen mot utmatting å være 140 MPa på de innvendige tennene på "splined sleeve" (se fig. 58). Beregninger utført av SINTEF viser at delen har en opprinnelig utmattingsgrense på 495 MPa. Dette gir en margin mot utmatting som ligger innenfor normal standard ved design. Marginene mot overbelastning reduseres imidlertid betydelig ved defekter i overflaten. Rapporten fra SINTEF konkluderer med at eksempelvis en forsenking på 14  $\mu\text{m}$  med en sprekkspissradius på 1  $\mu\text{m}$  gir en lokal utmattingsgrense på 270 MPa. Dette viser at selv små defekter kan redusere utmattingsgrensen betydelig. Undersøkelsen av "splined sleeve" fra LN-OPG har vist at store karbidkorn har trengt inn i grunnmaterialet og forårsaker forsenkinger (defekter) i størrelsesordenen 14  $\mu\text{m}$ . Det har imidlertid ikke blitt påvist defekter på "splined sleeve" forårsaket av plasmaspøyting som har vært tilstrekkelige til å redusere komponentens utmattingsgrense ned mot kritisk nivå. Slitasje gjennom hardmetallbelegget og ned i grunnmaterialet synes derfor å være en mer naturlig forklaring på at defekter ved "splined sleeve" kan ha ført til at utmattingsgrensen ble nådd. Det synes derfor klart at delen har en tilstrekkelig margin mot overbelastning forutsatt at overflatebelegget beskytter mot slitasje.

#### 2.4.3.2 *Mulige spenningstopper*

Det er ikke påvist direkte sammenheng mellom sprekker i hardmetallbelegget og sprekker i det underliggende grunnmaterialet. Kun i ett tilfelle er det konstatert at en sprekk i belegget har gått ned i grunnmaterialet (se punkt 1.16.4.7). En mulig forklaring på dette er at den mekaniske bindingen mellom belegg og grunnmateriale er for svak. Ved en sprekk i belegget vil derfor belegget løsne nær sprekken og på den måten redusere spenningstoppene og hindre sprekken i å gå inn i grunnmaterialet.

Komponentens kontaktflate mot "splined flange" har høyest spenningsnivå omkring nedre del av "splined sleeves" aktive tannflate og det er følgelig her komponenten er mest sårbar for overflatefeil. Det er også i dette området at utmattingsprekkene har startet. Skader som er skapt av slitasje eller spisse inntrykk fra store karbidkorn vil gi store spenningstopper i dette området. DNV har

i sine undersøkelser påvist betydelig slitasje i dette området (se punkt 1.16.1.2). HSL konkluderer derfor med at sprekker startet i dette området på grunn av sammenfall av stor slitasje i et område med høyest spenning. Om det i tillegg hadde vært store og spisse inntrykk fra karbidkorn i samme område er ikke påvist.

#### 2.4.3.3 *Feil geometri på "splined sleeve"*

Kontrollmålinger foretatt av DNV i utvalgte uskadde områder av "splined sleeve" har ikke avdekket feil geometri i forhold til konstruksjonstegningene. Det er derfor lite sannsynlig at delen hadde vesentlige avvikende geometri før sprekken oppstod.

#### 2.4.3.4 *Feil kjemisk sammensetning i "splined sleeve"*

Analyser foretatt av DNV viser at kjemisk sammensetning av "splined sleeve" er i henhold til spesifikasjonene gitt av ECF.

#### 2.4.3.5 *Feil ved varmebehandling og materialstruktur i grunnmaterialet i "splined sleeve"*

Undersøkelser foretatt av DNV har ikke avdekket avvik fra spesifikasjoner gitt av ECF med hensyn til struktur og hardhet i grunnmaterialet i "splined sleeve". HSL konkluderer derfor med at materialet i "splined sleeve" er i henhold til spesifikasjonene.

#### 2.4.3.6 *Skader påført "splined sleeve" før pålegging av hardmetall*

ECF har opplyst at det ble utbedret en skade på "splined sleeve" før hardmetallet ble påført (se punkt 1.6.7.3). Denne skaden kan ikke knyttes til ulykken. Undersøkelsen har ikke funnet noe som tyder på at oppsprekningen av "splined sleeve" skyldes andre slike skader på delen.

#### 2.4.3.7 *Valg av type hardmetallbelegg*

For å få en høy slitasjebestandighet på overflaten valgte ECF å påføre wolframkarbid ved hjelp av plasmasprøyting. ECF har opplyst at belegget ble valgt ut fra erfaring samlet fra helt andre komponenter benyttet på andre helikoptre. HSL anser at komponentene ikke kan sammenlignes med "splined sleeve" og at valg av belegg og metode i dette tilfellet nødvendigvis ikke er optimalt.

I følge spesifikasjonene skal hardheten til belegget være 1 050 - 1 200 HV<sub>0,3</sub>. Dette er hardt i forhold til hardheten til grunnmaterialet i "splined sleeve" som skal være 321 - 360 HB. Det valgte hardmetallbelegget har stor variasjon i størrelsen på wolframkarbid-kornene. Sprøytepulverets kornstørrelse er ikke beskrevet i spesifikasjonen. HSL mener at dette er en mangel ved spesifikasjonen. Undersøkelsen gjennomført hos DNV har vist at belegget inneholder wolframkarbid-korn som har større "diameter" enn tykkelsen på belegget. Belegget

er ikke maskinert i "splined" området. Følgelig vil korn som stikker opp fra beleggs-overflaten påføres større trykk enn områdene omkring. Harde wolframkarbid-korn som er sprøytet på grunnmaterialet kan dermed presses ned i det mykere grunnmaterialet og avsette skarpe inntrykk og lokale spenningstopper. Punktbelastningen på ett korn kan også føre til at kornet løsner og sprekker initieres i belegget. Løse korn kan sammen med smøremidler danne en slipepasta. Dette er påvist ved at belegget som ble funnet på "splined flange" blant annet inneholdt wolframkarbid. Dette kan imidlertid også stamme fra den generelle oppbrytingen av "splined sleeve" på et senere stadium, og er således ikke nødvendigvis en bekreftelse på dannelse av slipepasta på et tidlig stadium.

En vanlig metode som forbedrer utmattingssegenskapene til en komponent betydelig er introduksjon av trykkspenninger i overflaten ved "shot peening". Denne metoden benyttes ofte som forbehandling før plasmaspøyting av utmattingspåkjennte komponenter. "Splined sleeve" ble ikke "shot peened" før plasmaspøyting. HSL har ikke beregnet hvor mye dette ville betydd for egenskapene til "splined sleeve".

#### 2.4.3.8 *Svakheter ved hardmetallbelegget oppstått under påføring*

Praxair laget ikke en prøve for hver oppspenning og påsprøyting av belegg på "splined sleeve". Det er dermed ikke sporbarhet til de enkelte "splined sleeve" og følgelig kan HSL ikke sammenligne tilstanden til hardmetallbelegget etter ulykken med belegget rett etter påsprøyting. Ved undersøkelse av belegget ble det funnet flere avvik fra normal praksis:

- beleggtykkelse på deler av tennene som ikke var påvirket av slitasje ble målt. Tykkelsen varierer mellom 14  $\mu\text{m}$  og 32  $\mu\text{m}$ . Dette er utenfor den spesifiserte verdien på 25  $\mu\text{m} \pm 5 \mu\text{m}$ . I de tilfellene hvor belegget er tynt, øker det generelle problemet med store karbidkorn. Samtidig vil slitasjemotstanden avta og det tar kortere tid før det blir hull i belegget
- undersøkelsen har vist at porøsiteten på belegget ligger betydelig over den toleransen som er gitt i spesifikasjonene. Generell informasjon fra erfaringer med plasmaspøyting viser at verdier under 1,0% er vanskelige å oppnå. Det skal derfor en svært optimal prosess til for å oppnå verdier på 0,7 - 1,0%. Fordi det er vanskelig å tallfeste porøsiteten eksakt har ikke DNV gjort dette. Den observerte porøsiteten er med på å redusere beleggets styrke og gjør det mere sårbart for skader
- undersøkelsen har vist lokal lagdeling i hardmetallbelegget og manglende binding mellom grunnmaterialet og hardmetallbelegget. Spesifikasjonen krever 100% binding mellom grunnmaterialet og hardmetallbelegget. Den reduserte bindingen lokalt i belegget og mellom belegg og grunnmaterialet reduserte beleggets styrke og kan ha medført avskalling under den normale driften.

HSL mener at avvikene i beleggkvalitet nevnt i punktene 2.4.3.7 og 2.4.3.8 skyldes misforhold mellom spesifikasjon, valgt beleggstype og påleggingen. Redusert

kvalitet skyldes dermed ikke belastninger påført i etterhånd. Avvik fra spesifikasjoner og en allment akseptert standard ser ikke ut til å være unikt for høyre "splined sleeve" fra LN-OPG. Også andre undersøkte "splined sleeves" har vist variasjoner i beleggstykkelse, lagdeling og store karbidkorn. Hvis disse observerte forholdene var den direkte utløsende årsak til oppsprekningen av "splined sleeve" på LN-OPG, er det grunn til å tro at problemet ville være mere utbredt. Etter en samlet vurdering ser ikke HSL at hardmetallbelegget alene har vært en utløsende årsaksfaktor til oppsprekningen av "splined sleeve". Det er imidlertid klart at de nevnte forhold medførte at belegget var mer sårbart for belastninger enn det som kan forventes av belegg som var i henhold til spesifikasjon og dermed design.

#### 2.4.3.9 *Skader påført delen etter produksjonen, men før delen ble installert i LN-OPG under siste "G-sjekk".*

Undersøkelsen har avdekket et stort antall riper på "splined sleeve" (se punkt 1.16.1.5). Disse ripene har flere steder penetrert hardmetallbelegget og ført til avskalling. Dette er skader som vanskelig kan forklares med de belastninger som "splined sleeve" utsettes for under normal drift eller foreskrevet vedlikehold (se punkt 2.4.2.18). HSL kan heller ikke forklare ripene med belastninger som har oppstått i forbindelse med havariet. Kommisjonen kan ikke si noe sikkert om når, hvor eller hvordan disse stripene oppstod. Hverken HS, ECF eller Praxair har gitt opplysninger om vedlikehold eller annet arbeid på delen som kan sette slike spor. "Splined sleeve" er ikke individnummerert og følgelig kan delens historie ikke spores.

Ripene i kombinasjon med svakhetene nevnt i punktene 2.4.3.7 og 2.4.3.8 kan legges til grunn for en mulig forklaring på hvorfor "splined sleeve" begynte å sprekke. Dette kan forklares punktvis:

- undersøkelsen har vist at deler av hardmetallet har falt ut mellom nærliggende riper (se fig. 35). Slike løse flak vil hvis de blir liggende mellom "splined sleeve" og "splined flange" kunne virke som slipemateriale. Denne slitasjen vil særlig påvirke "splined flange" som har en "myk" overflate, men vil også kunne akselerere en nedbrytingsprosess av hardmetallbelegget. Sprekker hadde startet i områder hvor det var slitt igjennom hardmetallbelegget og inn i grunnmaterialet.
- store wolframkarbid-korn vil være utsatt for punktbelastninger som oppstår når løse flak og korn presses mellom "splined sleeve" og "splined flange". Særlig i et tynt belegg kan de løsne og svekke hardmetallflaten samtidig som de danner nytt slipemateriale
- porøsitet og lagdeling av hardmetallet vil akselerere nedbrytingsprosessen.

To forhold kan ytterligere ha akselerert nedbrytingsprosessen av "splined sleeve":

- O-ringen som manglet har gitt økt bevegelsesfrihet mellom "splined sleeve" og "splined flange" og på den måten påskyndet prosessen
- inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB førte til at "splined sleeve" og "splined flange" ved den påfølgende monteringen kom i inngrep på en ny måte selv om de samme tennene kom i inngrep med hverandre. Dette kan ha ført til nye kontaktpunkter for slitasje og en ytterligere nedbryting av belegget.

Punktene over gir etter HSLs mening et betydelig svekket hardmetallbelegg. Tilstedeværelse av nevnte slipepasta og driftsbelastninger har så ført til fretting og initiering av en rekke sprekker i det høyt belastede området nede på aktiv tannflate på tann nr. 6,7,14 og 15. Disse har over tid utviklet seg til brudd. HSL kan ikke se bort fra at ytterligere belastninger påført fra vibrasjoner fra MGB har vært nødvendig for at dette kunne skje (se punkt 2.4.2.15).

## **2.5 En vurdering av perioden for feilutviklingen i "splined sleeve"**

### **2.5.1 Innledning**

For å kunne forebygge ulykker av denne type gjennom blant annet å forbedre vedlikeholdsprosedyrene, er det viktig å anslå perioden for feilutviklingen i "splined sleeve". Dette kan være med på å bestemme intervallene på vedlikeholdsoppgaver. Til hjelp i arbeidet med å vurdere tiden har HSL i sin analyse lagt vekt på tre forhold:

- en vurdering av vibrasjonsdata
- telling av linjer (cycles) i bruddflater
- inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB forut for ulykken.

Se forøvrig appendix E.

### **2.5.2 Vibrasjonsdata**

- 2.5.2.1 Vibrasjonsdata registrert ved hjelp av HUMS viser at gearboksen i perioden etter at den ble montert på LN-OPG hadde et vibrasjonsmønster som i betydelig grad avvek fra det, som basert på erfaring, kunne forventes (se punkt 1.19). Vibrasjonsnivået registrert i området høyre motor/MGB begynte generelt å øke ca. 20. august 1997. I følge opplysninger gitt fra involverte flyteknikere var vibrasjonsnivået ved kontrollen utført om morgenen 22. august godt innenfor grenseverdien på 0,65 IPS. Dette skulle etter HSLs mening indikere at aksel forbindelsen mellom høyre motor og MGB hadde sin opprinnelige geometri, eller en geometri nær opp mot dette fram til ca. 20. august. Hvorvidt den gradvise økningen i registrerte verdier i tidsrommet omkring 20. august skyldes en generelt



stor slitasje på aktuelle deler, ytre påvirkning eller at oppsprekkingen av delene hadde begynt, kan ikke fastslås basert på vibrasjonsdata.

- 2.5.2.2 Den betydelige stigningen i vibrasjonsnivå for høyre motors kraftturbin registrert mellom 2. og 3. september kan ikke forklares med sikkerhet (se fig. 60). HSL antar imidlertid at geometrien i koblingen mellom "splined sleeve" og "splined flange" forandret seg betydelig i denne perioden, og at de resulterende vibrasjoner forplantet seg langs "Bendix shaft" og/eller "liaison tube" inn til motoren. Nærliggende eksempler på slike forandringer kan være at sprekke i "splined sleeve" hadde nådd helt til framkanten på denne slik at grepet om "lock washer" løsnet, at sprekke på "splined flange" splittet delen på tilsvarende måte eller at "lock washer" hadde kommet ut av posisjon på grunn av oppsprekking.
- 2.5.3 Telling av linjer (cycles)
- 2.5.3.1 Det kompliserte oppbrytingsmønsteret på "splined sleeve" forhindrer en sikker bestemmelse av den tiden som oppsprekkingen tok. Selv om tellinger har indikert at sprekke har vokst seg med tilnærmet konstant hastighet, kan sprekke ha fulgt flere forskjellige "ruter" for å lage det mønsteret som ble funnet. Ved å telle linjer (beach marks) i sprekke langs den kortest mulige "ruten" har ECF kommet til 79 linjer. Dette er følgelig et minimumstall for "splined sleeve". Denne metoden ble også benyttet av DNV, og viste seg å gi resultater som sammenfaller med ECF.
- 2.5.3.2 Basert på erfaringer fra undersøkelsen etter den japanske hendelsen (se punkt 1.6.7.2) mener ECF at det er mulig å telle striasjoner i bruddflaten og sammenholde dette med hovedrotorens turtall. "Splined flange" ble splittet av en sprekk som startet på midten og som beveget seg i to retninger. Tellinger av striasjoner langs den delen av sprekken som utviklet seg framover har liten verdi fordi det knyttes usikkerhet til når sprekken nådde framkanten. DNV har imidlertid foretatt tellinger av striasjoner langs den sprekken som utviklet seg bakover og fulgte radien utover. Fordi denne sprekken ikke nådde kanten før ulykken (har "crack toe"), kan sprekkes totale "levetid" fastlegges. Denne "bakre delen" av sprekken ble av DNV funnet å være 80 mm lang. Ved å ta et gjennomsnitt på 7 500 striasjoner per mm blir det totale antallet 600 000 striasjoner. Ved å dividere dette på et rotorturtall på 265 omdreininger per minutt blir svaret 2 264 minutter eller 37,7 timer. HSL mener at dette resultatet ikke kan vektlegges for mye siden det baseres på at hovedrotoren og vibrasjoner fra denne må være årsaksfaktor til at "splined flange" begynner å sprekke. HSL mener at en telling av linjer (beach marks) i sprekken gir et bedre bilde av tidsperspektivet. Dette forutsetter at linjene kan knyttes til operative belastninger på helikopteret. En slik telling foretatt av DNV viser at den samme delen av sprekken inneholdt 105 linjer. Fordi dette tallet er høyere en tilsvarende for "splined sleeve" må 105 linjer legges til grunn ved beregning av minimumstiden for sprekkeutviklingen.
- 2.5.3.3 Det er knyttet usikkerhet til hva en linje i sprekkeflaten representerer (se punkt 1.18.2). Linjeavstandene kan være tilfeldig styrt, eksempelvis av tilfeldige

belastninger eller resonanser i gearboksen, eller den kan være bestemt av operative forhold som har påvirket helikopteret. Teorien med tilfeldige variasjoner i vibrasjonsnivået i MGB underbygges til en viss grad av de funn som GKN Westland Helicopters gjorde i analysen av HUMS data. En sammenligning av linjemønsteret (se fig. 49) med en visualisering av helikopterets operative flygemønster (se fig. 52) viser imidlertid en stor grad av likhet. Videre har DNV funnet at linjemønsteret i sprekken i perioder har vært sammenfallende med det operative flygemønsteret. Linjene i sprekken gir dessuten et så systematisk inntrykk at det synes lite sannsynlig at det har oppstått som følge av tilfeldige variasjoner i vibrasjonsmønsteret i MGB. Det er derfor grunn til å mene at linjemønsteret kan knyttes til operative forhold. Linjene kan med andre ord knyttes til operative "cycles".

- 2.5.3.4 Konklusjonen framsatt av ECF er at en oppstart av rotoren representerer en linje (cycle). Helikopteret startet opp hovedrotoren 105 ganger i perioden mellom 12. august og havaritidspunktet. Det betyr at sprekken i "splined flange" utviklet seg over en periode på 204 flytimer. Hvis en derimot legger til grunn at en linje representerer en avgang finner en at helikopteret foretok 105 avganger i perioden mellom 31. august og havaritidspunktet. Dette betyr i så fall at sprekken utviklet seg over en periode på 61 flytimer og 35 minutter.
- 2.5.4 Inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og hovedgearboks (MGB) forut for ulykken
- 2.5.4.1 Inspeksjonen av "splined sleeve" ble avsluttet om morgenen 22. august 1997 uten at det ble funnet sprekker. Selv om erfaringer har vist at den foreskrevne og benyttede "dye penetrant" metoden har vansker med å avdekke små sprekker (microsprekker) i overflaten av "splined sleeve", er det usannsynlig at selve oppbrytingen av "splined sleeve" hadde startet på dette tidspunktet. Under forutsetning av at "splined sleeve" begynte å sprekke først, eller at "splined sleeve" og "splined flange" begynte å sprekke samtidig, synes det meningsløst at oppsprekkingen av "splined sleeve" skulle ha pågått i 83 timer (204 timer - 121 timer) eller mer på tidspunktet for NDT-inspeksjonen, uten at det ville bli oppdaget under inspeksjonen. Dette standpunktet til ECF innebærer at man hadde løse tenner på "splined sleeve" ved NDT-inspeksjonen. Følgen av dette må være at NDT-inspeksjonen slik den ble gjennomført var helt verdiløs, eller at den ikke ble gjennomført. HSL mener begge alternativene er usannsynlige.
- 2.5.5 Oppsummering
- 2.5.5.1 Resultatene fra telling av linjer i sprekkeflatene gir svært ulike resultater avhengig om en "cycle" defineres som en oppstart eller en avgang. Siden bare sprekken i "splined flange" har kjent startsted og kjent tidspunkt for siste avsatte linje ("crack toe" på tidspunkt for havariet), kan det mest presise tidsaspektet knyttes til denne. Ved å definere en "cycle" som en oppstart viser tellingene at sprekken i "splined flange" startet 12. august, ca. 204 flytimer før ulykken, og ca. 83 flytimer før

NDT-inspeksjonen. Defineres derimot en "cycle" som en avgang viser tellingen at sprekken i "splined flange" startet 31. august, ca. 62 flytimer før ulykken. Det er flere forhold som sannsynliggjør at en "cycle" bør defineres som en avgang (landing):

- I Eurocopters egen beskrivelse av "cycle" i forbindelse med vurderinger av belastninger sett i forhold til gangtid; defineres en "cycle" som en landing
- Hvis en "cycle" defineres som en oppstart av rotorene innebærer dette at "splined flange" begynte å sprekke 83 flytimer før NDT-inspeksjonen ble gjennomført. Undersøkelsen har med all sannsynlighet vist at "splined sleeve" begynte å sprekke før "splined flange". Det synes derfor meningsløst å mene at HS skulle ha gjennomført en NDT-inspeksjon av "splined sleeve" uten at en betydelig oppsprekking av delen med tilhørende løse tenner hadde blitt oppdaget
- Hvis oppsprekkingen av "splined flange" hadde pågått i 83 flytimer forut for inspeksjonen 22. august er det rimelig å anta at sprekken ville ha blitt oppdaget under denne inspeksjonen selv om punkter i inspeksjonen var utelatt.

2.5.5.2 På bakgrunn av dette mener HSL at oppsprekkingen av "splined flange" startet ca. 31. august. Første fase av oppsprekkingen av "splined sleeve" var at tann nr. 6,7,14 og 15 løsnet. HSL mener at det ikke er rimelig å anta at annet en eventuelle mikrosprekker eksisterte på den tiden NDT-inspeksjonen ble utført. Undersøkelsen har med all sannsynlighet vist at "splined sleeve" begynte å sprekke før "splined flange". Det er derfor naturlig å anta at "splined sleeve" begynte å sprekke i perioden mellom 22. og 31. august. Dette er mellom 121 og 62 flytimer før ulykken. Undersøkelsen har videre vist at den første sprekken i den sylindriske delen av "splined sleeve" nådde framkanten av delen før sprekkfronten til sprekken i "splined flange" passerte utenpå det samme området. Det er videre påvist at den første av tre sprekker i "splined sleeve" som nådde framkanten av delen kom til dette stadiet først i oppsprekkingens andre fase (som definert av DNV). Det er ikke mulig å si noe sikkert om tiden det tok før den første sprekken på "splined sleeve" nådde framkanten. Undersøkelsen har imidlertid vist at sprekkveksten var forholdsvis konstant i store deler av "splined sleeve". Det er derfor grunn til å mene at "splined sleeve" startet å sprekke flere titalls flytimer før "splined flange" begynte å sprekke.

2.5.5.3 Utmattingsprekkene oppstod som en følge av dynamiske belastninger over en periode. I dette tilfellet er det grunn til å tro at de dynamiske belastningene påvirket delen i en periode forut for oppsprekkingen (inkubasjonstid). Det er ikke mulig å beregne lengden på denne inkubasjonstiden, bare fastslå at belastningene som førte til oppsprekkingen av "splined sleeve" eksisterte før delen begynte å sprekke.

2.5.5.4 IHUMS informasjon viser at vibrasjonsnivået i området høyre motor/MGB begynte å øke ca. 20. august. Data fra akselerometeret på høyre kraftturbin viser en stigende trend allerede fra 18. august. Da undersøkelsen har vist at det er liten grunn til å mene at oppsprekkingen hadde startet på dette tidspunktet, er det nærliggende å

mene at de økende vibrasjonene skyldes slitasje på "splined sleeve" og/eller "splined flange", eller grunnet vibrasjoner fra MGB.

2.5.5.5 HSL kan ikke fastslå hva den betydelige stigningen i vibrasjonsnivå mellom registreringene 2. og 3. september skyldes. Det er imidlertid grunn til å anta at det skjedde en markert forandring i delenes geometri. Slike forandringer kan være åpning av den sylindriske delen av "splined flange" eller løsning og kantstilling av "lock washer".

## 2.6 En sammenfatning av analysen av tekniske forhold i kapittel 2.2 - 2.5

### 2.6.1 Mulige årsaksfaktorer til at "splined sleeve" begynte å sprekke

2.6.1.1 Det har ikke lyktes for HSL å fastslå med sikkerhet hva som førte til oppsprekningen av "splined sleeve", noe som igjen ledet til ulykken. Av de mange forhold som har vært undersøkt er det særlig to som har skilt seg ut og som ikke kan utelukkes som årsaksforhold:

- tilstanden på hardmetallbelegget på "splined sleeve"
- vibrasjoner fra roterende komponenter i MGB.

2.6.1.2 Undersøkelsen har avdekket flere forhold ved hardmetallbelegget på "splined sleeve":

- det valgte hardmetallbelegget inneholder wolframkarbid-korn som i noen tilfeller har større "diameter" enn beleggets lokale gjennomsnittstykkelse
- beleggets tykkelse ligger stedvis under det spesifiserte minstekravet på 20  $\mu\text{m}$
- beleggets porøsitet er observert å være betydelig, og langt over den spesifiserte verdien på 0,7 - 1,0%
- undersøkelsen har vist lokal lagdeling i hardmetallbelegget og manglende binding mellom grunnmaterialet og hardmetallbelegget
- det er påvist en rekke riper i hardmetallbelegget. Årsaken kan ikke påvises, men ripene kan ikke ha oppstått som en følge av havariet. Hele flak av belegget har stedvis falt ut i områder mellom to riper der hvor ripene går nært sammen.

Disse funnene er alle uten tvil med på å svekke hardmetallbelegget og gjør "splined sleeve" mindre motstandsdyktig mot belastninger enn det som ville vært tilfellet med et mere optimalt belegg.

2.6.1.3 Flere forhold som har blitt avdekket under arbeidet med denne ulykken kan forklares ved at roterende komponenter i MGB forårsaker kraftige vibrasjoner:

- analyser av HUMS-data fra LN-OPG viser at vibrasjonsnivået registrert fra MGB forandret seg betydelig i karakter og styrke i forbindelse med installasjon av MGB nr. M170. Det vibrasjonsmønsteret som ble registrert fra nr. M170 var

uvanlig på flere måter sammenlignet med det som ble funnet på andre tilsvarende MGB hos HS

- MGB nr. M136 gav kort tid etter overhaling hos HS kraftige og stigende vibrasjoner registrert av HUMS. Undersøkelser viste at vibrasjonene ble forårsaket av kombinasjonen "input pinion / 8 000 RPM wheel" på høyre side og at disse komponentene hadde slitasje på tennene som av ECF ble vurdert å være over tillatt grense
- kombinasjonen høyre "input pinion / 8 000 RPM wheel" fra LN-OPG ble testet i MGB nr. M665. Ved vibrasjonsmålinger av gearboksen gav denne kombinasjonen et vibrasjonsmønster som var klart forskjellig fra det som ble registrert på venstre side og på høyre side da gearboksens originale deler var på plass. Vibrasjonsmønsteret hadde derimot mye til felles med det som ble registrert på MGB nr. M136. Slitasjen på tennene på høyre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG ble av ECF vurdert å være over tillatt grense
- 7 av 17 rapporterte tilfeller av feil i aksel forbindelsen mellom motor og MGB er tilknyttet tre akseltapper. Dette kan selvsagt skyldes andre forhold, eksempelvis akselkast på akseltappen (avdekkes ved "Sleeve concentricity check"), men en sannsynlig forklaring er at dette skyldes vibrasjoner som stammer fra kombinasjonen "input pinion / 8 000 RPM wheel".

Det må imidlertid understrekes at undersøkelsen ikke har påvist en direkte sammenheng mellom slitasje på "8 000 RPM wheel" og belastninger påført "splined sleeve".

2.6.1.4 Undersøkelsen har avdekket at O-ring av typen MS9388-133 ikke var montert på høyre "splined sleeve" som forutsatt. Tester utført av ECF viser at dette øker bevegelsesfriheten mellom "splined flange" og "splined sleeve" med en faktor på 1,2 under normale driftsforhold. Det kan knyttes stor usikkerhet til hvor stor denne dempende effekten er under normale driftsforhold, og hvor mye en slik dempende effekt påvirker slitasjen på de aktuelle komponentene. HSL mener imidlertid at det ikke finnes realistiske argumenter som taler for at utmattingssprekkene i "splined sleeve" ble initiert som en følge av en manglende O-ring. Derimot kan den påfølgende sprekkveksten i "splined sleeve" ha blitt påskyndet av denne mangelen.

2.6.2 Perioden for feilutviklingen i "splined sleeve"

2.6.2.1 HSL har forsøkt å fastslå i hvilken tidsperiode feilutviklingen i "splined sleeve" pågikk. I dette arbeidet har HSL vektlagt vibrasjonsdata registrert ved hjelp av HUMS, undersøkelser i bruddflatene på "splined sleeve" og "splined flange" og informasjon om det vedlikeholdet som ble gjennomført på LN-OPG forut for ulykken.

2.6.2.2 På bakgrunn av undersøkelser av bruddflater mener HSL at "splined flange" startet å sprekke ca. 31. august 1997. Videre har undersøkelsen vist at det er naturlig å anta at "splined sleeve" begynte å sprekke før "splined flange". HSL mener at det

ikke er rimelig å anta at det eksisterte noe annet enn eventuelle mikrosprekker i "splined sleeve" da denne ble undersøkt med "dye penetrant" 22. august 1997. Det er derfor naturlig å anta at "splined sleeve" begynte å sprekke i perioden mellom 22. og 31. august. Dette var mellom 121 og 62 flytimer før ulykken.

2.6.2.3 Utmattingsprekkene oppstod som en følge av dynamiske belastninger over en periode. I dette tilfellet er det grunn til å tro at de dynamiske belastningene påvirket delen i en periode forut for oppsprekningen (inkubasjonstid). Det er ikke mulig å beregne lengden på denne inkubasjonstiden, bare fastslå at belastningene som førte til oppsprekningen av "splined sleeve" eksisterte før delen begynte å sprekke.

2.6.2.4 IHUMS informasjon om vibrasjonsnivået i området høyre motor/MGB begynte å øke ca. 20. august. Data fra akselerometeret på høyre kraftturbin viser en stigende trend allerede fra 18. august. Da undersøkelsen har vist at det er liten grunn til å mene at oppsprekningen hadde startet på dette tidspunktet, er det nærliggende å mene at de økende vibrasjonene skyldes slitasje på "splined sleeve" og/eller "splined flange", eller grunnet vibrasjoner fra MGB.

### 2.6.3 Årsaksfaktorer med betydning for hendelsesforløpet

2.6.3.1 Under punkt 2.6.1 er to mulige årsaksfaktorer til at "splined sleeve" begynte å sprekke beskrevet, og under punkt 2.6.2 er tiden for sprekkstart satt til å være mellom 22. og 31. august. I perioden fram til ulykkesturen 8. september utviklet sprekkene seg i både "splined sleeve" og "splined flange" uten at dette ble merket eller registrert andre steder enn i HUMS, og da i form av vibrasjonsdata.

2.6.3.2 Under ulykkesturen førte oppsprekningen til kraftige vibrasjoner i "Bendix shaft", noe som i tur førte til kontakt mellom "phonic wheels" og "speed sensors". Motorens regulerings- og kontrollsystem begynte dermed å tape informasjon om motorens turtall. Følgene av dette var at besetningen ca. 6 min. og 30 sek. før ulykken registrerte at "OVSP" lyset for høyre motor ble tent i en kort periode. Noe senere ble antagelig også "GOV" lyset for høyre motor tent. Besetningen hadde ikke forutsetninger til å forstå alvorlighetsgraden av disse signalene og fortsatte flygingen.

2.6.3.3 Med stor sannsynlighet løsnet deretter "lock washer" og "splined sleeve" og la seg inne i "Bendix shaft". Dette påførte akselveggen i "Bendix shaft" så store belastninger at den røk etter kort tid. Den enden av "Bendix shaft" som var festet til motoren fortsatte å rotere sammen med motoren og påførte denne kraftige vibrasjoner. Disse vibrasjonene satte motorens regulerings- og kontrollsystem helt ut av spill. Ett av resultatene var at reguleringsystemet tilførte motoren drivstoff for å oppnå 104% Ng. Da motoren var blitt uten belastning grunnet akselbruddet, økte turtallet på kraftturbinen til ca. 175% Nf. Ved dette turtallet ble den revet i stykker av sentrifugalkrefter og fragmenter ble med stor kraft slynget ut fra kraftturbinens rotasjonsplan.

- 2.6.3.4 Den eksplosjonsartede hendelsen i kraftturbinen på høyre motor kuttet motoren i to, ødela venstre motor og kuttet flere av helikopterets vitale kontrollstag. Hendelsen, fra "lock washer" kom inn i "Bendix shaft", til motorene var ødelagt og til kontrollstagene kuttet, tok 3,9 sek. Etter dette var helikopteret ukontrollerbart og falt mot havflaten.
- 2.6.3.5 En analyse av årsaksfaktorer har avdekket 14 til dels kompliserte og sammensatte forhold som har vært helt avgjørende for utfallet av ulykken (se punkt 2.3). Ulykken kunne ha vært forhindrethvis bare ett av disse hadde blitt tatt hånd om på en annen måte. Dette knytter ulykken opp mot design og de risikoanalyser som ble foretatt av helikopterkonstruksjonen. Risikoanalyser kan ikke favne alle mulige forhold og problemstillinger. Det kan derfor ikke forventes at mekanismene bak oppsprekningen av "splined sleeve" ville ha blitt identifisert i en slik risikoanalyse. HSL finner imidlertid at det kan reises spørsmål ved hvorfor ikke svakheter ved aksel forbindelsen mellom motorene og MGB, svakheter i systemet for regulering og kontroll av motorens turtall og den manglende beskyttelsen av vitale kontrollstag ble identifisert. HSL er av den oppfatning at ulykken på en illustrativ måte viser en rekke latente faktorer som kunne ha vært avdekket med moderne prinsipper for risikoanalyse.

## 2.7 Styrende dokumenter - dokumentert kvalitetssystem, prosedyrer og menneskene i prosessen

### 2.7.1 Innledning

- 2.7.1.1 Undersøkelsen har vist at Helikopter Service AS fremstår som en profesjonell organisasjon med styrte prosesser, utarbeidede prosedyrer, ressurspersoner og fasiliteter som gir et grunnleggende preg av tillit til styring av sikkerhet. Organisasjonen har en skrevet sikkerhetspolitikk som en del av kvalitetssystemet og overgår i stor grad luftfartsmyndighetenes minimumskrav. Ovenfor HSL har den tekniske ledelsen gitt uttrykk for at de i flere sammenheng har fått positiv omtale, også sammenliknet med andre organisasjoner av samme type. De gav derfor uttrykk for at de ble urimelig behandlet når den norske luftfartsmyndigheten (nå Luftfartstilsynet) i to tilsynsrapporter i 1997 omtalte den tekniske organisasjonen negativt, særlig i rapport nr. 97J007 (se punkt 1.17.1.3). Rapportene inneholder på noen områder anmerkninger/observasjoner som er i samsvar med inntrykk som HSL sitter igjen med i forbindelse med denne undersøkelsen. HS har på sin side gitt uttrykk for at rapportene har vært behandlet behørig, men at selskapet ikke deler hovedkonklusjonene og at disse ikke er representative.
- 2.7.1.2 Helikopter Service AS har altså valgt å legge seg på et nivå som etter deres mening ligger i fremste rekke i relevante sammenlikninger. Selskapets selvvalgte sikkerhetspolitikk og styringen av sikkerhetsarbeidet uttrykt i Kvalitetshåndboken setter imidlertid store krav til en vel fungerende organisasjon med en kontinuerlig forbedringsprosess, måling og kommunisering av sikkerhet ovenfor de ansatte. Det

er etter HSLs mening selvsagt at et luftfartsforetak med høy målsetting og som ønsker å fremstille seg på en slik måte, må vurderes og bedømmes på et høyt nivå både av selskapet selv, av tilsynsmyndighet og av undersøkelsesmyndighet. En "Benchmarking" er kun hensiktsmessig mot likeverdige organisasjoner. Det er i en slik sammenheng at HSL finner det naturlig å rette søkelyset mot selskapets flytekniske organisasjon og det dokumenterte kvalitetssystem. Ikke minst blir dette relevant når selskapet selv i sin egen årsrapport om kvalitet og HMS for året 1999 gir uttrykk for at selskapets mål for sikkerhet og kvalitet ikke ble nådd bl.a. på grunn av ulykken med LN-OPG.

2.7.1.3 Den etterfølgende analysen er både preget av ovennevnte betraktninger og det faktum at selskapet har hatt flere fatale ulykker hvor det har vært grunn til å vurdere organisasjonens evne til å styre sikkerhet. HSL har imidlertid tillit til at HSs ledelse er profesjonell og viser både ydmykhet og selvkritikk med tanke på å finne potensielle sikkerhetsforbedringer, ikke minst i sammenheng med ulykken med LN-OPG og kommisjonens påfølgende undersøkelser.

## 2.7.2 Generelle betraktninger

2.7.2.1 Det er viktig at målene er klare før virkemidlene velges. HS har klarlagt forretningside og hovedmål i Håndbok for kvalitet. For å oppnå de overordnede mål har HS "et integrert system for kvalitetssikring". Dette betyr at kvalitetssystemet skal sikre at virksomheten tilfredsstillende de krav som settes av myndigheten, kunder og selskapet. Av krav som nevnes i kvalitetshåndboken er tilbud om sikker helikoptertransport (forretningside) og at tjenesten skal utføres uten ulykker (et hovedmål). Dette skal ifølge håndboken oppnås gjennom systematisk organisering, planlegging, gjennomføring og oppfølging av alle aktiviteter samt dokumentasjon og revisjon. Alle aktiviteter skal foregå under styrte forhold. Med styrte forhold menes etablering av prosedyrer og instruksjoner som fastsetter metode og verifikasjon for fagmessig utførelse og hensiktsmessig utstyr. Det er de respektive ledes ansvar å sørge for kvalitetssikringsfunksjonen innenfor vedkommendes organisasjonsenhet. Dette foregår ved at lederen (manager) er den ansvarlige for opprettelse av og har eierskap til prosedyrene som er beskrevet i de respektive Procedures Manuals (PM). Dette betyr i praksis at de respektive PMs inneholder prosedyrer hvor "eierskapet" ligger hos flere ledere.

2.7.2.2 Ved etablering av et kvalitetssystem er det viktig å nøye overveie hvordan systemets dokumentasjon mest hensiktsmessig skal struktureres. I en risikoutsatt virksomhet er det ikke bare myndighet og kunde som skal ha tilfredsstillende tillit til et slikt system. Viktig er også at systemet er logisk oppbygget, er brukervennlig og forstått av virksomhetens personell og virker sikkerhetsfremmende. Menneskene som skal forholde seg til kvalitetssystemet må være godt informerte, opplærte, motiverte, lojale og leve i en kultur hvor kvalitetssystemet blir et naturlig holdepunkt for det daglige arbeidet samt incitament for stadige forbedringer. Kvalitetssystemet må løpende overvåkes og ledelsen må hele tiden bedømme om



resultatene stemmer overens med det som er planlagt og målsatt, og om systemet er hensiktsmessig for å nå målene.

- 2.7.2.3 Ved ulykken med LN-OPG ble hverken forretningside eller hovedmål overholdt eller nådd. Da virkemidlene for å nå målene i hovedsak er beskrevet i teknisk divisjons dokumenterte kvalitetssystem (MOM og PMs), blir derfor naturlig å se nærmere på denne dokumentasjonens hensiktsmessighet, struktur og godhet.
- 2.7.2.4 I kapittel 3 i MOM settes det opp kriterier for hvordan og hvorfor teknisk avdelings kvalitetssystem er opprettet. Systemet skal både dokumentere hvordan kvalitetssystemet skal fungere og skal ovenfor myndigheter og kunder skape tillit til at alle krav blir ivare tatt av organisasjonen og dermed medvirke til sikker helikoptertransport.
- 2.7.2.5 Vedlikeholdspersonellet skal forholde seg til det dokumenterte kvalitetssystemet i teknisk divisjon som omtalt ovenfor. Det synes som om dette dokumentverk er strukturert på en tilfredsstillende og anerkjent måte. (se punkt 1.17.2.4).
- 2.7.2.6 Ser man imidlertid nærmere på dette dokumentverk synes det derimot å være mindre hensiktsmessig på en rekke steder. Det er eksempler på uklarheter og mangler som gjør det vanskelig å få full tillit til det. Nedenfor analyseres tre relevante observasjoner som eksemplifiserer dette:
- 2.7.3 Observasjon 1:
- 2.7.3.1 MOM beskriver at det for alle luftfartøyper er utgitt en Maintenance Requirements Manual (MRM) som skal være godkjent av luftfartsmyndigheten. MRM inneholder "work cards and forms" som også benyttes som dokumentasjon. Maintenance Requirement List (MRL) er del av MRM. MRL er "...an EDP register which form the base for the Maintenance Operations System (MOS)" (ref MOM 07-01-10). I PMTD (01-23) sies om MRM at vedlikeholdskravene er registrert i et "computerised requirements register" uten øvrig referanse. I MOM finnes følgende om EDB-baserte registre:
- "Maintenance Requirement System (MRS):  
Future computer based system for accomodation of the maintenance programs (current MRM/MRL requirements (Routine Maintenance)). Only reference to the system is given in MCS."
- 2.7.3.2 I PMMR beskrives tre forskjellige arbeidskort/dokumentasjonssystemer:
- 06-09 (1/9-96) "Work Pack System" som kun kan benyttes for luftfartøyer med et MRM system som er "prepared and updated for integration" og registrert i MOS.  
06-16 (1/4-96) "Work Specification" (WSP)-"Work Specification List" (WSPL).

06-19 (1/4-95) "Work Card System". Her nevnes at det skal være en "transitional phase" hvor gamle arbeidskort og former vil bli erstattet med "New work card type". Videre står det at "New type" består av "Main Task-Sub Task-Item".

### 2.7.3.3 Diskusjon:

Vedlikeholdsprogrammet for det enkelte luftfartøy er dokumentert i MRM. Det er kun denne håndboken som er godkjent av luftfartsmyndigheten. Programmet er lagt inn i et datasystem (MRS-system) som følger opp gangtider, gir oversiktslister for vedlikeholdsaktiviteter og genererer arbeidskort. MRS-systemet er ikke beskrevet på annen måte en det som er vist i ovenstående. Prosedyrene 06-9 og 06-16 nevner MOS (Maintenance Operations System). MRS-systemet skal være et "future computer based system". Det må kunne stilles spørsmål ved hvor lenge uttrykket "future" kan stå i en slik dokumentasjon uten at "foreldelsesfristen" utløper. Det finnes forøvrig ingen beskrivelse av MRS-systemet. Hvordan dette står i forhold til MOS er heller ikke beskrevet. I PMTD 01-23 er fastslått at alle endringer i arbeidskort i MRM skal være godkjent av seksjonssjef. HSL forstår at dette skal gjøres med bakgrunn i at endringene skal kvalitetssikres. Hvordan seksjonssjefen blir presentert de detaljerte endringene som programingeniøren gjør, er ikke beskrevet, ei heller hvordan godkjennelsene dokumenteres. PMTD 01-23 finnes forøvrig ikke i prosedyreregisteret i MOM.

Luftfartsverket bemerket i sin rapport 97J007 at verkstedet ikke hadde utarbeidet noen fremdriftsplan for overgang til MRS/Work Pack. Det synes derfor som om programmene har vært styrt på forskjellig måter i lengre tid. Ved samtaler med ansvarlig personell i HS i forbindelse med undersøkelsene omkring LN-OPG ble det bekreftet at det fremdeles var flere nivåer som vedlikeholdsprogrammene ble styrt og dokumentert på (flere arbeidsbeordringssystemer). Da det er påvist at vedlikeholdsprogrammet for inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB ble revidert på en måte som kunne utelate vedlikeholdsaktiviteter for hele AS 332-flåten, synes det som om det ikke har vært kontroll nok i den flere år lange fasen som har pågått med forskjellige arbeidskortsystemer. Dette har gitt seg utslag i at flyteknikere i en periode har hatt uklar oppfatning om eksempelvis Main Task skal benyttes eller ikke. Main Task skal i henhold til prosedyren den beskrives i være en "new type workcard". Hvordan denne type kort kan være en ny type er vanskelig å forstå etter at "Work Pack System" har blitt innført for beordring av vedlikeholdsoppgaver.

HSL finner grunn til å bemerke at det er utilfredstillende at det ikke finnes noen klar linje i hvordan selskapet takler en relativ lang fase med flere gjeldende systemer. Særlig er det å bemerke at i en slik fase er det spesielt viktig å etablere kvalitetssikring (for eks. kvalitetsplaner) som sikrer at det er full styring med vedlikeholdet av luftfartøyene. Når så ikke har vært tilfelle synes det som om kvalitetssystemet på dette området har sviktet. Sikkerheten ble dermed berørt.

#### 2.7.4 Observasjon 2:

2.7.4.1 HSL har i en tidligere rapport (HSL rapport nr. 2/98) bemerket at teknisk divisjons dokumenterte kvalitetssystem med fordel kunne gjennomgå med hensyn til korrekthet. I en omfattende skriftlig kommentar i forbindelse med høringen av rapporten tilbakeviste selskapet den gang i hovedtrekk HSLs observasjoner og bemerkninger. Selskapets interne årsrapport fra 1997 fastslår at det store flertall av selskapets overordnede håndbøker er i god tilstand og gir ledelsen et godt fundament til å lede og styre selskapets mange aktiviteter.

#### 2.7.4.2 Diskusjon:

Korrekthet og godhet i dokumentasjonen er et meget viktig tema i luftfart siden de styrende dokumenter er å betrakte som sikkerhetsdokumenter. I teknisk divisjon gjelder dette i særdeleshet det dokumenterte kvalitetssystem, MOM og PMs. HSL har i detalj gjennomgått disse dokumenter og mener at den tilstand de var i på ulykkestidspunktet ikke var tilfredsstillende. De inneholdt feil og mangler som skjemmet et ellers strukturert system. Som eksempler kan nevnes bruk av feil organisasjonskoder (ikke lenger gjeldende), henvisning til ikke gjeldende avdeling (Planning department), manglende figurer som det henvises til, bruk av flere uttrykk på samme forhold (eksempelvis line stations - secondary bases - secondary stations - temporary bases - temporary line stations) og postulater som ikke er dokumentert (for eks. MRM er "..designed according to a logical method..." og "The maintenance program must only contain items that satisfy MSG-3 Applicability and Effectiveness Criteria"). Flere eksempler kan dokumenteres. HSL kan derfor ikke uten videre akseptere at det dokumenterte kvalitetssystem i teknisk divisjon fullt ut var i "god tilstand" på ulykkestidspunktet. Det må stilles spørsmål ved om ledelsen ved sin plikt til overvåking har grunn til å mene at systemet har oppfylt sin hensikt når det gjelder å oppnå de overordnede mål som nevnt ovenfor. Systemet kan derfor med fordel bli gjenstand for en grundig gjennomgang med hensyn til korrekthet og godhet.

#### 2.7.5 Observasjon 3:

2.7.5.1 Under samtaler med personell på flere nivåer i teknisk divisjon har HSL registrert at forståelsen av selskapets integrerte kvalitetssystem i sin alminnelighet og teknisk divisjons system i særdeleshet som beskrevet gjennom MOM og PMs ikke alltid er like godt fremtredende. HSL har også registrert Luftfartsinspeksjonenens (nå Luftfartstilsynets) bemerkninger i tidligere omtalte rapport 97J025 om at de ansattes kjennskap til rutiner og bestemmelser ikke er tilfredsstillende, og at det må til en holdningsendring på alle nivåer for å forbedre situasjonen.

#### 2.7.5.2 Diskusjon:

Som pekt på ovenfor er det overveiende viktig at alle som påvirker kvalitet forstår det av ledelsen valgte kvalitetskonseptet og aksepterer det. Det er to sider ved et

slikt konsept - prosessene og menneskene. Et nøkkelbegrep er derfor at dokumenter som styrer kvalitetsprosessene er entydig og forstått av alle. Dette setter krav til både opplæring, men også til holdningsskaping. Det er sagt at kvalitet er først og fremst holdninger - ikke papirsystemer. Allikevel mener HSL at "papirsystemet" skal være løpende oppdatert og korrekt - i den grad det er praktisk mulig - fordi det er å betrakte som sikkerhetsdokumentasjon i et luftfartsforetak (se ovenstående punkt 2). Når det gjelder opplæring og motivasjonsarbeide har HSL erfart på et generelt grunnlag innen kvalitetsteknologien at det ofte svikter på dette området. Den erfaring som HSL har gjort ved denne undersøkelse synes å bekrefte dette. Flere nivåer i teknisk divisjon hevder at opplæring i kvalitetssystemet er mangelfull. HSL finner derfor grunn til å peke på at hele konseptet, både prosessene og ivaretagelsen av holdningsskapingen synes å gir rom for forbedringer i teknisk divisjon.

## 2.7.6 Forbedringstiltak

### 2.7.6.1 Under undersøkelsesarbeidet har HSL fått tilgang til "Sikkerhetsprogram for Helikopter Service 1998". Fra en av målsettingene i programmet siteres:

"Vår styrende dokumentasjon skal være beskrivende, klargjørende, entydig og brukervennlig."

For å gjennomføre dette besluttet HS:

"Vi skal foreta revisjoner av eksisterende håndbøker med sikte på forenkling av prosedyrer og språklig forenkling for bedre forståelse og enklere systemvedlikehold."

### 2.7.6.2 I relasjon til de observasjoner som HSL har gjort, og som er referert i punktene 2.7.1 til 2.7.5, ser kommisjonen positivt på de forbedringsaktivitetene som selskapet har planlagt gjennomført.

## 2.8 **Luftfartsverkets tilsyn**

### 2.8.1 Generelt

#### 2.8.1.1 Inntil opprettelsen av Luftfartstilsynet (LT) 1. januar 2000 var det Luftfartsverket, avdeling for luftfartsinspeksjon, som utførte tilsyn med luftfartsforetak (selskap). Hensikten med slike tilsyn skal, som pekt på i punkt 1.17.1.1, være å påse at gitte forutsetninger fortsetter å tilfredsstillе forskriftsverket etter at det er gitt adgang til luftfartssystemet. Vurderingen av sikkerhetsstandarden baseres ikke utelukkende på tilsyn gjennom inspeksjoner (revisjoner), men også på løpende korrespondanse, kommunikasjon og informasjon mellom det enkelte foretak og tilsynsmyndigheten. Tilsynsmyndigheten representeres vanligvis ved faste saksbehandlere som har et

antall selskap som sitt spesialområde. På denne måten får saksbehandlerne god kjennskap til de selskap de vanligvis behandler.

- 2.8.1.2 HSL har gjennomgått myndighetens tilsynsrapporter/revisjonsrapporter gjeldende for HS i perioden 1990 til 1997. Myndigheten synes i hovedsak å benytte ordningen med delte flyoperative- og flytekniske inspeksjoner, men det finnes også eksempler på felles utførte inspeksjoner. HS er kvalitetsteknisk godkjent på bakgrunn av BSL D 1-1 og JAR 145. Etter HSLs mening er det svært viktig at sikkerhetsstyrende systemer som kvalitetssystem og flysikkerhetsprogram blir viet særlig oppmerksomhet ved myndighetens tilsyn. Grunnen til dette er at HSL har erfart at deler av tilsynsvirksomheten har lidd under ressursmangel og at det derfor blir viktig å allokere ressursene til områder hvor de får størst effekt. I en slik sammenheng blir løpende vurdering av selskapets styrende dokumenter, og effekten av kvalitets- og sikkerhetssystemene, særlig viktige oppgaver å rette ressursene mot.
- 2.8.1.3 HS har i mange år hatt et "integrert system for kvalitetssikring" definert i selskapets "Håndbok for kvalitet". Dette har vært gjeldende også før BSL D 1-1 ble en realitet i 1995. Verkstedsorganisasjonens kvalitetssystem i relasjon til JAR 145 ble vurdert og akseptert av LV i 1995. Først i 1997 ble selskapets kvalitetssystem godkjent etter BSL D 1-1. Godkjennelsen var basert på det allerede eksisterende kvalitetssystemet. Dette systemet innbefatter internkontroll (Helse Miljø og Sikkerhet - HMS), og fra 1998 et eget kapittel om sikkerhetsstyring. Perioden 1990-1997 ble kvalitetsteknisk formelt sett en tid hvor selskapet måtte forholde seg til flere kvalitetsstandarder. Reelt sett synes det som om selskapet har utviklet sitt kvalitetssystem løpende og derfor har hatt fordelen av å "ligge foran" når formelle godkjenninger ble aktuelle.
- 2.8.1.4 LV har ved sine inspeksjoner tidvis berørt kvalitetssystemets egnethet og effektivitet ved å berøre utpekte temaer og vurdere disse mot selskapets håndboksystem, resultatdokumentasjon og interne revisjonsrutiner. I realiteten betyr dette at både flyoperative og flytekniske inspeksjoner hver for seg vurderer kvalitetssystemet, eller deler av det. En samlet og overordnet vurdering av kvalitetssystemets godhet, herunder flysikkerhetsprogram og HMS synes derimot å mangle. De få felles inspeksjonene som er avholdt synes ikke å inkludere en slik overordnet vurdering. Selskapets ledelse er forpliktet gjennom den valgte kvalitetsstandard løpende å vurdere hele kvalitetssystemets hensiktsmessighet og tilstrekkelighet. Etter HSLs mening burde LT ha samme krav ved tilsynsarbeidet, eksempelvis ved at LTs faste saksbehandlere ovenfor selskapet periodisk foretar en slik samlet gjennomgang.
- 2.8.1.5 JAA anbefaler gjennom standarder for myndighetens tilsynsarbeide å være strenge når det gjelder innholdet i luftfartsforetakenes styrende dokumenter (håndbøkene). Såkalt "superfluous" informasjon, altså informasjon som strengt tatt ikke er nødvendig, ikke gir mening eller er irrelevant, ikke skal finnes i håndbøkene. JAA sier at overflødig innhold i håndbøker har en tendens til å overskygge den

informasjon til angjeldende personell som de *virkelig trenger, må forstå og må forholde seg til*. Det legges også vekt på at til tross for at det er det enkelte selskap som har ansvaret for innholdet i håndbøkene, må myndigheten for å kunne utøve sin tilsynsoppgave, ha inngående kjennskap til selskapets styrende dokumenter. Den erfaring HSL har gjort angående håndboksystemet i teknisk divisjon per ulykkesdato tilsier at myndigheten bør legge større vekt på håndbøkens innhold i sitt tilsynsarbeide.

## 2.8.2 Luftfartsverkets tilsynsrapporter av 1997

- 2.8.2.1 Som vist under punkt 1.17.1.3 foretok LV i 1997 to virksomhetstilsyn (inspeksjoner) hvor konklusjonene var særlig kritiske ovenfor teknisk divisjon. Det ble blant annet pekt på at det måtte "en holdningsendring til blant medarbeidere på alle nivåer i selskapet" og at anmerkningene som fremkom etter inspeksjonene var "symptomer på at rutiner, holdninger, kunnskap og ansvar for utført arbeide kan og må forbedres". LV mente det var urovekkende at flere forhold, også alvorlige, var påpekt i tidligere rapporter. HSL berørte dette under sine samtaler med selskapet både fordi enkelte anmerkninger var på linje med observasjoner som HSL hadde gjort, men særlig fordi så alvorlige konklusjoner fra en tilsynsmyndighet vedrørende et luftfartsforetak kan berøre sikkerhetsspørsmål. Teknisk ledelse forklarte at de ble svært overrasket over kommentarene fra LV. Selv om de ikke kjente seg igjen, tok de forholdet alvorlig. Særlig mente man at mange andre rapporter som var avgitt ovenfor selskapet over lang tid ikke ga samme inntrykk, og at de to refererte rapportene var spesielle og ikke på noe område representative for selskapet. Det ble videre hevdet at antall anmerkninger, særlig fra inspeksjonen utført i samarbeid med FAA, gjenspeilte de store ressursene som ble satt inn under inspeksjonene.
- 2.8.2.2 HSL har gjennomgått de 106 anmerkningene fra de to omtalte rapportene. Samtlige anmerkninger er relatert til innholdet i JAR 145 (verkstedsforskrift) og til verkstedets håndboksystem (MOM, rev. 8). Det er vanskelig for HSL ved gjennomgang av LVs tilsynsrapporter i perioden 1990 -1997 å kunne se en stigende tendens når det gjelder anmerkninger i perioden. Året 1997 må derfor vurderes spesielt i en slik sammenheng. Det store antall anmerkninger som ble rapportert kan også sees i sammenheng med de ressurser som ble satt inn. HSL er derfor ikke uten videre enig med selskapet i at det skulle ha noen betydning at slike forhold ikke var avdekket tidligere. At tilsynsmyndigheten hadde få anmerkninger ved tidligere inspeksjoner reduserer ikke alvorlighetsgraden av tilsynsrapportene fra 1997. Hvis sikkerhetsmyndigheten hadde så alvorlige merknader til teknisk divisjon som rapportene tyder på, er det all grunn til å anta at disse merknadene var representative for situasjonen på det tidspunkt de ble observert. Konklusjonene i rapportene må ikke nødvendigvis oppfattes som ledd i en langvarig trend, og selvsagt ikke som noe som skal vedvare. HSL kan forstå at selskapet følte at rapporten var for kritisk overfor selskapet fordi de selv mente å ha lagt ned store ressurser i sikkerhetsarbeidet. Det er imidlertid grunn til å mene at så omfattende rapporter fra tilsynsmyndigheten bør være til stor hjelp i en intern

forbedringsprosess. En forutsetning for dette er at selskapet er villig til å inse at eventuelle kritiske kommentarer fra sikkerhetsmyndigheten har som formål å bidra i en forbedringsprosess. Dette bør også gjelde andre kilder med faglig rett til å uttale seg om sikkerhetsspørsmål.

- 2.8.2.3 HSL mener for øvrig at anmerkningene i de ovennevnte rapportene isolert sett ikke direkte berører sikkerheten i selskapets operasjoner, men derimot at det er symptomer på forhold som må forbedres, slik LV uttrykker det. HSL mener å ha erfart at HSs organisasjon innehar den kompetanse som skal til for å sørge for at den fremtidige kvalitetsforbedringsprosessen tar vare på forholdene som nevnt i tilsynsmyndighetens rapporter av 1997.

## 2.9 Vedlikehold gjennomført i selskapet

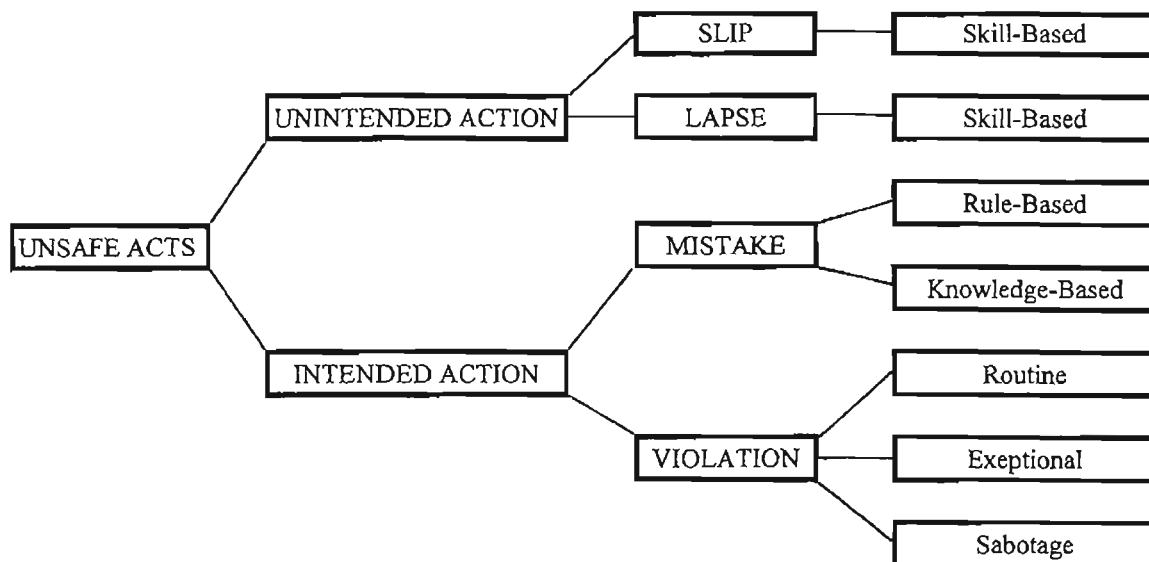
### 2.9.1 Forhold ved selskapets tekniske avdeling som HSL mener var uheldige

- 2.9.1.1 I forbindelse med undersøkelsene omkring ulykken har HSL identifisert 10 forhold ved teknisk avdeling hos HS som HSL mener kan forbedres. Disse forholdene representerer avvik fra selskapets bestemmelser eller representerer på annen måte en uheldig praksis:

- 1 Under revisjon av MRM ble relevante vedlikeholdskrav utdeliggjort (se punkt 1.18.1.2).
- 2 Den uheldige konsekvensen av revisjonen ble ikke oppfanget av selskapets kvalitetssystem (se punkt 1.18.1.2).
- 3 Det er sannsynlig at O-ringen på høyre "splined sleeve" ikke ble installert ved gjennomføringen av siste G-sjekk (se punkt 1.6.6.4).
- 4 Det ble ikke installert O-ring på høyre "splined sleeve" ved bytte av "Bendix shaft" (se punkt 1.6.6.4).
- 5 Oppdagelsen av den manglende O-ringen og den etterfølgende montering av "Bendix shaft" uten at ny O-ring ble installert, ble ikke varslet eller ført opp som et avvik i DMR (se punkt 1.6.6.4).
- 6 "Main Task 72" ble ikke benyttet ved siste inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB (se punkt 1.6.6.6).
- 7 O-ringen ble ikke fjernet og følgelig ikke montert igjen i forbindelse med gjennomføringen av siste NDT-inspeksjon (se punkt 1.6.6.6).
- 8 Det kan ikke dokumenteres at "splined flange" ble inspisert i henhold til MET i forbindelse med siste inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB (se punkt 1.6.6.6).
- 9 HUMS-akselerometeret for hovedgearboksens høyre inngående akseltapp var ute av drift i en lengere periode før ulykken (se punkt 1.6.4.6).
- 10 Det ble ikke signert for PFC i helikopterets DMR før avgang ulykkesdagen (se punkt i.1.2).

## 2.9.1.2

Til hjelp under analysen av disse forholdene har HSL benyttet en analysemodell utviklet av professor J. Rasmussen. Modellen er en del av en metodikk utviklet for bedre å forstå bakgrunnen for handlinger som medfører risiko (unsafe acts). Metoden kan være en hjelp for å avdekke satsingsområder hvor ressurser kan settes inn, og på den måten forhindre gjentakelser av "unsafe acts". Modellen er gjengitt nedenfor.



## 2.9.1.3

HSLs forståelse av uttrykkene benyttet i Rasmussens modell:

- Unsafe acts: Handlinger som medfører risiko
- Unintended action: Ubevisst eller ikke villet handling
- Intended action: En tilsiktet handling
- Slip: En feilhandling styrt av ubevisste, innlærte prosedyrer eller reflekser
- Lapse: En forglemmelse
- Mistake: En feiltakelse
- Violation: Brudd på prosedyrer/bestemmelser
- Skill-Based: *Dyktighets-basert* (Innlærte prosedyrer og ferdigheter som kan utføres ubevisst)
- Rule-Based: *Prosedyre-basert* (Handling basert på prosedyrer som er lært eller beskrevet)
- Knowledge-Based: *Kunnskaps-basert* (Handling basert på kunnskaper og innsikt)
- Routine: Rutinemessige regelbrudd
- Exceptional: *Enkeltstående regelbrudd*
- Sabotage: Sabotasje.

## 2.9.1.4

Denne modellen har tradisjonelt vært benyttet for flygende personell. Uttrykket "skill-based" har som det framgår i forklaringen ovenfor vært knyttet til ferdigheter og reaksjonsmønstre som er innøvd slik at de kan utføres ubevisst eller som



reflekser. Slike ferdigheter er sentrale for flygende personell, men har liten relevans i forbindelse med vedlikeholdsarbeid. Modellen gir etter HSLs mening ikke rom for at "unintended actions" også kan skyldes andre ting en svikt i reflekser eller innlært automatikk. HSL ser videre at grensesnittet mellom uttrykkene "unintended action" og "intended action" kan være avhengig av hva i hendelseskjeden som defineres som "unsafe acts". Fordi det er få kritiske arbeidsoperasjoner ved teknisk avdeling i et selskap som bygger på innlærte ubevisste reaksjonsmønstre og reflekser, er det naturlig at "unsafe acts" knyttes til "intended action". De enkelte uttrykkene er i analysen av hver enkelt arbeidsoperasjon (unsafe act) forsøkt oversatt til norsk. På bakgrunn av dette har HSL kommet fram til følgende:

- 1 HSL mener at utydeliggjøringen av vedlikeholdskravet ved revisjon av MRM var resultat av en feiltakelse (se punkt 1.18.1.2). Feilen oppstod under en revisjon som skjedde i overgangsperioden mellom et vedlikeholdssystem basert på "Work Cards" (Main/Sub Tasks) og innføringen av et "Work Pack System". I denne prosessen ble de fleste referanser til "Main Tasks" tatt ut og arbeidet ble hovedsakelig basert på henvisninger til helikopterets vedlikeholdshåndbok (MET). Informasjonen i "HS REVISION" om at "Main Task 72" finnes i MRM (se punkt 1.6.6.6) kan ikke sies å være et entydig dekkende krav til at dokumentet skal benyttes. HSL mener at innføringen av "Work Pack System" ikke var beskrevet på en tilfredsstillende måte i selskapets tekniske håndbøker. Videre kan ikke HSL se at konsekvensene ved denne overgangen var vurdert av selskapets tekniske ledelse på en tilfredsstillende måte. De som gjennomførte revisjonen oppdaget ikke, eller skjønnte ikke, alle konsekvensene ved å utelate henvisningen til "Main Task 72". En sammenligning av kravene i helikopterets vedlikeholdsprogram (PRE) og kravene slik de ble etter revisjonen av MRSno. 14887 ville vist at beordringen av inspeksjonen var utydelig. HSL mener at denne feilen kunne oppstå fordi det var manglende prosedyrer for innføring av "work Pack System", og fordi det ikke var innarbeidede prosedyrer for å samholde det reviderte innholdet med de opprinnelige vedlikeholdskravene. Feiltakelsen kan derfor karakteriseres som *prosedyre-basert*. Dette viser at det særlig ved innføring av nye systemer må stilles store krav til konsekvensanalyser og entydige prosedyrer.
- 2 PM-TD kapittel 01-23 gir krav til en gjennomgang av revisjonene "by the section manager" hvis revisjonen er klassifisert som "Major". Revisjonen av inspeksjonen for høyre side (MRSno. 14887) ble klassifisert som "Minor". Revisjonen av inspeksjonen for venstre side (MRSno. 14885) ble imidlertid klassifisert som "Major" og heller ikke ved den revisjonen ble konsekvensene ved å utelate henvisning til "Main Task" fullt ut forstått. Grunnet mangel på tilgjengelig skriftlig dokumentasjon kan ikke HSL avklare hvorfor feilen ved revisjonen ikke ble oppfanget hverken på høyre eller venstre side. Det kan imidlertid fastslås at selskapets selvpålagte kvalitetssikring av revisjonene ikke fanget opp feilen og derfor ikke virket etter hensikten. "Section manager" får ukentlig en oversikt over de revisjoner som skal utføres. Med bakgrunn i det til dels store antall revisjoner som må gjennomgås, og den begrensede bakgrunnsinformasjon som presenteres for hver revisjon, kan det synes vanskelig å utføre en fullverdig kontroll. Basert på de prosedyrene og innarbeidede rutineene som forelå, kan det følgelig ikke

forventes at feilen burde blitt oppdaget. HSL mener at denne svikten i kontrollrutinene var *prosedyre-basert*. Selskapet bør derfor vurdere om kontrollrutinene kan forbedres.

- 3 All tilgjengelig dokumentasjon tilsier at O-ringen på høyre "splined sleeve" skulle ha vært montert ved siste "G-sjekk". Det er ingen grunn til å tvile på opplysningene som flyteknikerne gav om at O-ringen manglet ved avmonteringen av høyre "Bendix shaft" 16. juli 1997. HSL ser ikke noe motiv for å komme med feilaktige, og for flyteknikerne uheldige opplysninger om O-ringen. Det synes også helt usannsynlig at O-ringen skulle ha vært skadet slik at den kunne falle av og forsvinne helt under dette arbeidet. Hvis O-ringen manglet 16. juni finnes kun to alternativer. Enten ble den ikke installert ved "G-sjekk" eller så har den forsvunnet i perioden fram til 16. juni. Det foreligger ingen opplysninger om at høyre "Bendix shaft" har vært frakoblet MGB denne perioden. Det tyder derfor på at O-ringen manglet allerede under monteringen på "G-sjekk". HSL har ingen forklaring på hvorfor O-ringen ikke ble installert på tross av at det finnes tre signaturer som bekrefter at den var på plass. Da dette hendelsesforløpet er ukjent har det ikke vært mulig å koble dette til Rasmussens modell.
  
- 4 Begge flyteknikerne som foretok skifte av "Bendix shaft" var klar over at helikopteret ble klargjort for flyging uten O-ring. Den ene av de to mente at O-ringen ikke skulle være til stede og denne utelatelsen er en *kunnskaps-basert* feiltakelse. Frekvensen av slike feiltakelser kan reduseres ved økt opplæring, og HSL mener at selskapet bør vurdere om opplæringen kan forbedres. Det kan i den sammenheng reises berettiget tvil om O-ringen skulle være til stede basert på den informasjonen som teknikerne hadde tilgjengelig. "Reglene" synes ikke å være konsistente i det at helikopterets IPC og "Main Task" viser at O-ringen skal monteres, men at det oppgitte referansedokumentet for arbeidet (MET 63.10.00.401) ikke omtaler O-ringen. Den andre flyteknikeren kontaktet senere samme dag selskapets tekniske avdeling på Sola og fikk bekreftet at O-ringen skulle være på plass. Før han reiste fra Brønnøysund gav han beskjed om dette til teknisk formann. På dette tidspunktet var det klart at hvis ikke O-ringen ble ettermontert ville *regelen bli brutt*. Brudd på prosedyrer kan være en indikasjon på at prosedyrene er vanskelige eller umulige å gjennomføre, gjerne i kombinasjon med dårlig motivasjon eller manglende forståelse for viktigheten av eget arbeid. Brudd på prosedyrer kan også være en indikasjon på at prosedyrene ikke håndheves entydig. HSL mener at selskapet må analysere dette forholdet nærmere.
  
- 5 Oppdagelsen av den manglende O-ringen og den etterfølgende montering av "Bendix shaft" uten at ny O-ring ble installert, ble ikke varslet eller rapportert på noen måte. Dette skjedde heller ikke etter at det ble helt klart at O-ringen skulle installeres. De involverte har ikke kunnet gi noen forklaring på hvorfor dette ikke ble gjort. Et slik avvik skal føres i DMR. Dette avviket kan sees i klar sammenheng med punkt 4 og kan karakteriseres som *et enkeltstående regelbrudd*.

- 6 Under inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB ble "Main Task 72" ikke benyttet. Flyteknikerne som var involvert valgte ikke å benytte "Main Task 72" og mente at det ikke var et absolutt krav til å benytte disse selv om det fantes relevante "Main Tasks" for arbeidet. HSL kan heller ikke se at det finnes entydige krav til bruk av "Main Task" i det aktuelle tilfellet. Unnlatsen av å bruke "Main Task 72" som vedlikeholdsunderlag, i kombinasjon med feil i teksten på den beordrede vedlikeholdsoppgaven, førte til at inspeksjoner og resultatdokumentasjon uteble. Mangelen av slike entydige krav til bruk av "Main Tasks" bør derfor karakteriseres som en *prosedyre-basert* feiltakelse. HSL mener på bakgrunn av dette at selskapet må foreta en gjennomgang og klarlegge bruken av "Main Task" i selskapet.
- 7 I produsentens vedlikeholdsunderlag (MET 63.10.00.602, se appendix A) som ligger til grunn for inspeksjonen som skulle utføres står det klart at O-ringen skal fjernes før NDT-inspeksjonen foretas. I teksten som beordret arbeidet stod det:

"Perform NDT of Right MGB Input Sleeve iaw MET 63.10.00.602, para. 3.4."

Dette kan forstås på flere måter:

- det kan bety at bare NDT delen av para. 3.4 skulle utføres, og at de andre punktene (eks. remove seal) ikke var inkludert
- det kan bety at hele para. 3.4 skulle utføres inkludert 3.4.1, 3.4.2, 3.4.2.1 og 3.4.2.2
- det kan bety at bare para. 3.4 med de to unummererte punktene skulle utføres (inkludert remove seal).

Denne mangelen i presis formulering kan ha vært en medvirkende faktor til manglende fokus på O-ringen. NDT-teknikeren har uttalt at han bare forholdt seg til de dokumenter som hadde betydning for å utføre den faglige delen av arbeidet, nemlig selve "dye penetrant" inspeksjonen. Det var følgelig det arbeidet han signerte for. Han hadde videre mindre praktisk kjennskap til referansedokumentet MET 63.10.00.602, fordi han ikke forholdt seg til det i sitt daglige arbeid. I de fleste tilfellene inspiserte NDT-teknikeren "splined sleeves" etter at de var montert ut av helikopteret og O-ringen var da normalt tatt av. Under den aktuelle inspeksjonen påpekte ingen av de involverte at O-ringen manglet. Dette tyder på at O-ringen ikke ble forsøkt fjernet eller installert som beskrevet i MET. Utelatelsen av disse arbeidsoperasjonene har etter HSLs mening en sammensatt bakgrunn. HSL mener at O-ringen skal fjernes for å forenkle vaskingen av "splined sleeve" i dette området. Dette vil også forhindre at NDT-kjemikalier blir liggende rundt O-ringen nede i sporet. At NDT-teknikeren ikke kjente til O-ringens eksistens tyder på at den normalt ble viet liten oppmerksomhet. Manglende oppmerksomhet om O-ringens eksistens kan etter HSLs mening knyttes til problemer i grensesettingen mellom arbeidsoperasjoner tilhørende flyteknikerne og andre faggrupper. Det var ikke beskrevet hvem som hadde ansvaret for å fjerne O-ringen, og den tidligere omtalte uklare teksten i vedlikeholdsunderlaget førte til ytterligere

muligheter for feil. Inspeksjonen var i følge de involverte utført i henhold til innarbeidet praksis. Arbeidet ble utført slik de involverte mente var riktig og i henhold til selskapets prosedyrer. At punkter i inspeksjonen likevel ble utelatt kan derfor knyttes til mangler ved prosedyrene, og avviket karakteriseres som en *prosedyre-basert* feiltakelse. HSL mener at selskapet bør kontrollere at tekster i vedlikeholdsunderlag ikke kan misforstås eller feiltolkes. Videre bør selskapet gjennomgå grensesnittet mellom ulike faggrupper hvor disse skal utføre og signere for forskjellige arbeidsoppgaver innenfor samme punkt i et vedlikeholdsunderlag.

- 8 Det samme bortfallet av informasjon i MRM som påvirket NDT-inspeksjonen, førte også til at det ikke kan dokumenteres at "splined flange" ble inspisert i henhold til kravene i PRE. HSL mener at dette på samme måte som i punkt 7 skyldes en *prosedyre-basert* feiltakelse.
- 9 HUMS-akselerometeret var etter HSLs mening ute av drift fordi det ikke forelå klare retningslinjer for drift og vedlikehold av systemet. Systemet ble bevisst behandlet (intended action) i henhold til den tradisjon som hadde utviklet seg i selskapet. Det forhold at akselerometeret for høyre inngående akseltapp på MGB fikk være ute av drift i en periode på over to måneder, kan karakteriseres som en *prosedyre-basert* feiltakelse. For at dette ikke skal gjenta seg må selskapet utarbeide og iverksette nye rutiner for drift og vedlikehold av HUMS.
- 10 Den manglende innføringen for utført PFC har ikke hatt innvirkning på hendelsesforløpet. HSL mener at dette var en ren forglemmelse, men det kan tyde på at selskapets prosedyrer vektlegges for lite fordi heller ikke fartøysjefen reiste spørsmål ved hvorfor innføringen av PFC manglet. I dette tilfellet er det nærliggende å mene at det å signere etter at PFC er utført, burde være en helt automatisk handling hvor prosedyren var klar. Hvorvidt denne forglemmelsen kan skyldes mangel på faglig dyktighet kan diskuteres. Det må imidlertid kunne fastslås at flyteknikeren ikke hadde innøvd handlemåter eller tatt forhåndsregler i sitt arbeid som var tilstrekkelige til at forglemmelsen ble forhindre. Forglemmelsen kan følgelig sies å være *dyktighets-basert*. For å forhindre gjentagelser bør flyteknikeren tenke igjennom hva han kan gjøre annerledes slik at ikke avbrytelser eller andre påvirkninger fører til slike forglemmelser.

2.9.1.5 En gjennomgang av de 10 tilfellene ved hjelp av Rasmussens modell viser at seks av disse kan karakteriseres som *prosedyre-baserte*. Ett av tilfellene kan delvis karakteriseres som *kunnskap-basert* og delvis karakteriseres *regelbrudd*. Ytterligere to tilfeller kan karakteriseres som henholdsvis *regelbrudd og dyktighets-basert*. Det siste tilfellet kan ikke plasseres i en gruppe da omstendighetene bak feilen er ukjent. Uten at denne analysen skal tillegges for stor vekt, viser dette at det er en stor overvekt av forhold ved selskapets tekniske avdeling som kan knyttes til beskrevne prosedyrer og rutiner eller mangel på slike. Dette er sammenfallende med de observasjoner som HSL har gjort ved gjennomgang av selskapets tekniske kvalitetssystem (se punkt 2.7). HSL mener at et hensiktsmessig kvalitetssystem, med entydige interne prosedyrer og rutiner

legger et godt utgangspunkt for det vedlikeholdsarbeid som skal utføres. HSL vil imidlertid også henlede oppmerksomheten mot den totale arbeidssituasjonen som et arbeid foregår under. I kapittelet nedenfor belyses noen av de forholdene som påvirker flyteknikerens arbeidssituasjon.

## 2.9.2 Flyteknikerens arbeidssituasjon - den menneskelige faktor i vedlikehold

### 2.9.2.1 *Innledning*

Flysikkerhetsarbeid har i mange år fokusert på menneskelige faktorer (Human Factors) på flyoperativ side. Dette har ført til en rekke tiltak med bl.a. innføringen av kurs i "Crew Resource Management" (CRM) og krav til utdanning i Menneskelige Ytelser og Begrensninger (MYB). I de senere år har uttrykket CRM stadig fått en bredere mening, eksempelvis har uttrykket utviklet seg til å gjelde for en hel organisasjon - "Company Resource Management". Dette er en erkjennelse av at det menneskelige individ, individuelt eller i fellesskap påvirker så godt som alle forhold av betydning i et organisatorisk system som ledelse, kultur, holdninger, prosedyrer, utvikling, utdanning, vedlikehold etc.

Arbeidet på flyoperativ side har gitt positive resultater. Det har imidlertid i det senere vist seg en ny og urovekkende utvikling, nemlig at vedlikeholdsfeil er blitt påvist å være direkte eller medvirkende årsaksfaktorer til flyulykker i større grad enn tidligere. Dette har igjen medført fokusering på den "menneskelige faktoren" også innen vedlikehold av luftfartøy. En utbredt sektortenkning har imidlertid ført til at fokuseringen ikke har vært så utpreget innen flyvedlikehold som man nå kjenner fra den operative siden. Internasjonalt har temaet om menneskelige faktorer i flyvedlikehold vært behandlet i flere år. Eksempelvis avholdt CAA i mars 1998 "The 12th Symposium on Human Factors in Aviation Maintenance" uten at dette synes å være kjent utenfor et begrenset miljø. HSL mener at flysikkerhetsarbeid i aller høyeste grad er et tverrfaglig anliggende. Derfor bør de menneskelige faktors betydning for sikkerheten være like påaktet i det operative som det flytekniske miljøet, ikke minst innenfor samme organisasjon. Nedenfor analyserer HSL noen av de forholdene som innvirker på det arbeid som utføres ved avdelingen med særlig vekt på flyteknikerens arbeidssituasjon.

### 2.9.2.2 *Vedlikeholdsunderlag*

HSL har gått detaljert gjennom deler av de vedlikeholds krav som var gjeldende for LN-OPG. Med forbehold om at "alt blir lettere når man har lært det" mener HSL at vedlikeholdssystemet med alle sine detaljer virket komplisert og uoversiktlig. Dette vanskeliggjør den oversikt en flytekniker må ha i sitt arbeid. Nedenfor peker HSL på en del forhold som er relevante i denne sammenheng:

- 1 ECF er ikke konsekvente i å beskrive eller sette navn på deler i helikopteret. Dette resulterer i at en og samme del kan ha opp til fire forskjellige navn avhengig av hvor den omtales (Illustrated Parts Cataloge, Maintenance Manual, Service

Bulletins, skolebøker etc.). Dette er etter HSLs mening upresist og kan være opphav til usikkerhet og misforståelser. HSL mener at ECF må velge en benevnelse på hver del eller komponent, og deretter konsekvent benytte denne. Dette må også gjelde selv om komponenten produseres av en underleverandør.

- 2 Vedlikeholdssystemet slik det er beskrevet av ECF inneholder mange henvisninger og kryssreferanser. For å utføre selv en liten arbeidsoperasjon kan det være påkrevet å skaffe til veie en rekke dokumenter og deretter undersøke hvilken av referansene som er relevante. Disse referansene kan igjen henvide til et større antall dokumenter. Dette reduserer oversikten. HSL er klar over at den informasjonen som gis skal være komplett, og at den skal kunne tilpasses forskjellige arbeidssituasjoner og personer med forskjellig bakgrunn. Det er imidlertid en fare for at viktig informasjon kan bli borte i det som en erfaren ICAO II flytekniker vil kalle selvfølgeligheter, eksempelvis å "install access equipment" og "open sliding cowling and engine cowling" når motoren skal utmonteres (se appendix B, punkt 3). Vedlikeholdsunderlag som inneholder en stor del "irrelevant" informasjon øker sjansen for at relevant informasjon ikke blir tatt på alvor. Denne problemstillingen gjelder ikke bare vedlikeholdsunderlag, men håndbøker og øvrig litteratur. JAA har i sin "Administrative & Guidance Material" for utførelse av tilsynsvirksomhet vektlagt at såkalt "superfluous" tekst bør bort fra operatørens håndbøker. JAA sier samtidig at slik tekst kan være direkte ufordelaktig, fordi det har en tendens til å skjerme for den informasjon som personell *må ha, må forstå og må etterkomme*. Det blir derfor en utfordring for de som "produserer" vedlikeholdsunderlag å forstå hvordan underlagene skal utformes for på best måte å være tilpasset brukerne.

HSL mener at ECF må foreta en grundig gjennomgang av dokumentene i det vedlikeholdssystemet som i dag er gjeldende for AS 332L1 med sikte på å gjøre de mere brukerorienterte. Det bør legges vekt på å forbedre oversikten for de faggrupper som skal utføre arbeid på helikopteret. Særlig bør det tilstrebtes å redusere antall henvisninger ved å samle relevant informasjon og benytte et klart og utvetydig språk.

- 3 Montering av motorene skal gjøres i henhold til MET 71.00.00.401. Montering av den aktuelle O-ringen (MS9388-133) er ikke omtalt i denne prosedyren (se appendix B). HSL mener at det ville vært naturlig at O-ringen ble omtalt i denne prosedyren fordi den må være installert før motoren monteres. Installasjon av O-ringen er bare omtalt i forbindelse med arbeid på MGB og i MET 63.10.00.602. MET 63.10.00.602, som omhandler inspeksjon av koblingen, er bare oppgitt som et referansedokument til MET 71.10.00.401. HSL mener at dette er et eksempel på at det kan være unødig vanskelig å finne relevant informasjon i vedlikeholdsunderlaget utviklet av ECF.
- 4 HS har som bruker utviklet et eget vedlikeholdssystem for AS 332L1 som bygger på kravene fra ECF, Turbomeca, franske- og norske luftfartsbestemmelser samt egne erfaringer. Dette medfører at HS i mange tilfeller legger egne krav til

vedlikeholds kravene fra ECF. Dette fører til bruk av henvisninger og introduserer muligheter for feil. HSL ser at det kan være en nesten umulig oppgave å samordne vedlikeholdssystemene fra flere helikopterprodusenter i et felles system i selskapet uten at dette fører til kompromisser og uheldige løsninger. HS bør imidlertid intensivere arbeidet for at vedlikeholdssystemet med tilhørende arbeidsinstrukser skal bli oversiktlig, presist og relevant.

- 5 Teksten som ble benyttet til å beordre inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB ble forandret i innhold eller presentasjonsform åtte ganger i perioden fra helikopteret ble overtatt fra Mørefly i 1995 og fram til havariet. Dette ga mange muligheter for introduksjon av feil. Videre kan dette ha ført til at det ble vanskeligere for flyteknikerne å gjenkjenne presentasjonsformen, og dermed oppdage forandringer i inspeksjonene.

### 2.9.2.3 *Teknisk divisjons dokumenterte kvalitetssystem - opplæring og standardisering*

Funksjonen til en flytekniker reguleres av en rekke forskrifter, bestemmelser og prosedyrer fastsatt av myndigheter og selskapet. Å sette seg inn i, forholde seg til, og senere holde seg oppdatert på disse kan være krevende. Generelt sett kan man si at selskapet setter relevante, og ganske strenge krav til flyteknikernes kunnskapsnivå når det gjelder forståelse av selskapets dokumentsystem. Dette gjelder særlig det tekniske kvalitetssystemet (MOM og PMs), men også de norske og utenlandske myndighetsbestemmelser. Det kan være et spørsmål hvor gjennomtenkt disse kravene egentlig er og ikke minst hvordan de settes ut i praksis. Først skal flyteknikerne opplæres i selskapets kvalitetssystem. Når de arbeider som vedlikeholdspersonell må de forholde seg til teknisk avdelings kvalitetssystem, noe som de bør være opplært i. Når de blir "certifying staff" får de opplæring i selskapets organisasjon og dokumentsystem, luftfartsloven og luftfartsforskrifter, en opplæring man kunne tro tilhørte grunnopplæringen som flytekniker. I tillegg må "certifying staff" på egen hånd sette seg grundig inn i det tekniske kvalitetssystemet som i hovedsak er MOM og PMs, og en rekke relevante utenlandske forskrifter/bestemmelser.

Internopplæringen i selskapet har blitt satt på flere utfordrende prøver med hensyn til opplæring og standardisering. HS har kjøpt opp flere helikopterselskaper. Dette medførte at selskapet overtok flyteknikere med sertifikater på AS 332 Super Puma fra de fusjonerte selskapene. Det er da naturlig å anta at disse er godt kjent med helikoptertypen, men at de er mindre kjent med selskapets interne rutiner og vedlikeholdssystem. Denne situasjonen krever omskolering for tilpasning til selskapets rutiner.

HS har forut for ulykken gjennomført betydelige forandringer i vedlikeholdssystemet og egne prosedyrer. Dette har satt krav til teknisk personell, og i særdeleshet til teknisk personell som har kommet fra fusjonerte selskaper. Hvis det i en slik situasjon oppstår uklarheter vil de rutinene som ble lært først, og som gjerne har vært benyttet over lang tid, lett kunne dominere senere innlærte

rutiner. Ansatte som har fusjonert inn i selskapet må derfor i tillegg til å lære nye rutiner aktivt forsøke å glemme de gamle (på engelsk beskrevet som "learning and unlearning").

En del av de observasjonene HSL har gjort tyder på at selskapet ikke fullt ut har lykkes med dette. Eksempelvis kan nevnes at det under samtaler som HSL hadde med berørt personell på flere nivåer, syntes som om noe grunnleggende innsikt i håndboksystemets oppbygging manglet. Den praktiske kjennskapen til aktuelle prosedyrer og rutiner syntes imidlertid å ha vært vesentlig bedre.

I et selskap hvor håndboksystemet er bygget opp i tre nivåer, som i HS, er det avgjørende viktig at alle relevante personellkategorier har den nødvendige forståelse for sammenhengen i, kunnskap om og bruken av håndboksystemet. Håndboksystemet skal ikke bare benyttes til egenopplæring, men være et oppslagsverk i det daglige arbeide. Det må derfor være en god balanse mellom den opplæring som selskapet gir i grunnleggende utdanning, den egentrening som kreves og oppfølgingen for å sørge for kontinuitet i kunnskapsnivået. En slik balanse krever blant annet at håndboksystemet er "lett tilgjengelig" og oppdatert. Med bakgrunn i HSLs bemerkninger i kapittel 2.7 om håndboksystemet mener kommisjonen at teknikerne ikke er gitt det beste grunnlag for å bruke boksystemet for egentrening og som oppslagsverk. Dette er en av grunnene til at HSL mener at det løpende arbeide med det tekniske håndboksystemet bør prioriteres i større grad for å oppnå den "godhet og korrekthet" som HSL etterlyser.

Det er også grunn til å bemerke at det virker noe søkt at "certifying staff" selv skal velge ut blant en rekke myndighetsbestemmelser ("CAA-N, JAA, FAA and similar") hva som er relevant å sette seg inn i. Da det må forutsettes at dette er ment bokstavelig, setter dette særlige krav til den enkelte flytekniker og kan vanskelig være standardiserende.

HS bør på bakgrunn av denne ulykken vurdere hvordan det tekniske dokumentsystemet kan forbedres, og i hvilken grad opplæring og trening i dette dokumentsystemet også kan forbedres.

#### 2.9.2.4 *Basen i Brønnøysund*

Flere av avvikene nevnt i punkt 2.9.1.4 skjedde i Brønnøysund. Etter en lengere periode med liten aktivitet knyttet til basen økte aktiviteten betydelig sommeren 1997. Basen var derfor under en form for reetablering samtidig som den betjente mye helikoptertrafikk. HSL finner ikke å kunne knytte de nevnte avvikene direkte til reetableringen. Generelt kan imidlertid problemer lettere oppstå på baser som ikke har alle de ressursene som selskapets hovedbase disponerer. HSL antar at O-ringen hadde blitt montert i forbindelse med "Bendix shaft" skiftet hvis den hadde ligget på lager i Brønnøysund eller hvis planleggingen av arbeidet hadde ført til at en O-ring hadde blitt sendt til basen sammen med akselen. Slik situasjonen var stod teknikerne overfor to akseptable alternativer. Enten kunne arbeidet stanses til ny O-ring ankom basen med påfølgende kanselleringer av flyging, eller



vakthavende ved teknisk avdeling på Sola kunne ha blitt forespurt om mulig dispensasjon til å fly uten O-ring i en begrenset periode. Det siste alternativet ville følgelig ha ført til betydelig merarbeid med en ekstra utmontering av høyre motor på et senere tidspunkt.

#### 2.9.2.5 *Tilgjengelig tid*

Så langt HSL kjenner til var det avsatt tilstrekkelig tid til de omtalte vedlikeholdsarbeidene på LN-OPG, forutsatt at det ikke oppstod problemer. Da det ble klart at O-ringen manglet antar HSL at den gjenværende tiden til morgens planlagte avgang kan ha vært en innvirkende faktor for at O-ringen ikke ble installert.

#### 2.9.2.6 *Nattarbeid*

Forskning viser at den menneskelige yteevne normalt er lavere om natten enn om dagen. Sjansene for å gjøre feil eller ta feil beslutninger er derfor størst om natten. Både skifte av "Bendix shaft" og inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB foregikk om natten. HSL har imidlertid ingen holdepunkter som tilsier at disse arbeidsoperasjonene ville ha blitt utført annerledes under ellers like forhold om dagen.

#### 2.9.2.7 *Konklusjon*

De uregelmessigheter som er avdekket ved teknisk avdeling i HS i denne undersøkelsen kan i positiv forstand peke mot forbedringsområder innen avdelingen. I den sammenheng mener HSL at flyteknikeren og hans arbeidssituasjon står sentralt for at det skal kunne holdes en høy flysikkerhetsmessig standard. Dette gjelder særlig ved arbeid på helikoptre som inneholder mange sikkerhetsavhengige tekniske løsninger. HSL har blitt kjent med at selskapet etter ulykken har iverksatt et arbeid for å sette fokus på de menneskelige faktorer i flyvedlikehold. HSL mener at dette arbeidet er svært positivt og bør føres videre. Det er et ledelsesansvar at også denne yrkeskategorien gis færrest mulig anledninger til å gjøre feil. HSL mener at det er viktig at ledelsen integrerer den ekspertise som finnes innen "Human Factors in Aviation Maintenance" og bruker dette i flysikkerhetsarbeidet i organisasjonen.

#### 2.9.3 NDT-metoden "dye penetrant"

HSL bedømmer at MRV 63.28.10.835 gir et bedre grunnlag for å utføre "dye penetrant" -inspeksjon på "splined sleeve" enn den foreskrevne WC 20.02.09.101. Samtidig mener HSL at HS på denne måten har benyttet en metode og kjemikalier som fullt ut oppfyller kravene gitt av ECF. Metoden som er valgt (nivå E3) har høy følsomhet og gjør det mulig å detektere svært små sprekker på glatte flater. "Splined sleeve" er sprøytet med wolframkarbid. Det er ikke utført noen form for mekanisk bearbeiding etter sprøytingen (kun lett børsting) og komponenten har derfor en nokså grov overflate. En slik overflate kan være vanskelig å håndtere for

en NDT-operatør ved at penetrant ikke så lett lar seg vaske ut, eller ved at grundig vask fjerner penetrant også ut av sprekke. Problemene som HS hadde med å avdekke 26 små sprekker i en "splined sleeve" (se punkt 1.16.4.7), illustrerer med stor sannsynlighet dette problemet. Til tross for dette antas "dye penetrant" nivå E3 å være den best egnede "feltmetode".

"Dye penetrant" metoden er begrenset til å finne sprekker i overflaten. Dersom sprekken starter og utvikler seg under hardmetallbelegget, vil den ikke kunne detekteres. Det er imidlertid grunn til å tro at sprekker i det relativt "seige" grunnmaterialet raskt vil føre til oppsprekking av det "sprø" hardmetallbelegget. HSL mener derfor at den benyttede "dye penetrant" metoden, på tross av de begrensningene som er nevnt, vil være egnet til å finne sprekker på overflaten av "splined sleeve". Til optimal sprekke-deteksjon av utmonterte "splined sleeves" synes imidlertid Magnetic Particle Inspection (MPI) å være bedre egnet. En MPI er ikke effektiv på de sylindriske partiene (100 µm tykt umagnetisk belegg) og disse må undersøkes med andre metoder.

#### 2.9.4 Overhaling av hovedgearbokser

HS har opplevd at tannhjul som blir godkjent av selskapet i forbindelse med overhaling, kort tid etter av ECF blir vurdert til å være slitt utenfor produsentens toleranser. Dette ble bekreftet ved at høyre "8 000 RPM wheel" fra LN-OPG av ECF ble funnet å være utenfor toleranser. Da delen senere ble undersøkt av HS var det mulig å godkjenne den for ytterligere bruk basert på gitte krav i MRV (bare med hensyn av slitasje på tennene). Kontrollmetoden som er beskrevet synes derfor å ha liten verdi med hensyn til den form for slitasje som er påvist. Slitasje på tennene på "8 000 RPM wheel" har vist seg å være et sentralt tema i forbindelse med vibrasjoner i MGB. HSL er derfor av den oppfatning at ECF må revurdere de overhalingskriteriene som er gitt i MRV slik at tannhjul som er utenfor akseptable verdier med hensyn til tannslitasje blir oppdaget i tide.

## 2.10 HUMS

2.10.1 HUMS ble utviklet og satt i drift på bakgrunn av en rekke alvorlige teknisk relaterte helikopterulykker i Nordsjøen over en periode på flere år (se punkt 1.6.4.2). Motivet for å installere HUMS var å øke sikkerheten, og HSL antar at det ikke var andre grunner enn ønsket om å øke sikkerheten som førte til at Luftfartsverket godkjente installering av systemet. HSL mener imidlertid at Luftfartsverket etter godkjenningen av systemet inntok en for passiv holdning til HUMS. Denne passive holdningen har etter HSLs mening vært medvirkende til at systemet ikke fikk den nødvendige prioritet hos HS. HSL mener det i den sammenheng er viktig å se på hvilke rammebetingelser systemet opererte under. Rammen som LV satte rundt HUMS var i hovedsak fokusert på at systemet ikke skulle påvirke helikopterets luftdyktighet (No Hazard). Det eneste kravet som forøvrig ble satt til systemet var at det skulle vedlikeholdes i henhold til

fabrikantens krav.

- 2.10.2 HSL mener at det hadde vært naturlig med et sterkere engasjement fra LVs side omkring et sikkerhetselement som HUMS. Passasjertransport med helikopter i Nordsjøen og Norskehavet er av stort omfang. En uavhengig rapport (SINTEF "Helicopter Safety Study" utgitt 1990) slår fast at denne transportformen har betydelig høyere risiko enn konsesjonspliktig rutegående luftfart. Den samme rapporten peker på at HUMS bør være et hovedsatsingsområde for å øke teknisk pålitelighet. Langt de fleste ulykkene og hendelsene på norsk side kan i den sammenheng føres tilbake til tekniske problemer. Fordi HUMS var ment som et verktøy for å redusere sannsynligheten for at ulykker skulle oppstå grunnet teknisk svikt, og på den måten øke sikkerheten ved helikoptertransport av passasjerer, mener HSL at det hadde vært naturlig for LV å fokusere på flere satsingsområder, eksempelvis:
- søke å etablere et felles forskriftsverk for HUMS i samarbeid med luftfartsmyndighetene fra landene rundt Nordsjøbassenget og havområdene i nord
  - sammen med de samme luftfartsmyndighetene, som tilsynsmyndigheter for en betydelig del av den totale passasjerbefordringen med helikopter i Europa, å arbeide for at sikkerheten i den sammenheng ivaretas best mulig av JAA med tilhørende regelverk (JAR)
  - foreta en tett oppfølging av helikopterselskapene med henblikk på å utnytte systemets potensiale bl.a. ved periodisk evaluering
  - sette krav til systemets funksjonsdyktighet ved hjelp av bl.a. MEL
  - være et bindeledd for utveksling av erfaringer mellom forskjellige operatører og utstyrsleverandører.
- 2.10.3 HSL har fått innsyn i selskapets situasjon med hensyn til HUMS. Innføringen av et system som skulle føre til økt sikkerhet stilte store krav til ressurser, men uten at resultatet ble som forventet. Dette førte til at et aktivt arbeid for å få etablert et best mulig system, gradvis gikk over i en form for resignasjon og passifisering. HSL mener at dette var en medvirkende årsak til at LN-OPG i lange perioder fløy med viktige deler av systemet, eller hele systemet, ute av drift. Dette var mulig fordi selskapet ikke hadde satt krav til funksjonsdyktighet, noe som heller ikke var et myndighetskrav. Selskapet hadde heller ingen prosedyre for daglig gjennomgang av informasjon fra "HUMS log report". Samlet førte dette til at systemet i svært liten grad kunne avdekke problemer ved helikopteret før de ble kjent på andre måter.
- 2.10.4 På bakgrunn av et samlet inntrykk mener HSL at selskapet ikke hadde en strategi, kvalitetsplan eller et klart mål for hvordan HUMS skulle ivaretas i selskapet. Den manglende fokus som kom HUMS til del var ikke en bevisst avgjørelse. Status med hensyn til HUMS på ulykkestidspunktet var etter HSLs mening resultat av en

tilfeldig utvikling og ikke et bevisst valg. Dette forholdet ble ikke tatt tilstrekkelig alvorlig av selskapets ledelse.

- 2.10.5 Uavhengig av eventuelle mangler i detaljerte kravspesifikasjoner og sikkerhetskrav satt av myndighet og/eller kunder mener HSL at selskapet allikevel må ha et overordnet ansvar for den endelige sikkerheten ved de flygeoperasjoner selskapet utfører. Etter ulykken har selskapet satt inn en rekke gode tiltak med hensyn til å utnytte sikkerhetspotensialet i HUMS. Vesentlig i så henseende er det selvpålagte kravet til funksjonsdyktighet.
- 2.10.6 Sammenlignet med de fleste andre typer luftfart har kundene (oljeselskapene) en sentral rolle i forbindelse med flyging tilknyttet oljevirkomheten. Kunden setter mange sentrale premisser for flygingene, eksempelvis destinasjoner, frekvens og krav til helikopteret, i tillegg til å være helideckoperatører. Dette medfører at selskapet og kunden må samarbeide nært på en rekke områder. En konsekvens av dette er at kundene i en årrekke har gjennomført omfattende revisjoner av helikopterselskapene for å påse at disse holder en forventet standard. HSL har registrert at den manglende funksjonsdyktigheten til HUMS ikke har vært tema i forholdet mellom HS og kundene. Med ett unntak har oljeselskapene ikke kontraktfestet at HUMS skal være funksjonsdyktig. HSL ønsker ikke å ta standpunkt til hvorvidt det fra kundens side kunne forventes at HUMS burde vært vedlikeholdt etter de samme standarder som for helikopteret forøvrig. Selv om kundene ikke har et formelt ansvar på dette området, er det grunn til å påpeke at de tradisjonelt har vært en viktig premissgiver og at kundene samlet har mulighet til å påvirke framtidig utnyttelse av HUMS.
- 2.10.7 Undersøkelsen har vist at IHUMS installert i helikoptre tilhørende HS fikk dårlig produktstøtte fra både leverandøren av IHUMS og helikopterprodusenten. Dette kombinert med manglende finansiering av videreutvikling av systemet bidro til å vanskeliggjøre utnyttelse av systemets potensiale. Således var det blant annet ikke satt grenseverdi på akselerometeret på motorens kraftturbin. Den økning av standarden på HUMS som har funnet sted etter ulykken har bare vært mulig fordi hele industrien har arbeidet med å forbedre systemet. Dette har gitt en betydelig sikkerhetsgevinst. HSL mener at ytterligere forbedringer kan oppnås hvis industrien setter en standard for ytelse og funksjonalitet. Videre ligger det største utviklingspotensialet i systemer som er en integrert del av helikopteret, eller hvor systemprodusenten samarbeider nært med helikopterprodusenten.
- 2.10.8 Punktene 2.10.1 til 2.10.7 er skrevet i lys av det faktum at ulykken kunne ha vært forhindret hvis trenden i vibrasjonsutviklingen hadde blitt kjent i tide. I denne sammenheng kunne et fungerende akselerometer ved hovedgearboksens høyre inngående akseltapp ha spilt en viktig rolle. Rapporten belyser forhold som viser at IHUMS slik det var montert på LN-OPG ikke hadde tilstrekkelig oppmerksomhet fra hverken sikkerhetsmyndighet, helikopterprodusent, utstyrsleverandør eller helikopteroperatør. HSL mener at denne ulykken har vist at HUMS kan være et

viktig verktøy til å forhindre ulykker, men at systemet må gis en klarere prioritering av alle involverte parter for at sikkerhetspotensialet skal kunne utnyttes.

## 2.11 Brudd på "tie-bolt"

Representanter fra ECF har forklart at brudd på "tie-bolts" erfaringsvis kan være en indikasjon på unormale belastninger i akseloverføringen mellom motorene og MGB, og at bruddet av den aktuelle bolten mest sannsynlig indikerte at noe var galt i aksel forbindelsen på dette tidspunktet (se punkt 1.6.6.5). Selskapet har hatt en rekke brudd på "tie-bolter". Noen av disse har mest sannsynlig vært forårsaket av for høyt tiltrekkingsmoment på den "nye" bolttypen. De undersøkelsene som er foretatt hos DNV har påvist at bolten fra LN-OPG hadde en produksjonsfeil i gjengepartiet og at bruddet startet der (se punkt 1.16.4.5). Selv om dette er imøtegått av ECF, mener HSL at boltbruddet mest sannsynlig var en enkeltstående separat feil. Inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB, som ble gjennomført 134 flytimer (19 dager) etter bruddet av "tie-bolt", avdekket ikke noe galt. Dette må enten bety at det ikke var feil i aksel forbindelsen på dette tidspunktet, eller at vedlikeholdsarbeidet ikke avdekket en mulig feil. Hvis boltbruddet kom som en følge av en feil i aksel forbindelsen ville det vært naturlig at nye boltbrudd ville oppstått i de 121 timene som ble fløyet etter inspeksjonen, og da i en periode hvor det med sikkerhet var en feil under utvikling. På denne bakgrunn finner HSL det lite sannsynlig at boltbruddet i seg selv var en indikasjon på en begynnende feil i MGB eller i aksel forbindelsen fra motoren.

## 2.12 Sertifiseringskrav

### 2.12.1 Sertifiseringskrav gjeldende for LN-OPG

HSL har funnet flere svakheter i de sertifiseringskravene som var gjeldende for LN-OPG. For motorinstallasjonen er det spesifikt nevnt at det ikke trengtes å ta hensyn til "engine rotor failure". Videre var lite spesifikke formuleringer som "reasonable assurance" benyttet. Det vises til punktene 2.3.3 og 2.3.4 hvor noen av kravene er analysert.

### 2.12.2 Sertifiseringskrav gjeldende per januar 2000

HSL mener at det er viktig å foreta en vurdering av om gjeldende sertifiseringskrav ivaretar de risikoforholdene som ble avdekket i ulykken med LN-OPG. HSL finner at kravene som er gjeldende per januar 2000 er dekkende i så henseende. I kravene som gjelder motorinstallasjoner er det vektlagt at skader og feil i en motor ikke skal påvirke andre motorer eller systemer. Videre er kravene generelt skjerpet når det gjelder bruk av risikoanalyse som verktøy til å hindre sikkerhetsmessig uheldige konstruksjoner. Ulykken har med all tydelighet vist hvor sårbart et helikopter kan være for tekniske feil. Den har videre vist at en lang rekke uheldige tekniske løsninger, som isolert sett kan synes ukritiske, i kombinasjon kan føre til en fatal

ulykke. HSL mener imidlertid at sertifisering av nye helikoptermodeller etter gjeldende krav må gjennomføres svært kritisk med hensyn til dokumentasjon av risikoanalyser og beregninger. Videre mener HSL at JAA/FAA bør vurdere om det i tillegg til generelle krav også skal settes spesifikke krav til beskyttelse av vitale "flight controls" i framtidige helikopterkonstruksjoner.

## 2.13 Brann

Hovedgearboksen, med "engine sliding cowling", høyre og venstre "Bendix shaft" og kraftturbine med avgassrør fra begge motorene ble revet av da helikopteret var på veg mot havoverflaten. På denne tiden gikk gassgeneratoren tilhørende venstre motor på høyt turtall. Dette førte til at det oppstod varmeskader på venstre "engine cowling" og på detaljer montert oppe på kabintaket bak motoren. Siden det var lite brennbart materiale i området, mener HSL at "brannen" var avhengig av at gassgeneratoren gikk for at "brannen" skulle opprettholdes. Varmeskadene var derfor en følge av ulykken og ikke en årsaksfaktor.

## 2.14 Overlevelsesaspekter

### 2.14.1 Innledning

Obduksjonsrapportene har avdekket at det ikke var mulig å overleve denne ulykken. Kommentarer omkring nødutstyr og leteaksjonen er derfor av mere generell karakter.

### 2.14.2 Muligheter til å overleve en kontrollert nødlanding

HSL mener at det hadde vært mulig å foreta en kontrollert nødlanding på sjøen hvis ikke kontrollstagene til rotorene hadde blitt kuttet. En Super Puma, LN-OBP, som foretok en kontrollert nødlanding i Nordsjøen i januar 1996 fløt flere timer i bølge- og vindforhold som er direkte sammenlignbare med forholdene ved denne ulykken. I et tenkt tilfelle hvor helikopteret hadde greid å nødlande på sjøen er det grunn til å tro at det ville blitt lokalisert forholdsvis hurtig. I perioden fram til lokalisering og berging ville passasjerenes sikkerhet i stor grad være avhengig av besetningens ledelse og erfaring. Med den aktuelle bekledningen ville besetningen med stor sannsynlighet blitt satt ut av spill før passasjerene grunnet nedkjøling. Dette finner HSL lite tilfredsstillende.

HSL var kritiske til besetningens påkledning ved ulykken med LN-OBP i 1996. Dette ble omtalt i rapporten (RAP 02/98) fra HSL. HSL gav imidlertid ingen tilrådinger om forholdet fordi selskapet den gang arbeidet med å løse problemene forbundet med besetningens påkledning og fordi nye regler var ventet i JAR-OPS 3. Bestemmelsene i JAR-OPS 3 var ikke trådt i kraft på tidspunktet for ulykken med LN-OPG. LV har etter dette utsatt implementering av JAR-OPS 3 ytterligere til 1. april 2001. HSL mener at besetningens påkledning er så viktig at forholdet må

avklares uten ytterligere utsettelse. I dette tilfellet manglet besetningen både overlevelsesdrakt og annen beskyttelse mot nedkjøling. HSL mener at HS må forsere arbeidet med krav til besetningens bekledning. Dette må gjelde en samlet vurdering av både overlevelsesdrakter og de klær som bæres under denne. I dette arbeidet bør oppmerksomheten henledes mot JAR-OPS 3, Section 2, Subpart D og K.

### 2.14.3 Nødpeilesender

Nødpeilesenderen som var montert i LN-OPG bidro ikke til lokaliseringen av helikoptervraket. Dette skyldes at den ble ødelagt da helikopteret traff havoverflaten. Etter HSLs vurdering er den omtalte nødpeilesenderen sårbar for belastninger i forbindelse med havarier og sitter slik innkapslet at selv mindre deformasjoner kan hindre frigjøring. Det bør derfor vurderes om den er egnet til formålet.

### 2.14.4 Leteaksjonen

- 2.14.4.1 Det hendelsesforløp som er avdekket som følge av undersøkelsen tilsier at det ikke var mulig å overleve denne ulykken. Følgelig kan en i ettertid si at leteaksjonen ikke var relevant med hensyn til å redde liv.
- 2.14.4.2 Undersøkelsen har vist at besetningen fulgte TANGO trekk til TANGO 90 og deretter gikk rett mot "Norne" (se punkt 1.15.3). Avviket som ble funnet ved rekonstruksjon av helikopterets trekk kan skyldes unøyaktigheter i helikopterets navigasjonsutstyr, forskjellige kartreferanser, unøyaktigheter i registrerte data i FDR og feilmarginer ved rekonstruksjonens trekk.
- 2.14.4.3 Det har vært reist spørsmål om det var riktig å etablere det første leteområdet basert på et helikoptertrekk direkte fra HELIK til "Norne", fremfor å basere seg på at helikopteret hadde fløyet TANGO trekk til TANGO 90 og derfra til "Norne" som angitt i reiseplanen. Redningsledelsen måtte på et tidspunkt da det forelå lite opplysninger gjøre en slik vurdering. Opplysningen om at det på radar kunne se ut som om helikopteret hadde fløyet direkteruten til "Norne", var så vesentlig at dette måtte tillegges stor vekt. Så tidlig i en aksjon vil målet være å prøve å finne det man søker etter med en styring av ressursene mot det mest sannsynlige området. Det er imidlertid nesten like viktig så tidlig som mulig å eliminere eventuelle muligheter slik at leteområdet kan begrenses. Etter kommisjonens oppfatning ville redningsledelsen ved HRS-N blitt utsatt for massiv kritikk dersom opplysningen om det tilsynelatende radartrekket ikke hadde blitt tatt alvorlig og det senere hadde vist seg at helikopteret hadde havarert et sted langs det direkte trekket. Når redningsledelsen initielt hadde benyttet F-16 i den sektor som omfattet trekket TANGO 90 - "Norne" og deretter hadde øket deteksjonsmuligheten ved å sende Jet Falcon til det samme området, finner ikke kommisjonen grunn til å knytte ytterligere bemerkninger til redningsledelsens vurderinger og disposisjoner på dette

tidspunkt.

- 2.14.4.4 Den videre bruken av ressursene viste at de ble fornuftig benyttet, og det varte da heller ikke lenge før Sea King helikopteret fra Bodø lokaliserte de første vrakdelene. Fra det tidspunkt var det helt klart at søksområdene måtte tilfredsstillende leting etter små objekter som fløt lavt i vannet. Det arbeidet som ble gjennomført ga et meget godt utgangspunkt for å lokalisere vraket på havbunnen da Rockwater 1 overtok som OSC.
- 2.14.4.5 Helikopteret fløy i ukontrollert luftrom. Kontrollsentralen i Bodø benyttet radar primært til å gi informasjon om lufttrafikken i området (Flight information). Etter HSLs mening ble ikke radaren optimalt utnyttet som hjelpemiddel i forbindelse med søk og redningsarbeid. I perioden etter ulykken har dette blitt betydelig forbedret ved at "Helicopter routes" kan legges inn i radarbildet ved behov, og ved at siste radarkontakt med et luftfartøy til enhver tid lagres automatisk. Bruken av M-ADS (Modified Automatic Dependent Surveillance System) har ytterligere forbedret situasjonen i forbindelse med nødsituasjoner og posisjonsbestemmelse av helikoptre. Uavhengig av dette mener imidlertid HSL at all radarinformasjon fra lufttrafikkjenesten bør lagres og umiddelbart kunne stilles til disposisjon for Hovedredningssentralen ved ulykker og leteaksjoner. Dette kan være med på å begrense et aktuelt leteområde på et tidlig tidspunkt. Manglende tilgang på relevante radardata ble også omtalt i HSLs rapport nr. 02/97 hvor OY-BDY var involvert.
- 2.14.4.6 "Helicopter routes" ble primært etablert for å øke sikkerheten og oversikten i ukontrollerte luftrom med stor helikopteraktivitet. HSL har registrert at det eksisterer ulike syn på i hvilken grad disse rutene avvikes, og i hvilken grad avvik varsles til lufttrafikkjenesten. HSL har ikke foretatt egne undersøkelser omkring dette, men mener at spørsmålet er av stor prinsipiell betydning. Kommisjonen mener derfor at helikopteroperatørene og lufttrafikkjenesten i fellesskap bør finne fram til en praktisk ordning som ikke gir grunn til misforståelser.

### **3 KONKLUSJON**

#### **3.1 Undersøkelseresultater**

##### **3.1.1 Generelt**

- a) Flygingen inngikk som en del av et ruteprogram og fulgte en IFR reiseplan.
- b) Flygingen foregikk hovedsakelig i IMC.
- c) Med unntak av noen mindre avvik fulgte helikopteret den planlagte ruten som gikk fra Brønnøysund via HELIK til TANGO 90 før det fløy direkte mot "Norne".



- d) Helikopteret hadde fløyet i 56 min. og 30 sek, og var i en høyde av 1 830 ft da høyre "Bendix shaft" feilet.
- e) Besetningen oppdaget at noe var galt med helikopteret 6 min. og 30 sek. før ulykken. At problemet kunne være alvorlig ble først forstått sekunder før "Bendix shaft" feilet. På det tidspunktet hadde ikke besetningen tilstrekkelig informasjon fra instrumentene eller tid til å foreta nødvendige grep for å hindre ulykken.
- f) Det var normalt samband mellom besetningen, lufttrafikkjentesten og "Transocean Prospect" under flygingen. Besetningen ga ikke noen form for nødmelding under flygingen.
- g) Besetningen hadde nødvendige sertifikater og hadde gjennomgått fastlagt trening.
- h) Besetningens arbeids- og hviletid forut for ulykken var innenfor bestemmelsene.
- i) Det foreligger ingen medisinske forhold for noen av besetningsmedlemmene som har betydning ved denne ulykken.
- j) Værforholdene på ulykkesstedet var som følger: Vind 240° 24 kt. Sikt: 10 km. Skyer: Brutt skydekke i 1 000 ft. Temperatur/duggpunkt: ca. 12 °C/9 °C. QNH 985 hPa. Værforholdene hadde ingen innvirkning på ulykken.
- k) Etter ulykken ble anslagsvis 90% av helikoptervraket hevet fra 380 m dyp. Undersøkelsen ble ikke begrenset grunnet mangel på relevante deler.

### 3.1.2 Luftfartøyet

- a) Eurocopter AS 332L1 Super Puma ble typesertifisert 14. mars 1985 i henhold til FAR 29 revisjon 1 til 16.
- b) HSL mener at moderne prinsipper for risikoanalyse, anvendt i sammenheng med sertifiseringskravene for motoren, kunne ha avdekket svakheter ved akselkonstruksjonen, systemene for turtallsregulering og turtallsbegrensning. Forøvrig var helikopteret konstruert i henhold til gjeldende sertifiseringskrav.
- c) ECF valgte å overflatebelegge "splined sleeve" basert på erfaringer fra helt andre komponenter benyttet på andre helikoptre. HSL anser at komponentene ikke kan sammenlignes og at valg av belegg derfor nødvendigvis ikke er optimalt.
- d) Helikopteret hadde gyldig registrerings-, miljø- og luftdyktighetsbevis.
- e) Helikopterets masse og tyngdepunktplassering var innenfor tillatte grenseverdier.
- f) Med unntak av anmerkningen om akselerometeret ved høyre inngående akseltapp, hadde helikopterets tekniske loggbok på ulykkestidspunktet ingen gjenstående anmerkninger av betydning for hendelsesforløpet.
- g) Helikopteret var utstyrt med Integrated Health and Usage Monitoring System (IHUMS).

- h) HUMS, slik det var installert i LN-OPG, var under utvikling, særlig med hensyn til programvare og anvendelse. Sikkerhetspotensialet til systemet var således ikke utnyttet.
- i) IHUMS informasjon fra flere av selskapets helikoptre ble analysert etter ulykken. Dette viste at LN-OPG hadde en gearboks med et vibrasjonsmønster som på vesentlige punkter skilte seg fra det som erfaringsvis kunne forventes.
- j) Det hadde vært en rekke problemer med aksel forbindelsen mellom motor og hovedgearboksen (MGB) på helikoptertypen. Dette hadde ført til flere forbedringer og pålegg fra fabrikantens side.
- k) LN-OMG, et helikopter tilhørende HS, hadde i oktober 1985 en hendelse som var svært lik det som skjedde med LN-OPG. Den gangen kom imidlertid ikke "lock washer" inn i "Bendix shaft" og helikopteret landet trygt med en motor. Så langt HSL erfarer førte ikke hendelsen til at sikkerhetsrisikoene i systemet ble påvist.
- l) "OVSP" lyset var slik plassert at det kunne være vanskelig å oppdage og skjeldne fra andre informasjonslys i cockpit.
- m) Helikopterets flyge- og taleregistrator gav verdifulle opplysninger om ulykken.

### 3.1.3

#### Vedlikehold

- a) Helikopteret var vedlikeholdt på grunnlag av et vedlikeholdssystem godkjent av Luftfartsverket.
- b) Helikopterets IHUMS ble vedlikeholdt i henhold til eksisterende myndighetskrav.
- c) Selskapet hadde på havaritidspunktet ikke prosedyrer for daglig lesing av "HUMS log report".
- d) "Splined sleeve" og "splined flange" hadde ikke individnummerering og ble ikke vedlikeholdt i henhold til gangtid.
- e) Vedlikeholdsunderlaget MET 63.10.00.602 pålegger en "dye penetrant" inspeksjon av "splined sleeve" Forøvrig inneholder dokumentet ingen krav til grundig inspeksjon for slitasje eller annen skade av "splines" hverken på "splined sleeve" eller "splined flange".
- f) HSL mener at den foreskrevne NDT-metoden har svakheter som kan begrense muligheten til å oppdage små sprekker i overflatebelegget.
- g) Flyteknikerene i selskapet måtte i sitt arbeid forholde seg til vedlikeholdsunderlag som på noen områder kunne virke uoversiktlig og gi grunnlag for feil.
- h) Eurocopter France (ECF) er ikke konsekvente i å beskrive eller sette navn på deler i helikopteret. Derfor kan samme del ha flere forskjellige navn avhengig av hvor den omtales.
- i) Vedlikeholdsunderlaget for inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB ble omarbeidet en rekke ganger. En av disse forandringene førte til at inspeksjonskravet utilsiktet ble utydeliggjort. Som en følge av dette ble ikke

"Main Task 72" benyttet ved siste inspeksjon av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB. Dette førte til at deler av inspeksjonen ikke ble utført og at utført arbeid ikke ble dokumentert.

- j) HSL kan ikke se at selskapet har et entydige krav til bruk av "Main Task" i forbindelse med vedlikeholdsoppgaver hvor slike forefinnes.
- k) Helikopterets MGB (nr. M170) ble overhaldt av HS i henhold til fabrikkens overhalingsinstruks (MRV) 613 flytimer før ulykken.
- l) Inspeksjonskravene med hensyn til slitasje på tenner på "8 000 RPM wheel" gitt i MRV er ikke tilstrekkelige til å luke ut eksemplarer som siden viser seg å forårsake uønskede vibrasjoner i MGB.
- m) Helikopteret gjennomgikk "G-sjekk" i perioden januar til mai 1997 hvor blant annet MGB (nr. M170) og høyre motor ble skiftet.
- n) Høyre "Bendix shaft" ble byttet i juli 1997. Under dette arbeidet ble det oppdaget at en O-ring på høyre "splined sleeve" manglet. Ny O-ring ble imidlertid ikke montert og avviket ble ikke varslet eller rapportert.
- o) Det ble ikke oppdaget at høyre "splined sleeve" manglet O-ring under inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB 22. august i 1997.
- p) Flyteknikeren som utførte Pre Flight Check (PFC) om morgenen på ulykkesdagen hadde ingen mulighet til å avdekke feilen i akseloverføringen ved å følge den beskrevne inspeksjonen.
- q) Det ble ikke signert for PFC i helikopterets "Daily Maintenance Record (DMR) før avgang ulykkesdagen. Dette hadde ingen betydning for hendelsesforløpet.
- r) En gjennomgang av påpekte forhold ved teknisk avdeling ved hjelp av Rasmussens modell viser at det er overvekt av forhold som kan knyttes til feil eller mangler i prosedyrer.
- s) HSL har ingen holdepunkter for å mene at nattarbeid eller tidspress har vært faktorer som har hatt betydning for de avvik som har oppstått under vedlikeholdsarbeid i selskapet.

#### 3.1.4 Tekniske undersøkelser

- a) Det har ikke vært mulig å fastslå med sikkerhet hvorfor høyre "splined sleeve" på LN-OPG begynte å sprekke.
- b) "Splined sleeve" begynte å sprekke i nedre område av aktive tannflater på tann nr. 6,7,14 og 15. Hver av sprekken hadde et eller flere startpunkter.
- c) De første sprekken i "splined sleeve" oppstod i et område med høy belastning og stor påvist slitasje.
- d) Alle sprekken i "splined sleeve" oppstod som et resultat av utmatting, og de vokste med nær konstant hastighet.
- e) Det synes ikke å være noen påvist direkte sammenheng mellom sprekker i hardmetallbelegget og sprekker i grunnmaterialet.

- f) "Splined flange" begynte å sprekke 31. august 1997, ca. 62 flytimer før ulykken
- g) "Splined sleeve" begynte å sprekke før "splined flange".
- h) Hardmetallbelegget på "splined sleeve" inneholdt wolframkarbid-korn som hadde en størrelse som tilsvarer eller overgår beleggets tykkelse.
- i) Analyse av belegget som ble funnet på "splined flange" viser at det i hovedsak inneholdt jern (Fe) og wolfram (W). Sammen med smøremiddelet er det sannsynlig at dette dannet en slipepasta som var med på å bryte ned hardmetallbelegget på "splined sleeve".
- j) Ingen funn tyder på at sprekke i "splined sleeve" oppstod som resultat av manglende smøring.
- k) Hovedgearboksens framre innfesting (suspension bar) feilet grunnet overbelastning. Dette skjedde som en følge av ulykken.
- l) Det er ikke funnet skader på lagrene i MGB som kan ha hatt betydning for hendelsesforløpet, og det ble ikke funnet unormale avsetninger (chips) på magnetpluggene i gearboksens oljesystem.
- m) Undersøkelsen har ikke avdekket operative forhold som skulle kunne føre til ekstreme- eller uvanlige belastninger på kraftoverføringen mellom motorene og hovedrotoren.
- n) Hendelsen, fra bruddet i "Bendix shaft" til motorene var ødelagt og kontrollstagene var kuttet, tok 2,3 sek.
- o) Venstre gassgenerator-seksjon gikk helt til helikopteret nådde havoverflaten. Dette forklarer hvorfor det oppstod varmeskader bak motoren.
- p) Hovedrotorbladet, som kort tid etter ulykken ble funnet flytende omtrent uskadet, separerte fra rotorhodet som en følgeskade.
- q) En brukket "tie-bolt" som ble oppdaget 3. august 1997 kan ikke knyttes til ulykken.

### 3.1.5 Organisasjon og ledelse

- a) HSL mener hensiktsmessigheten ved selskapets tekniske kvalitetssystem kan forbedres med tanke på å oppnå en god kvalitetskultur og en fortløpende kvalitetsforbedring.
- b) Det dokumenterte kvalitetssystemet ved teknisk divisjon inneholder feil og mangler som skjemmer et ellers strukturert system.
- c) Luftfartsverket har i to rapporter kommet med til dels kraftig kritikk av selskapet i forbindelse med flyteknisk virksomhetstilsyn i 1997.
- d) Flere ansatte ved teknisk divisjon har i samtaler med HSL avdekket manglende kjennskap til innholdet i divisjonens dokumenterte kvalitetssystem.
- e) HS har forut for ulykken gjennomført betydelige forandringer i vedlikeholdssystemet og egne prosedyrer. Dette kan ha ført til at det var tvil om hvilke prosedyrer som var gjeldende.

- f) HSL mener at økt fokus på "Human Factors in Aviation Maintenance" kan forbedre arbeidssituasjonen for teknisk personell i selskapet.
- g) Vedlikeholdsunderlaget som ble benyttet på LN-OPG var godkjent av Luftfartsverket.
- h) Luftfartsverket synes ved inspeksjoner å ha lagt liten vekt på en kritisk vurdering av selskapets styrende dokumenter.
- i) Luftfartsverket har ved sine inspeksjoner ikke foretatt en samlet og overordnet vurdering av kvalitetssystemet i selskapets flytekniske og flyoperativ avdeling.

### 3.1.6 Overlevelsesaspekter

- a) Helikopteret var utenfor radardekning da ulykken skjedde. Dette var med på å redusere muligheten for å igangsette et effektivt søk.
- b) Den siste radarinformasjonen som lufttrafikkjenesten hadde fra helikopteret var ikke lagret og kunne følgelig ikke verifiseres.
- c) Helikopterets nødpeilesender (type ADELTA) ble knust i sammenstøtet med havoverflaten, og den sendte følgelig ikke nødsignaler. Nødpeilesenderen var derfor ikke til hjelp i å varsle ulykken eller å bestemme havaristedet.
- d) Besetningen var iført uisolerte flygerdresser og var forøvrig lett kledd. Dette ga besetningen reduserte overlevelsessevner i tilfellet av en kontrollert nødlanding på sjøen.
- e) Passasjerene var iført isolerte overlevelsesdrakter.
- f) Obduksjonsrapporter viser at alle omkom som følge av sammenstøtet med havoverflaten.
- g) Det var ikke mulig å overleve sammenstøtet med havoverflaten.

## 3.2 **Signifikante undersøkelsesresultater**

HSL har vurdert følgende undersøkelsesresultater som spesielt viktige fysikkerhetsmessig sett ved at disse faktorene hadde direkte konsekvenser eller kan ha hatt indirekte betydning for hendelsesforløpet:

- a) Undersøkelsen har påvist at hardmetallbelegget på høyre "splined sleeve" på flere områder ikke var i henhold til spesifikasjonene. Dette har i kombinasjon med flere riper i belegget i vesentlig grad redusert beleggets motstand mot slitasje.
- b) Hovedgearboksen M170 hadde et avvikende vibrasjonsmønster registrert av HUMS sett i forhold til andre tilsvarende MGB i selskapets flåte. Et lignende vibrasjonsmønster ble registrert fra MGB nr. M136 og M665 (med deler fra LN-OPG og MGB nr. M136). De undersøkelser og forsøk som er gjennomført peker mot en sammenheng mellom avvikende vibrasjonsmønster og bestemte kombinasjoner av "input pinion / 8 000 RPM wheel". HSL har ikke gått videre

i å undersøke virkningen av disse vibrasjonene, og kan derav ikke trekke en endelig konklusjon med hensyn til årsakssammenheng.

- c) Høyre "splined sleeve" manglet foreskrevet O-ring og dette har bidratt til økt bevegesfrihet mellom "splined sleeve" og "splined flange". Det synes imidlertid å være klart at utmattingssprekkene i "splined sleeve" ikke ble initiert som en følge av en manglende O-ring, men at den påfølgende sprekkveksten i "splined sleeve" kan ha blitt påskyndet av denne mangelen.
- d) Inspeksjonen av koblingen mellom "Bendix shaft" og MGB som ble gjennomført 22. august 1997 var ikke i henhold til de minimumskrav som var gitt av fabrikanten.
- e) HSL mener at det oppstod en rekke utmattingssprekker i den aktuelle "splined sleeve" i perioden 121 - 62 flytimer før ulykken. Dette tilsvarer perioden 22. til 31. august 1997. Det er imidlertid sannsynlig at sprekkstart skjedde flere titalls flytimer før 31. august.
- f) Ett HUMS-akselerometer med "alarm", som overvåket problemområdet, var ute av drift på ulykkestidspunktet. HSL finner grunn til å mene at akselerometeret kunne ha registrert og varslet den aktuelle feilutviklingen i tide til at ulykken kunne ha vært avverget.
- g) Den funksjonsdyktige delen av HUMS registrerte og lagret informasjon som viste at noe unormalt var i ferd med å skje i aksel forbindelsen mellom høyre motor og hovedgearboksen flere dager før ulykken. Denne informasjonen lå lagret i en sentral database og måtte ha vært analysert manuelt for å avdekke utviklingen.
- h) Installasjon av HUMS var ikke et myndighetskrav og var følgelig basert på frivillighet. Selskapet satte ikke funksjonsdyktighetskrav til systemet. Dette førte til at deler av systemet kunne være ute av drift i lengre perioder uten at det fikk konsekvenser for bruken av helikopteret.
- i) HUMS ble installert utelukkende med sikkerhet som formål. Luftfartsverket har etter godkjenningen av systemet inntatt en passiv holdning til HUMS. Dette medvirket til at HS ikke foretok en systematisk løpende vurdering av kravelementer basert på erfaringer i driftsfasen, og dermed ikke utnyttet systemets sikkerhetspotensiale.
- j) Besetningen hadde ikke fått slik opplæring i motorens regulerings- og kontrollsystem at de kunne forstå alvorlighetsgraden i de indikasjonene som ble observert. Slik kunnskap og innsikt kunne ikke forventes av besetningen som hadde fått sin opplæring i selskapet basert på informasjon fra helikopterprodusenten. Det var videre ingen prosedyrer eller sjekklister som dekket de indikasjonene som ble observert. Besetningen hadde således ingen forutsetning til å forstå alvorlighetsgraden av et "OVSP" lys som kom på ved uregelmessige intervaller under den siste delen av flygingen.
- k) Oppsprekningen av "splined sleeve" medførte at "lock washer" løsnet, noe som igjen førte til brudd på "Bendix shaft".
- l) Akselbruddet førte til at lasten på høyre kraftturbin ble borte og at turtallet dermed økte.

- m) Bruddet i "Bendix shaft" førte til store vibrasjoner i bakre del av motoren, noe som igjen førte til svikt i systemet som registrerer turtallet på høyre motors kraftturbin.
- n) Manglende turtallsinformasjon førte til at motorens system for turtallsregulering og "overspeed protection" ble satt ut av funksjon.
- o) Grunnet reguleringsystemets oppbygging førte den manglende turtallsinformasjonen til EECU i sin tur til at gassgeneratoren ble tilført drivstoff for å oppnå 104% Ng.
- p) Da gassgeneratoren økte turtallet mot 104%, kom kraftturbinen som da var uten et fungerende system for turtallsbegrensning opp i et turtall på ca. 175%, hvor den desintegreerte.
- q) Deler fra høyre kraftturbin ble slynget ut med stor kraft, og disse ødela venstre motor og kuttet vitale kontrollstag i helikopteret.
- r) Helikopteret var ikke kontrollerbart etter at kontrollstagene var kuttet.
- s) Aksel forbindelsen mellom motoren og hovedgearboksen synes å ha en utilfredstillende utforming med tanke på sikkerhet. I dette tilfellet førte en løs "lock washer" til at både akselen (Bendix shaft), systemet for motorens turtallsregulering og systemet for "overspeed protection" feilet.
- t) Den aktuelle helikopterkonstruksjonen er dårlig beskyttet mot "uncontained engine failures". Slike motorfeil kan lett føre til alvorlige følgeskader.

#### 4

#### TILRÅDINGER

På bakgrunn av analyser av lagrede data fra helikopterets IHUMS ga HSL følgende tilråding til Luftfartsverket 17. september 1997 (ni dager etter ulykken):

"HSL vil derfor tilrå at Luftfartsverket pålegger operatører som opererer denne helikoptertypen og som bruker IHUMS, å gå gjennom tilgjengelige data for engine drive shaft. Verdiene og eventuelle forandringer i verdiene bør rapporteres og danne grunnlag for en vurdering om slik overvåking (monitoring) skal påbys, eventuelt med hvilken frekvens den skal utføres og hvilke grenseverdier som skal etableres."

Basert på opplysninger som framkom under undersøkelsen av systemet for motorens turtallskontroll sendte HSL 14. november 1997 følgende tilråding via Luftfartsverket til helikopter/motorprodusenten:

"Eurocopter/Turbomeca makes a critical review of the ECU-logic reaction in situations when valid Nf information is lost."

Disse tilrådingene er ikke lenger aktuelle da de dekkes av tiltak som allerede er iverksatt eller av tilrådingene som gis i denne rapporten. HSL har ikke funnet det

nødvendig å gi flere midlertidige tilrådinger da helikopter/motorprodusenten på selvstendig grunnlag har iverksatt tiltak som HSL mener har ivaretatt flysikkerheten på de områdene som ulykken avdekket svikt ved. Av disse tiltakene kan nevnes:

- Turbomeca påla i "Fax alert no. 1075" datert 19. september 1997 alle operatører av Makila-motorer å stoppe motoren hvis "OVSP"-lyset lyste og den andre motoren gikk tilfredsstillende. Denne ble etterfulgt av en AD 22. oktober samme år
- Eurocopter påla i "Service Telex 63.00.54" datert 2. oktober 1997 alle sivile operatører av AS 332 å måle vibrasjonsnivået på "23 000 RPM coupling" hver 25. flytime. Denne ble etterfulgt av en AD 22. oktober samme år
- Eurocopter har i tillegg kommet med flere pålegg om forbedringer i vedlikeholdet.

Luftfartsverket/Luftfartstilsynet har kontinuerlig blitt oppdatert om undersøkelsen og de funn som har blitt gjort. Luftfartsverket/Luftfartstilsynet har således hatt gode muligheter til på et selvstendig grunnlag å vurdere den løpende flysikkerheten.

I tilrådingene nedenfor refereres det til modellen AS 332L1. HSL forutsetter imidlertid at tilrådingene gjøres gjeldende på andre sivile utgaver av AS 332 der dette er relevant.

Det tilrås at:

Luftfartstilsynet i samarbeid med de andre luftfartsmyndighetene rundt Nordsjøbassenget vurderer om det skal innføres krav til bruk av HUMS ved persontransport med helikopter i området. Denne vurderingen bør blant annet omfatte krav til funksjonsdyktighet, analyse av data, opprettelse av industristandarder og standardisering av kravene innen JAA. (Tilråding nr. 34/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndighetene i Frankrike pålegger Eurocopter å vurdere om kravene til sluttkontroll av "splined sleeve" på AS 332L1 er tilstrekkelige. (Tilråding nr. 35/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndighetene i Frankrike pålegger Eurocopter å revidere vedlikeholdskravene til "splined sleeve" og "splined flange" på AS 332L1. (Tilråding nr. 36/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndighetene i Frankrike pålegger Eurocopter å revidere overhalingskriteriene til "input pinion" og "8 000 RPM wheel" på AS 332L1. (Tilråding nr. 37/2001)



Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndighetene i Frankrike vurderer hvilke tiltak som kan settes inn for å forbedre den eksisterende konstruksjonen av AS 332L1 med hensyn til motorenes turtallsregulering, system for turtallsbegrensning, akselforbindelsen mellom motor og MGB og beskyttelse mot "Uncontained engine failures". (Tilråding nr. 38/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndigheten i Frankrike pålegger Eurocopter å optimalisere informasjonen til alle operatører av AS 332L1 om funksjonen og indikasjonene til systemene for motorens turtallsregulering og turtallsbegrensning. (Tilråding nr. 39/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndigheten i Frankrike pålegger Eurocopter å igangsette et arbeid for å kartlegge hvilken eventuell sammenheng det er mellom vibrasjoner som oppstår i hovedgearboksen og belastninger som kan oppstå i akselforbindelsen mellom motor og hovedgearboks. (Tilråding nr. 40/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med luftfartsmyndigheten i Frankrike vurderer å pålegge Eurocopter å lage en plan for å øke brukervennligheten og oversikten på de vedlikeholdsprogram og den informasjon som gis av fabrikken. (Tilråding nr. 41/2001)

Luftfartstilsynet i samarbeid med Post- og Teletilsynet vurderer om nødpeilesender av typen ADELTA, modell CPT 600 skal være godkjent for bruk på norske luftfartøy. (Tilråding nr. 42/2001)

Luftfartstilsynet med bakgrunn i denne rapporten foretar en vurdering av det dokumenterte kvalitetssystem ved teknisk divisjon i Helikopter Service AS med tanke på hensiktsmessighet og godhet. (Tilråding nr. 43/2001)

Luftfartstilsynet vurderer om luftfartsselskaper som et ledd i sitt flysikkerhetsarbeid bør pålegges å utarbeide en plan for hvordan kunnskap om "Human Factors in Aviation Maintenance" skal tilegnes og integreres. (Tilråding nr. 44/2001).

Tilrådingene nedenfor fremmes til Luftfartstilsynet for oppfølging:

Luftfartsverket tilrettelegger slik at all radarinformasjon som er tilgjengelig for lufttrafikkjenesten lagres slik at Hovedredningssentralene umiddelbart kan få tilgang til dataene etter behov. (Det vises forøvrig til tilråding i rapport nr. 02/97 fra HSL). (Tilråding nr. 45/2001)

Helikopter Service AS utarbeider en strategiplan med klare mål for bruk av HUMS. (Tilråding nr.46/2001)

Helikopter Service AS gjennomgår prosedyrene ved utarbeidelse og kontroll av vedlikeholdsprogram (MRM). (Tilråding nr. 47/2001)

Helikopter Service AS foretar en gjennomgang av systemet med "Main tasks" med tanke på å unngå avvikende oppfatninger om dokumentets status blant selskapets flyteknikere. (Tilråding nr. 48/2001)

Helikopter Service AS foretar en vurdering av grensesnittet mellom arbeidsoppgaver som ligger inn under ansvarsområdet til flyteknikere og andre faggrupper. (Tilråding nr. 49/2001)

Helikopter Service AS vurderer besetningens påkledning med sikte på å øke overlevelsessevnen ved eventuelle nødlandinger i sjøen. (Tilråding nr. 50/2001)

Helikopter Service AS, basert på erfaringer i forbindelse med ulykken, vurderer å gi flygere en utvidet opplæring i motorens regulerings- og kontrollsystem. (Tilråding nr. 51/2001)

(Det gjøres oppmerksom på at noen av disse tilrådingene ble ivaretatt før rapporten ble utgitt)

## 5 BILAG

(Se rapport del II)

Figurer 1 - 75

Appendix A	MET 63.10.00.602
Appendix B	MET 71.00.00.401
Appendix C	Main Task 72
Appendix D	Sider fra "Super Puma Instruction Manual"
Appendix E	Historisk oversikt LN-OPG (Flight time - Events - Vibrations)
Appendix F	Høringssvar fra ECF

Forkortelser

Informasjon er hentet fra følgende rapporter:

- AAIB Incident report 2/98 "Report on the incident to Aerospatiale AS332L Super Puma, G-PUMH over North Sea on 27 September 1995"
- AAIB/N "Flight recorder report" fra møte på Farnborough 9. og 10. desember 1997
- AAIB/N Report no. 02/98 "Air accident involving Eurocopter Super Puma 332L, LN-OBP, in the North sea on 18 January 1996, approx. 40 NM south-west of Sola, Norway"

- Eurocopter "Minutes of meeting, AS 332L1 - Accident LN-OPG, Investigations results and airworthiness follow-up 3rd and 4th February 1999"
- DNV Report No. 97-1378 Revision no. 01, "Failure investigation of a broken tie bolt P/N 332A32-3233-00"
- DNV Report No. 98-1118 Revision no. 02, "Examination of a fractured splined sleeve from the Super Puma helicopter, LN-OPG"
- DNV Report No. 98-1276 Revision no. 01, "Examination of a fractured Bendix shaft assembly from the Super Puma helicopter AS 332, LN-OPG"
- DNV Report No. 99-1018 Revision no. 01, "Examination of micro-cracks and hardmetal surface coating for helicopter splined sleeves" med "Appendix A"
- DNV Report No. 99-1265 Revision no. 01, "Evaluation of crack propagation periods based on the examination of components from the Super Puma helicopter AS 332, LN-OPG"
- DNV Report No. 2000-1121 Revision no. 01, "Super Puma Helicopter LN-OPG, Examination of Main Rotor Blade Sleeve and Pitch Change Rod"
- DNV Report No. 2000-1129 Revision no. 01, "Examination of a fractured Liaison tube assembly from the Super Puma helicopter LN-OPG"
- DNV Report No. 2000-1210 Revision no. 01, "Examination of Speed Probes and Phonic Wheels from the Power Transmission of the Super Puma Helicopter LN-OPG"
- DNV Report No. 2000-1255 Revision no. 01, "Examination of Flight Control Rods and a Suspension Bar from the Upper Structure Area. Super Puma Helicopter AS 332, LN-OPG"
- GKN Westland Helicopters Research paper RP 1035 "An assessment of the vibration health monitoring parameters from the Helicopter Service Super Puma MK I Helicopters"
- Helicopter Service "Air safety report Nr. 97/326, 8 September 1997"
- R.J.Waldron&Company (1987) LTD. Report File 98-110 "Failure Analysis, Main gearbox input components, AS332L1 Super Puma N171EH, ERA Aviation inc."
- SINTEF Report no. STF75 A90008 "Helicopter Safety Study"
- Turbomeca Investigation Report No. 937D "Disassembly of the engines and supplementary examinations"
- Turbomeca Investigation Report No. 1 491 "Makila - 08/09/1997 Accident LN-OPG, Inspection of engine accessories"
- Brüel & Kjær "Report on findings during test and measurements at Helikopter Service monday May 8<sup>th</sup> through friday May 12<sup>th</sup>, 2000"
- SINTEF report STF24 F00260 "Fatigue assessment of cracks in splined sleeve part of helicopter".

HAVARIKOMMISJONEN FOR SIVIL LUFTFART (HSL)  
Lillestrøm, 9. november 2001



**AIR ACCIDENT 8 SEPTEMBER 1997 IN THE NORWEGIAN SEA  
APPROX. 100 NM WEST NORTH WEST OF BRØNNØYSUND,  
INVOLVING EUROCOPTER AS 332L1 SUPER PUMA, LN-OPG,  
OPERATED BY HELIKOPTER SERVICE AS**

# **PART II**

FIGURE 1 – 75

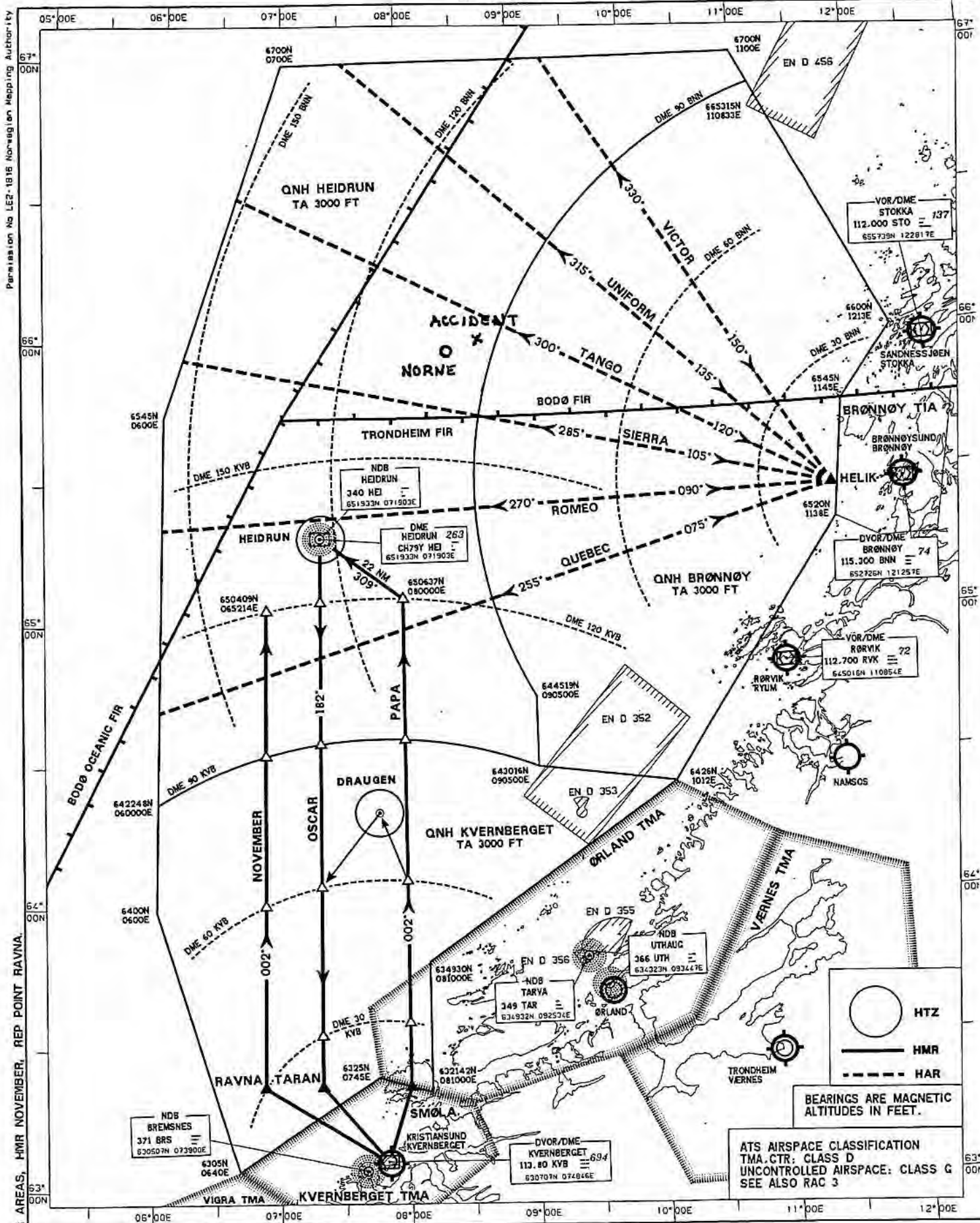
APPENDIX A – F

ABBREVIATIONS

# TRONDHEIM - BODØ FIR

## HELICOPTER ROUTES - QNH SETTING AREAS

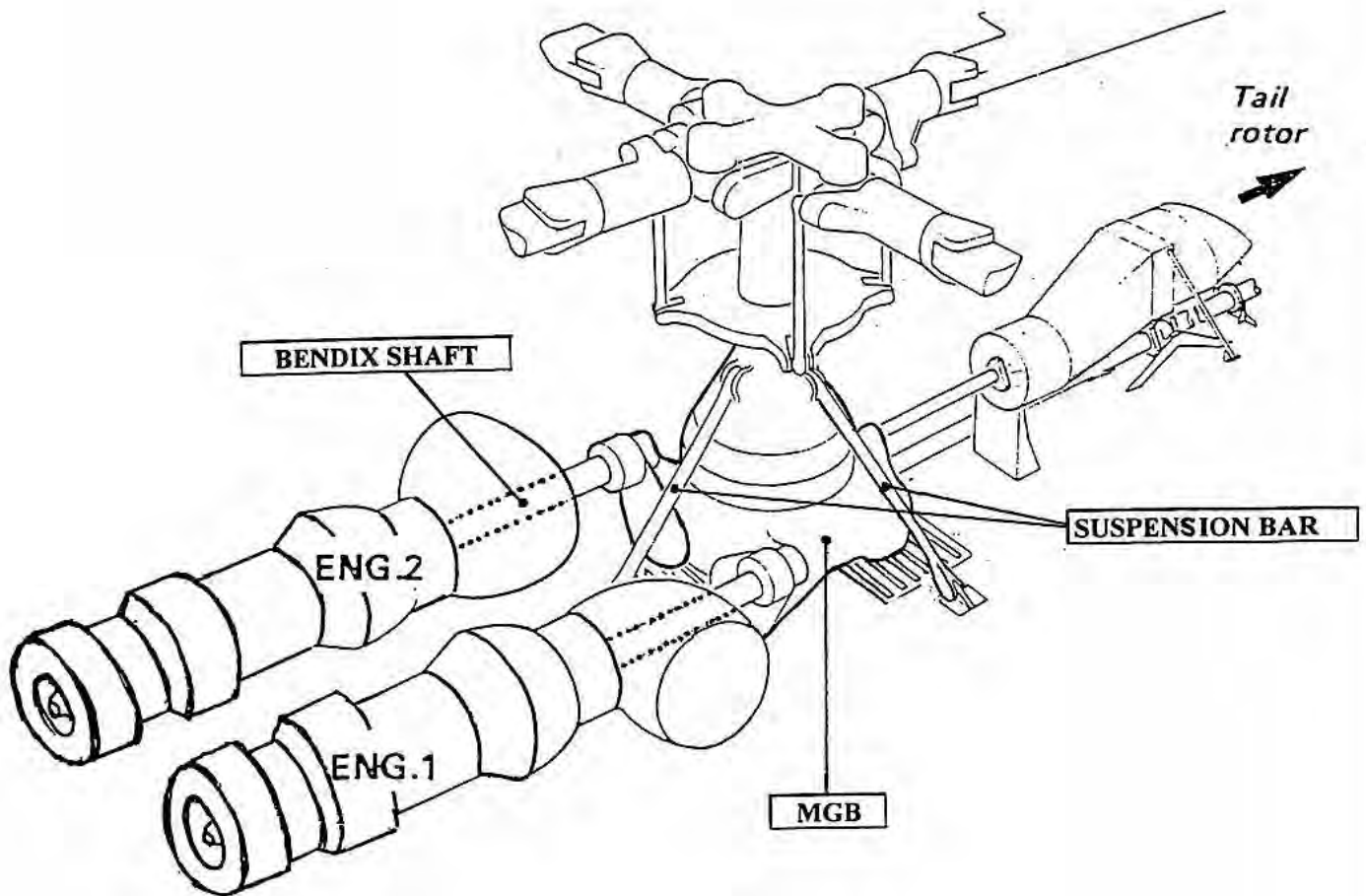
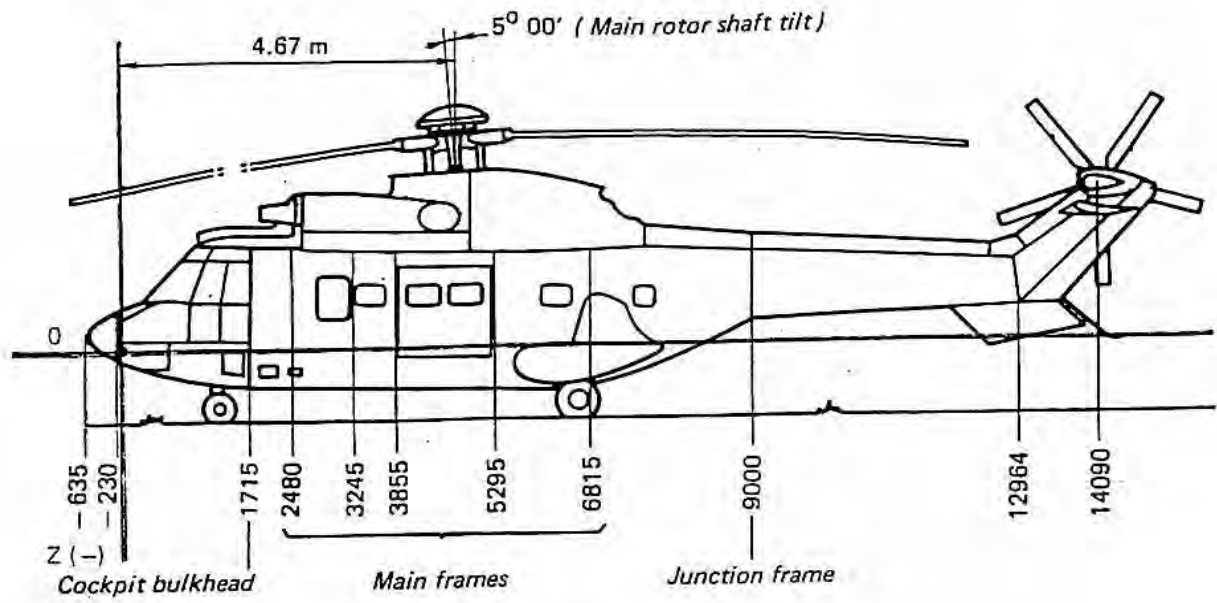
1:2 000 000

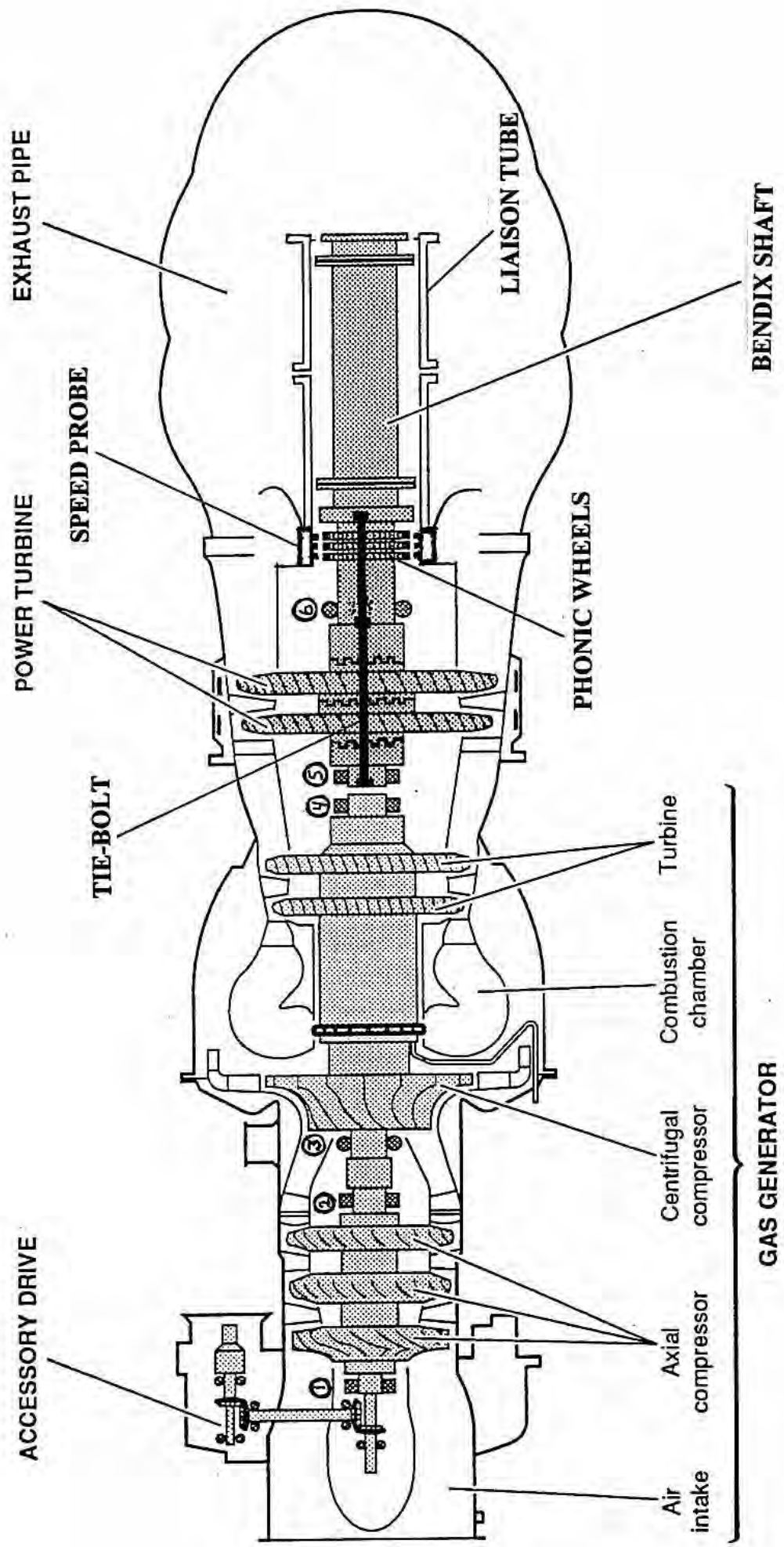


CHANGES: QNH SETTING AREAS, HMR NOVEMBER, HMR POINT RAVNA.

HELIK	( 652722N 113700E )	R-270 BNN DME 15
RAVNA	( 632247N 065214E )	R-304 KVB DME 30
SMØLA	( 632300N 080000E )	R-020 KVB DME 16, 7
TARAN	( 632300N 071900E )	R-322 KVB DME 20, 9

**Fig. 2**





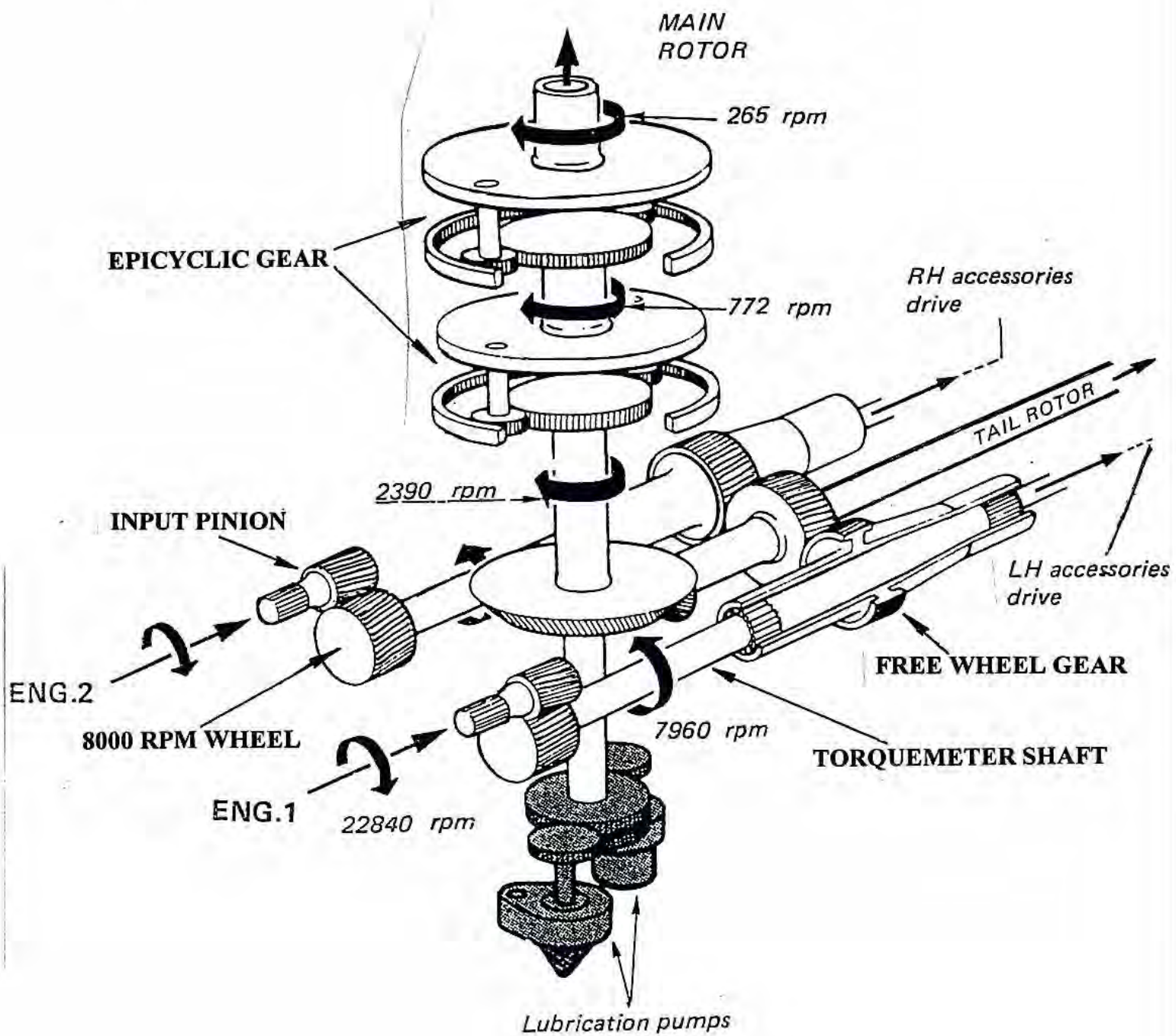
# ENGINE GENERAL DESCRIPTION

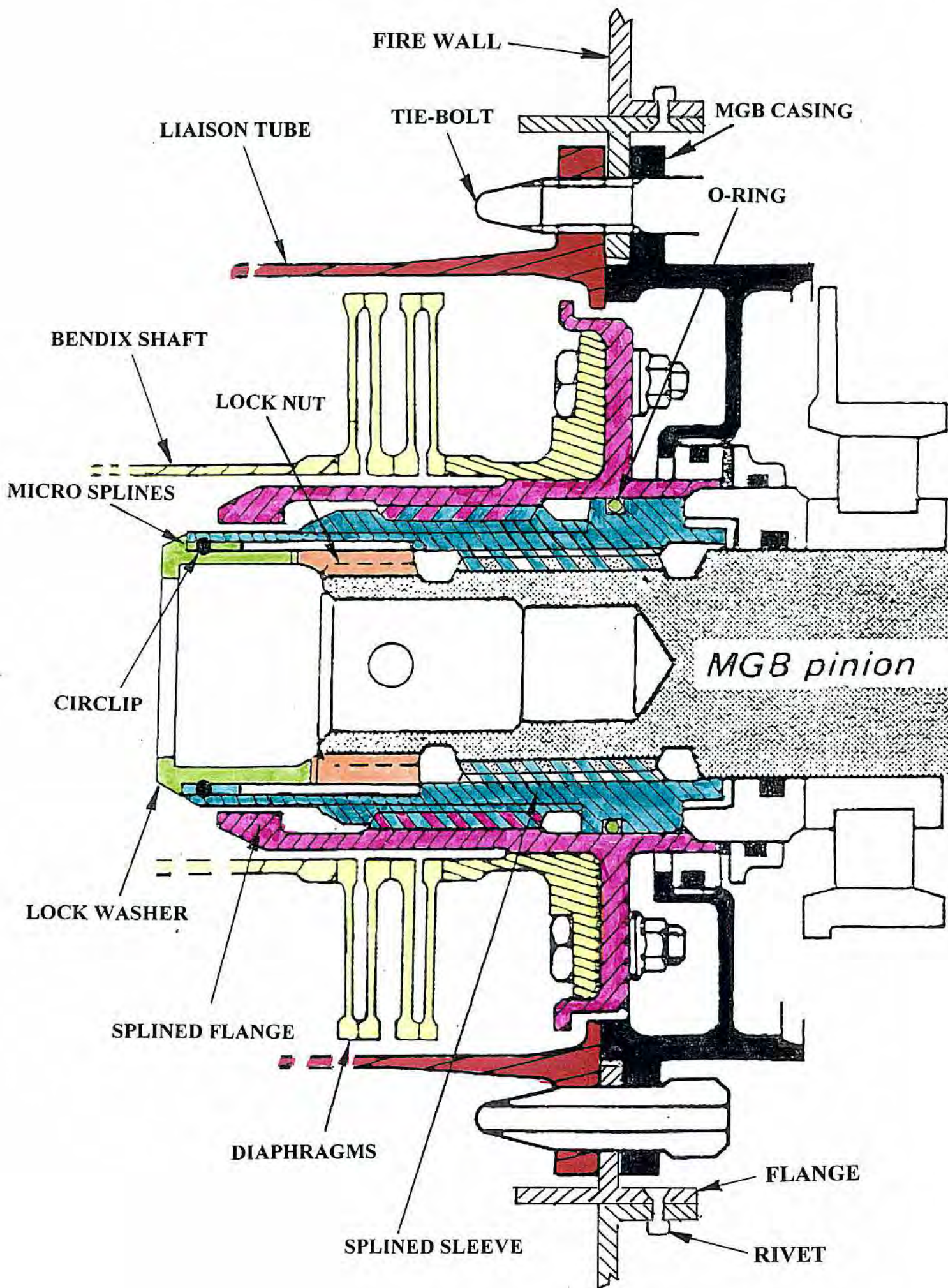




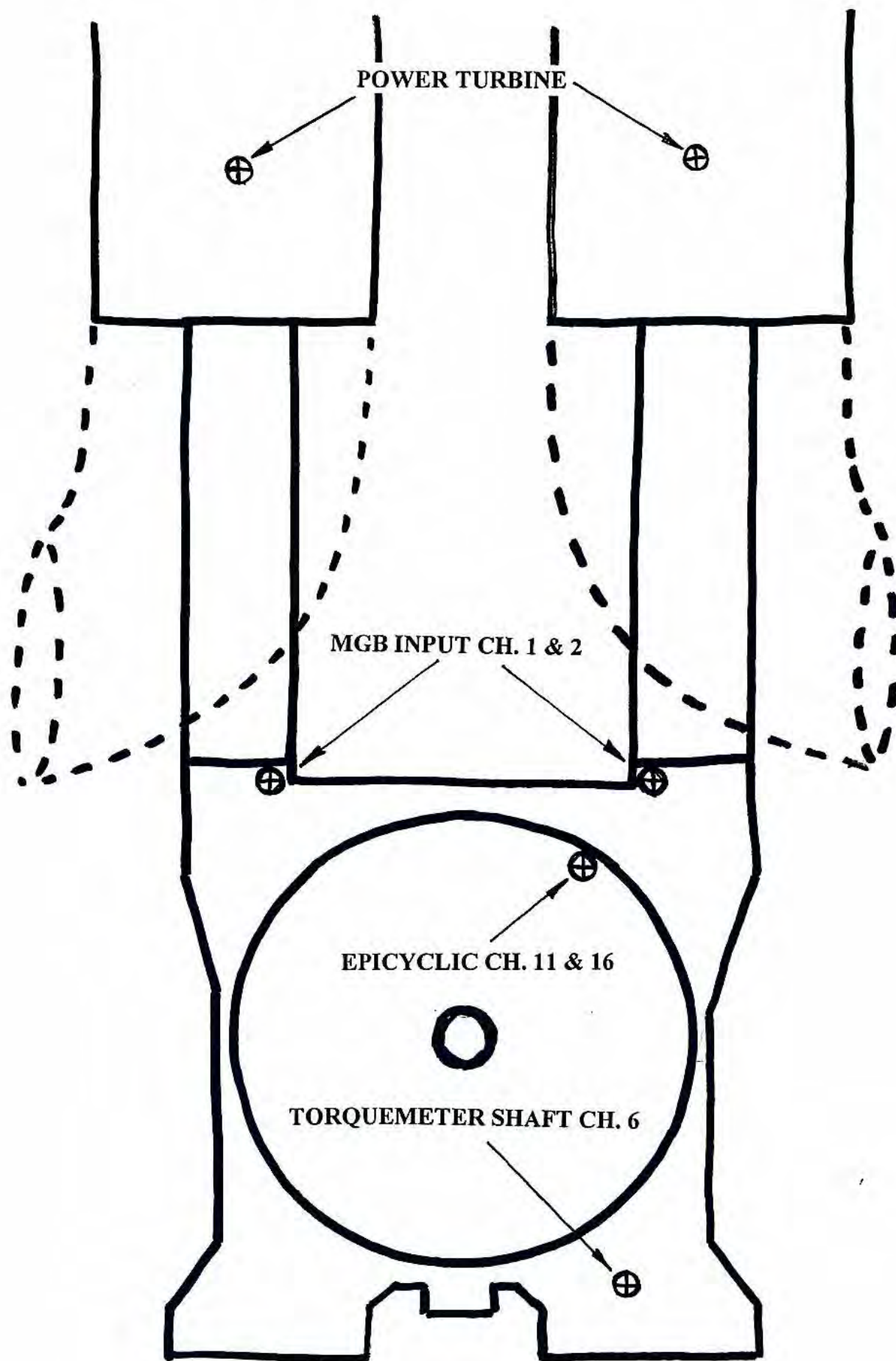
**Fig. 5**

**MAIN GEAR BOX**





### HUMS ACCELEROMETERS



WEAR CRITERIA : GEAR WHEEL  
 332A32-2150  
 \* VITAL PART \*  
 \*\*\*\*\*

63.28.10.820

332/532

94-18

Page 2

R

REFERENCE : 332A32-2150 VALABLE POUR POINT : -10 -11 -12  
 PART NUMBER : APPLICABLE TO DASH :  
 PIECE N° 332A32-2150/-28/-29/-31/-32 ENS. SUP. Réducteur avant  
 UNEQUIPPED PART NEXT ASSY Front reduction G.B.

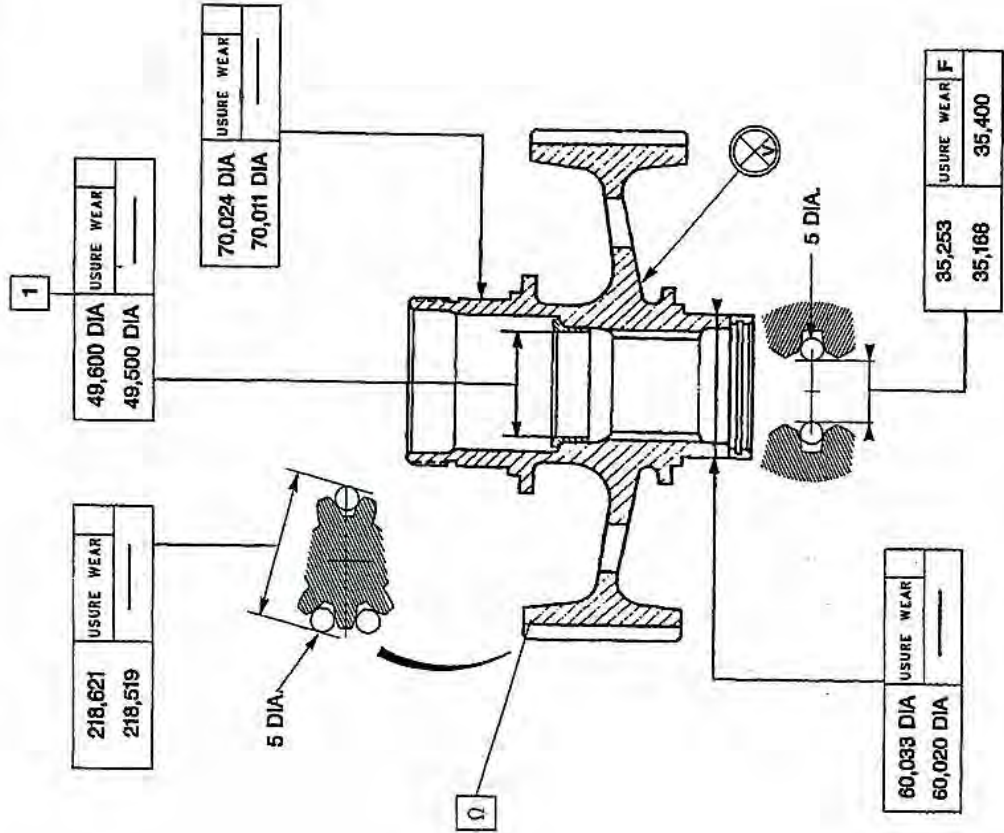
CRITERES D'USURE : ROUE  
 WEAR CRITERIA : WHEEL GEAR  
 \*\*\*\*\*  
 \* PIECE VITALE \* \* VITAL PART \* TEXT(E)  
 \*\*\*\*\*

63.28.10.820

332/532

96-06

Fig. 4



C.T CONFORME A LA FICHE DE CRITERES D'USURE DEPOSEE  
 WORK CARD IN COMPLIANCE WITH THE REGISTERED WEAR CRITERIA SHEET

ITEM	FIG	OPE	DESCRIPTION REPAIR RECONDITIONING	SHEET No.	REMARKS
220	4	1	60.00.30.800 <u>General Notes</u>  1 Dimensions given on reinforcing bush 332A32-2333-20 (POST MOD. 52086). Effective for -10 -11 -12. For part -32 dimensions are identical (No reinforcing bush).		
		E2	Reparation cancelled		
		E3	Reparation cancelled		

WORK CARD IN COMPLIANCE WITH THE REGISTERED WEAR CRITERIA SHEET



FREQUENCY SPECTRUM AT APPROXIMATELY T=0

APPENDIX 6 - Figure 10

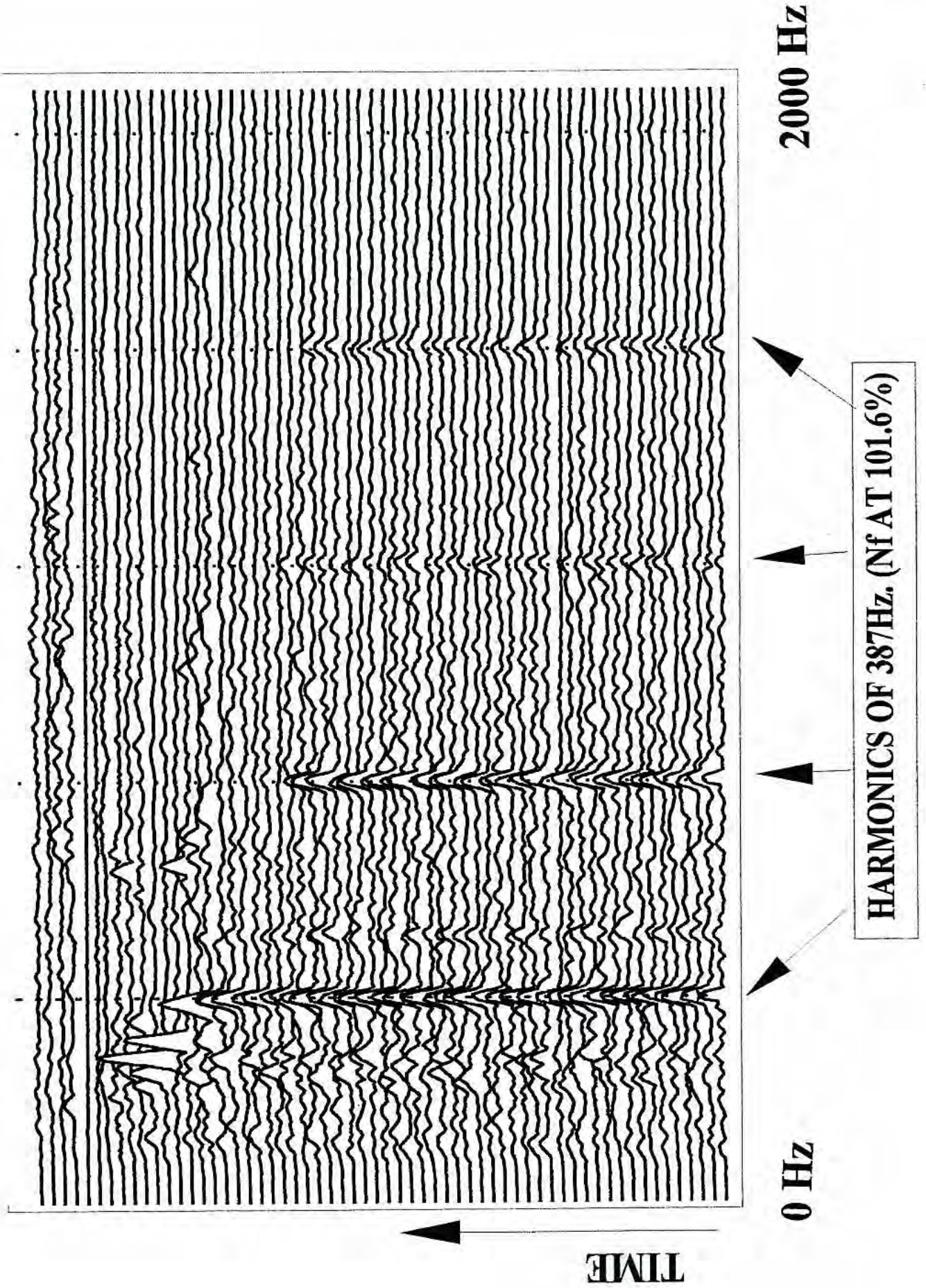


Fig. 11

APP 4

ACCIDENT TO SUPER PUMA LN-OPG on 8 Sept. 1997

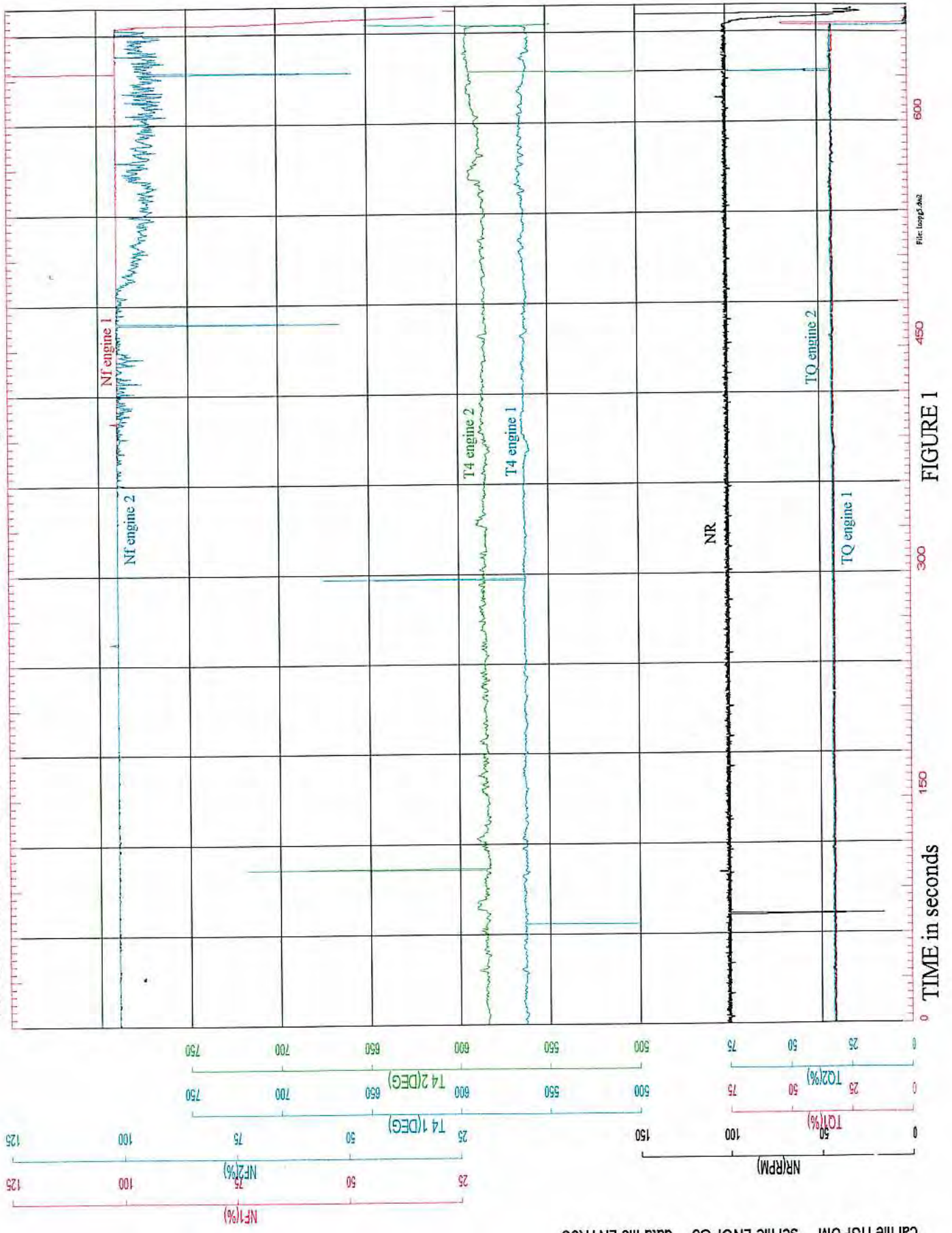


FIGURE 1

Air Accidents Investigation Branch.....plotted on Wed Sep 17 08:37:07 1997  
cal file HSPUM sel file LNOPG6 data file LNTK6C



APPENDIX 7 - FIGURE 1A  
SPECTROGRAM OF AREA BETWEEN "THUD" AND "CRASH"

Sampling: 44100 Hz  
FT size: 8192  
Veraging: 1  
Window: Hamming  
Overlap: 0 %

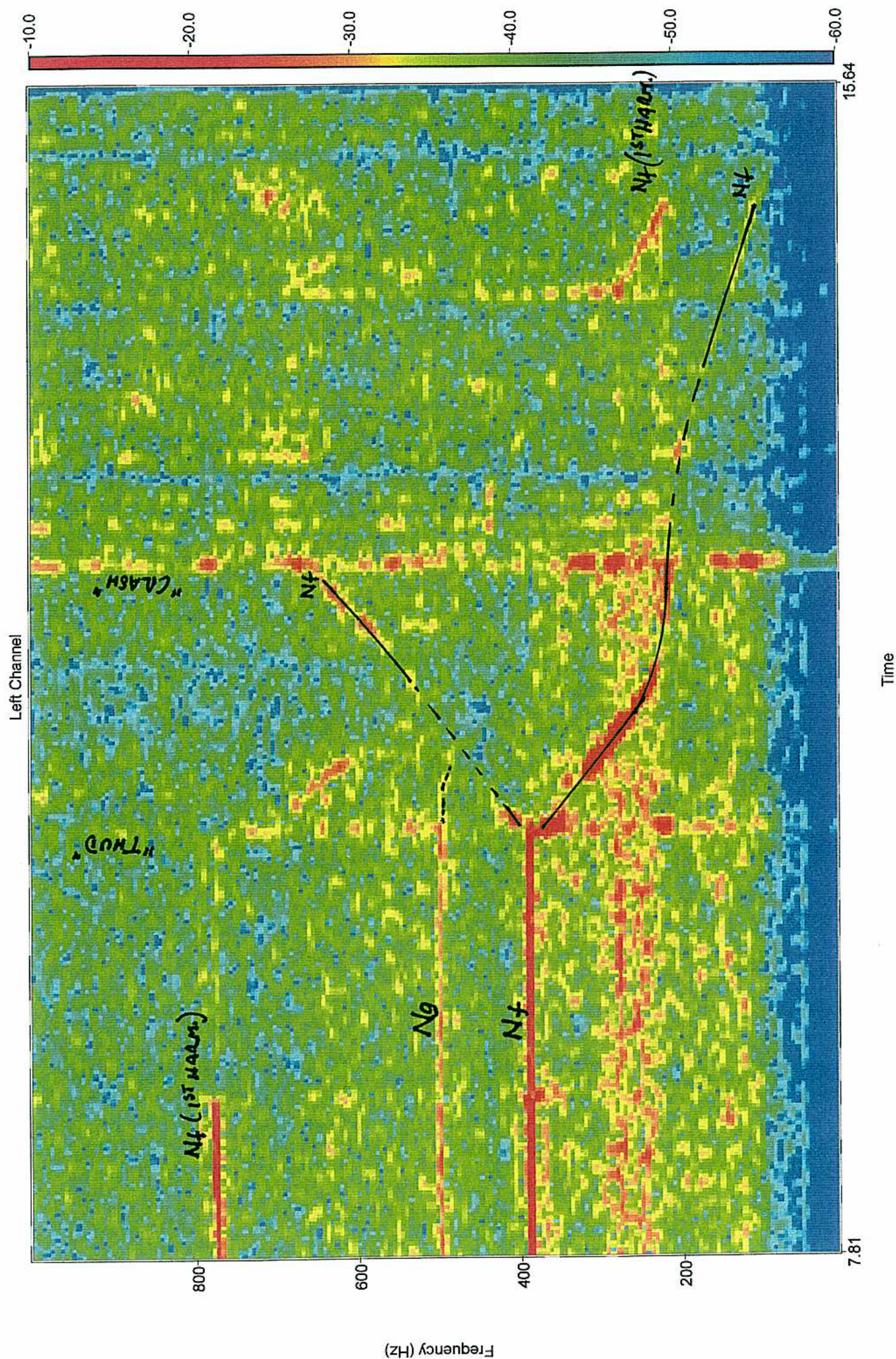
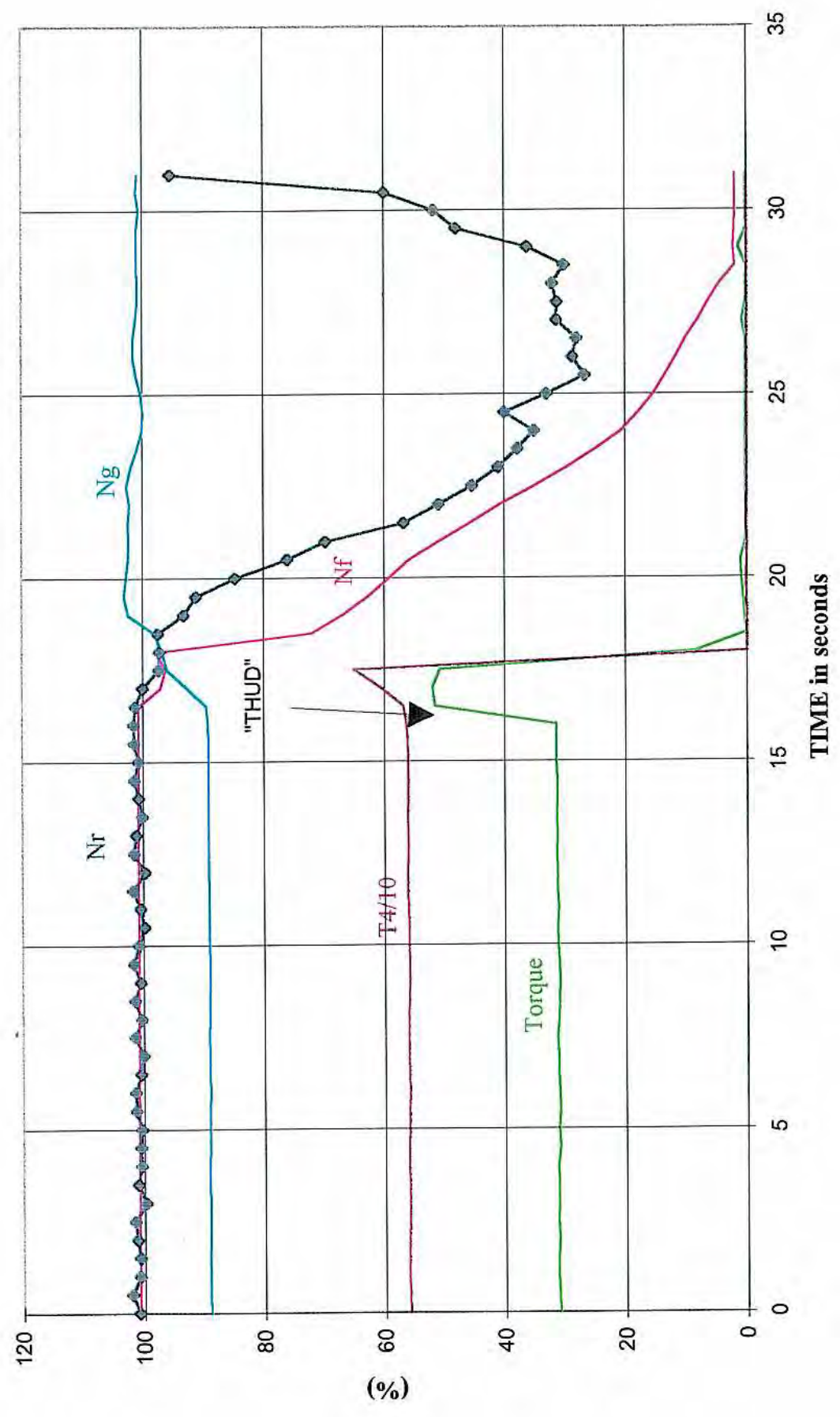


Fig. 12

APP 4

Fig. 13

### LN-OPG ACCIDENT - Engine 1 parameters



Appendix 4 Figure 4

LN-OPG ACCIDENT - Engine 2 parameters

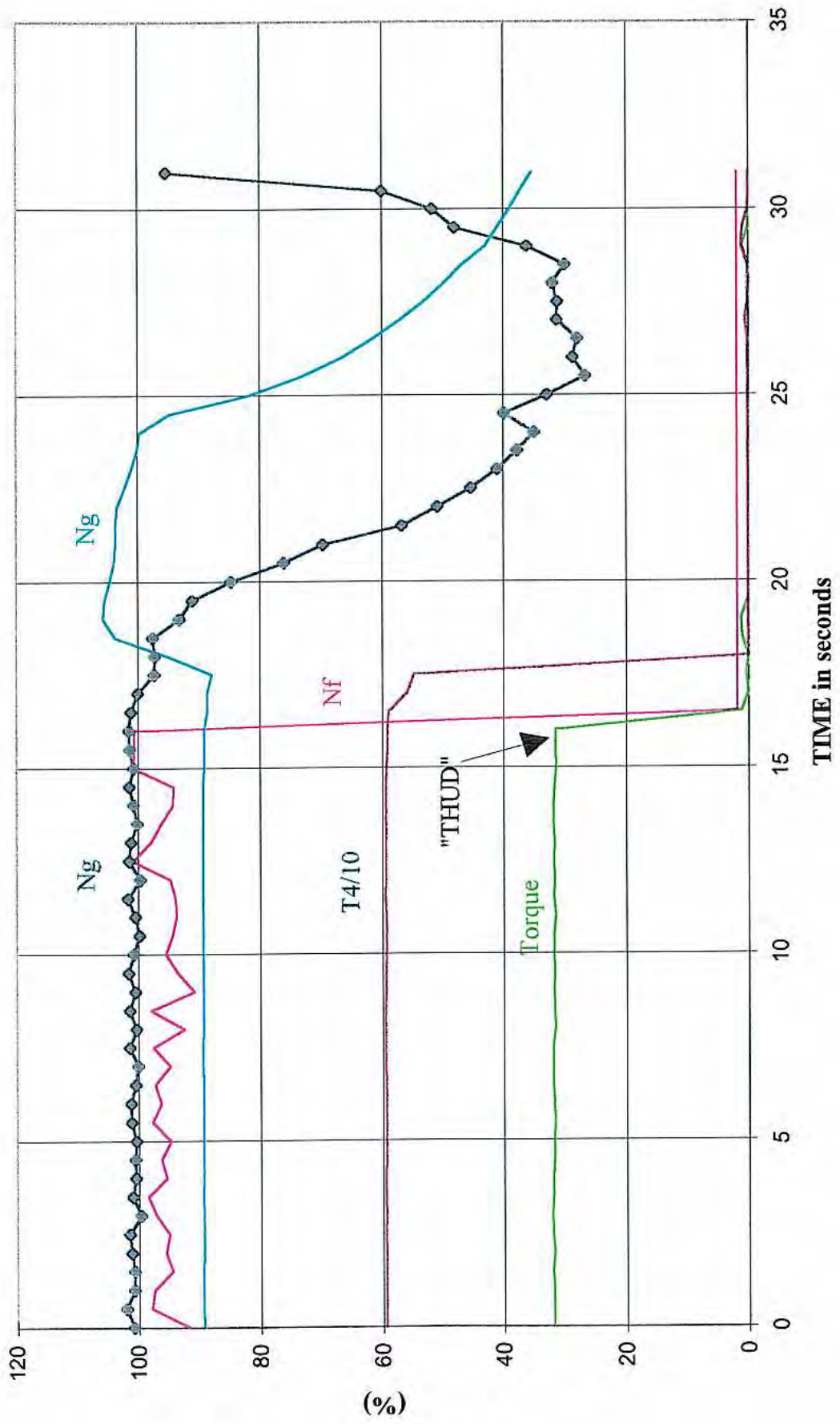
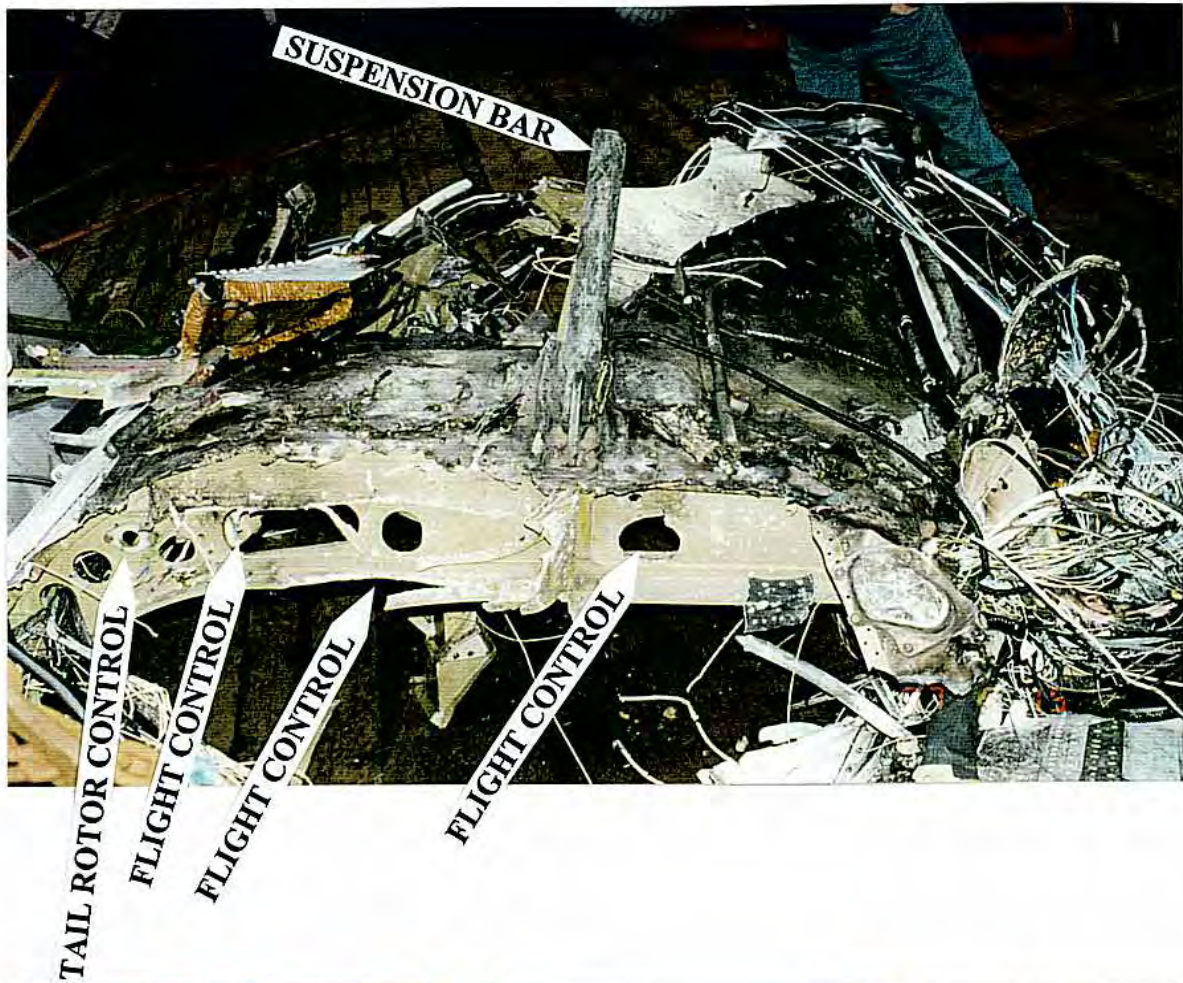
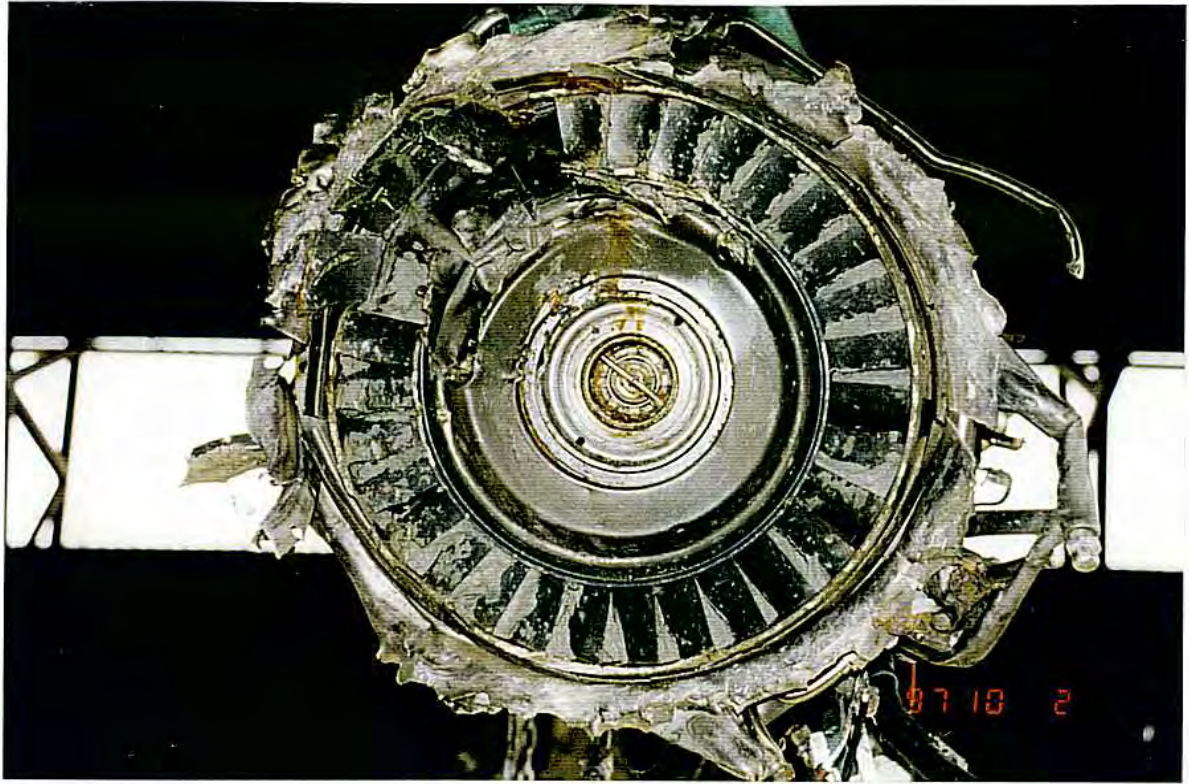


Fig. 14

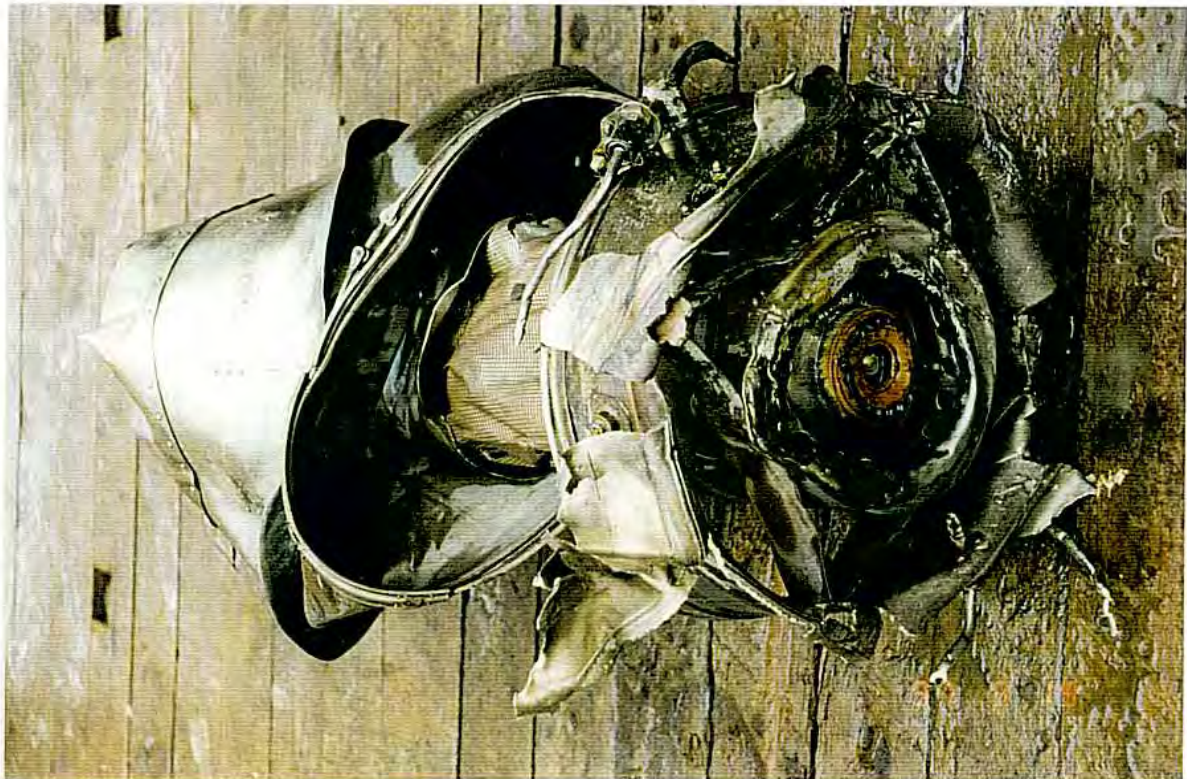
Appendix 4 Figure 5



POWER TURBINE CASING, L/H ENGINE

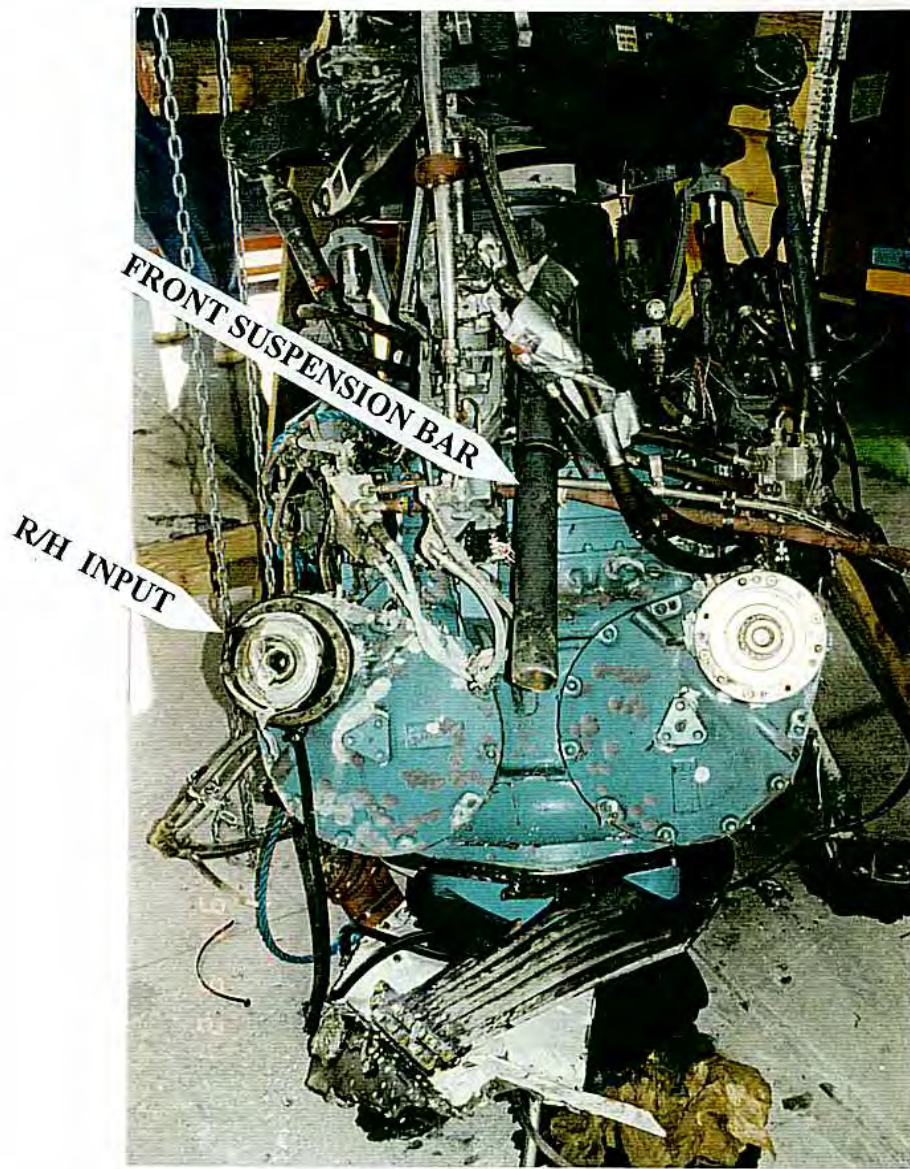


**R/H ENGINE, REAR VIEW**

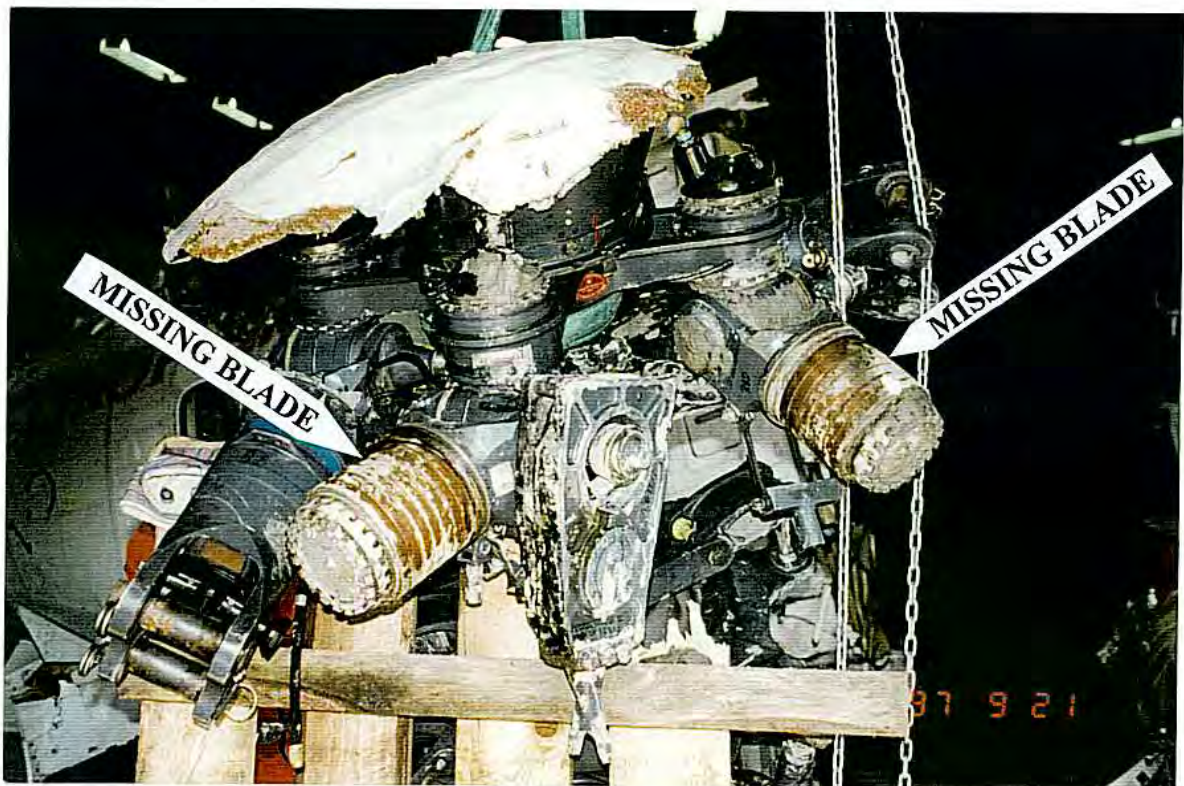


**AFT PART, R/H ENGINE**

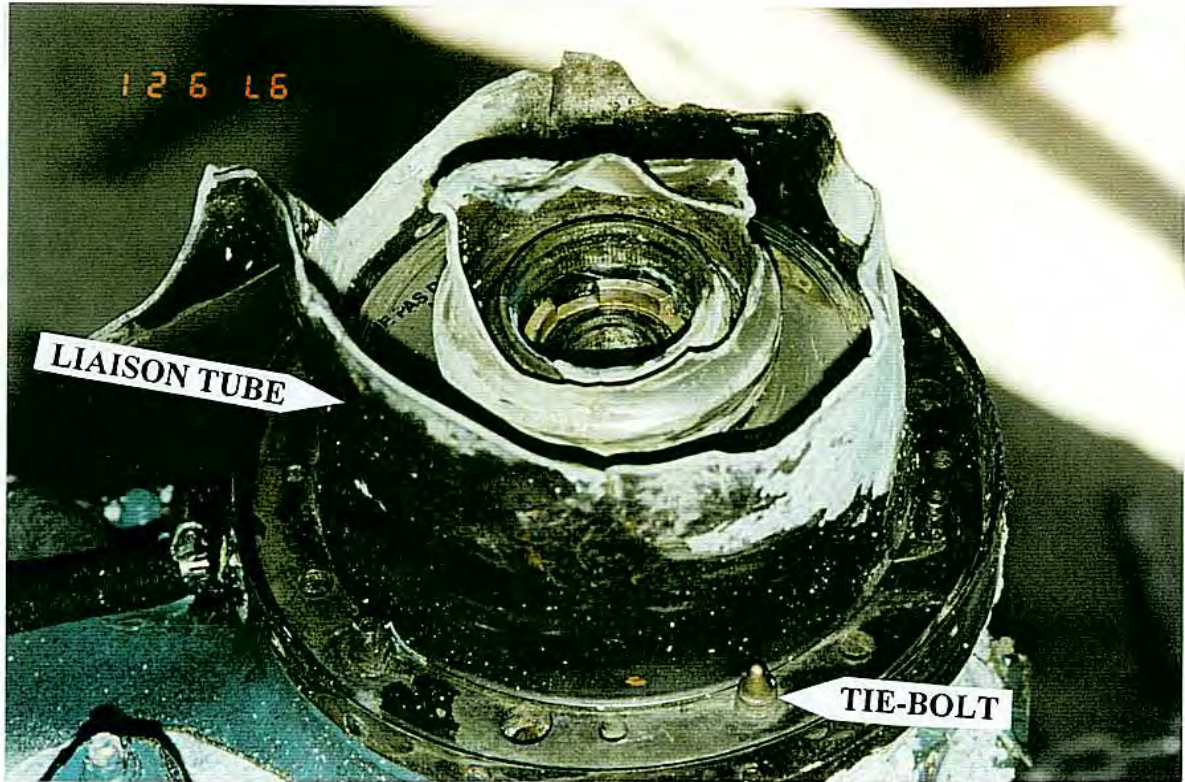
**Fig. 17 a b**



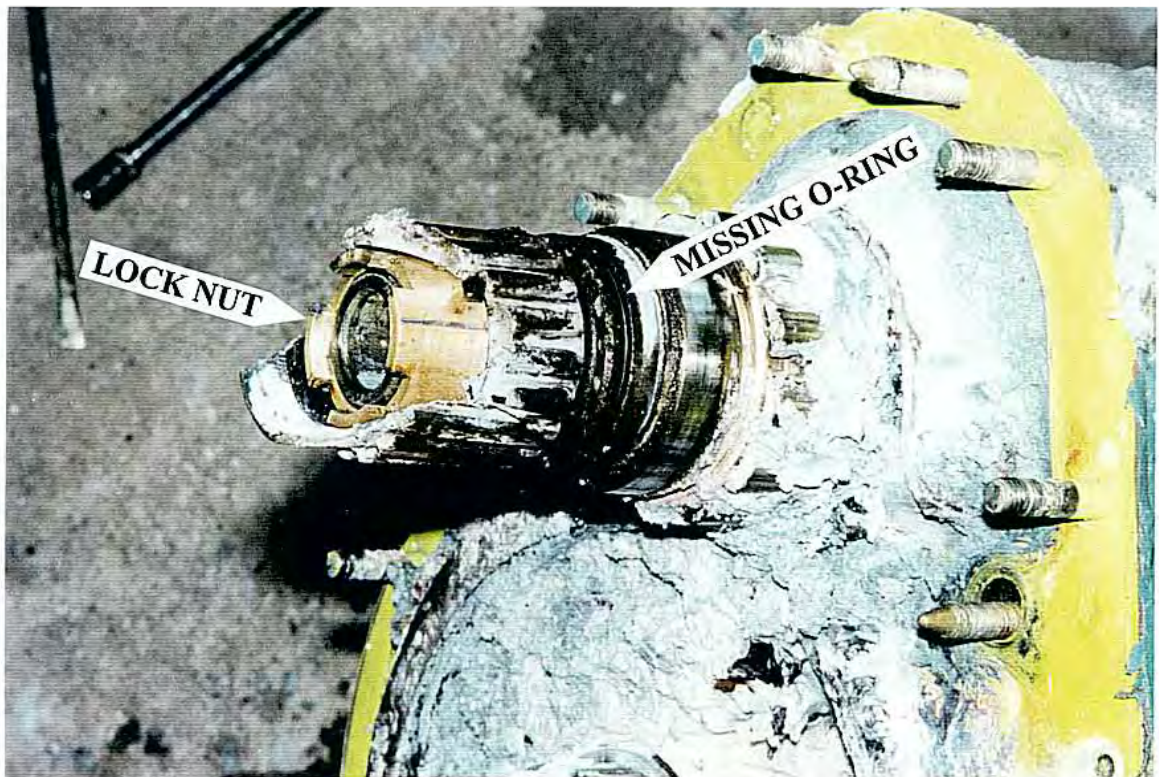
**MAIN GEAR BOX, FRONT VIEW**

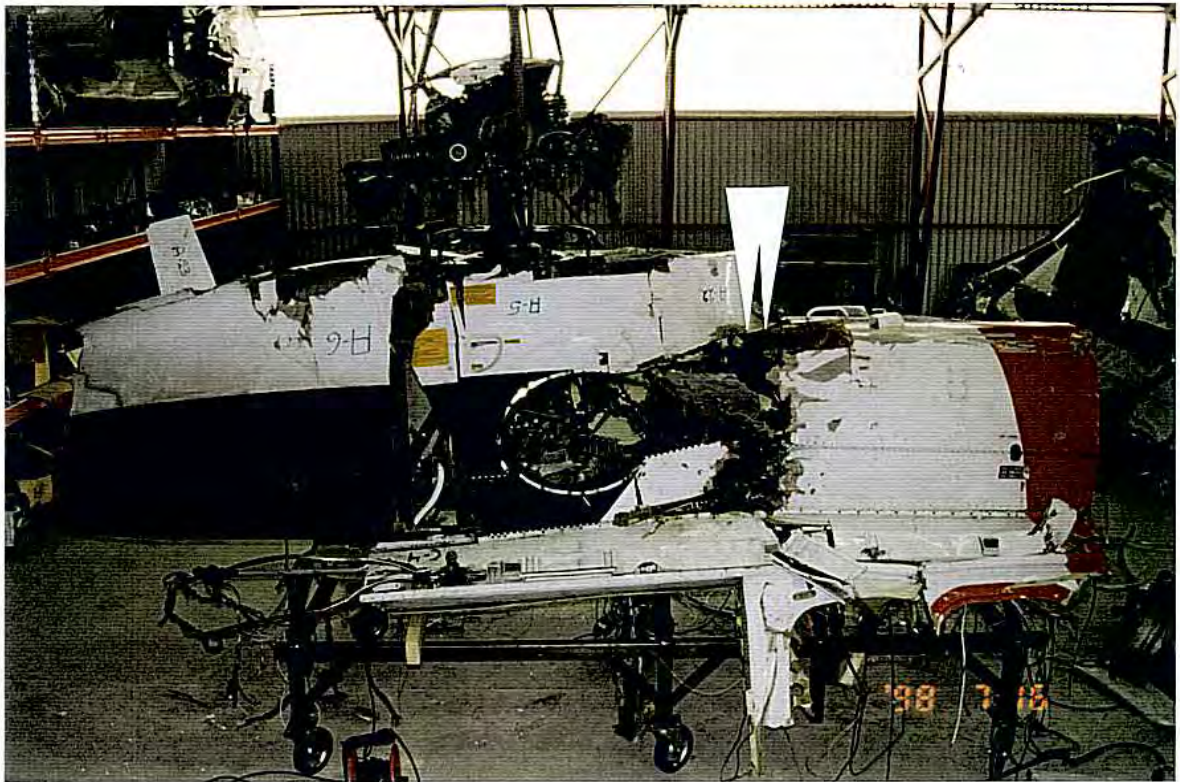


**MAIN ROTOR HEAD**

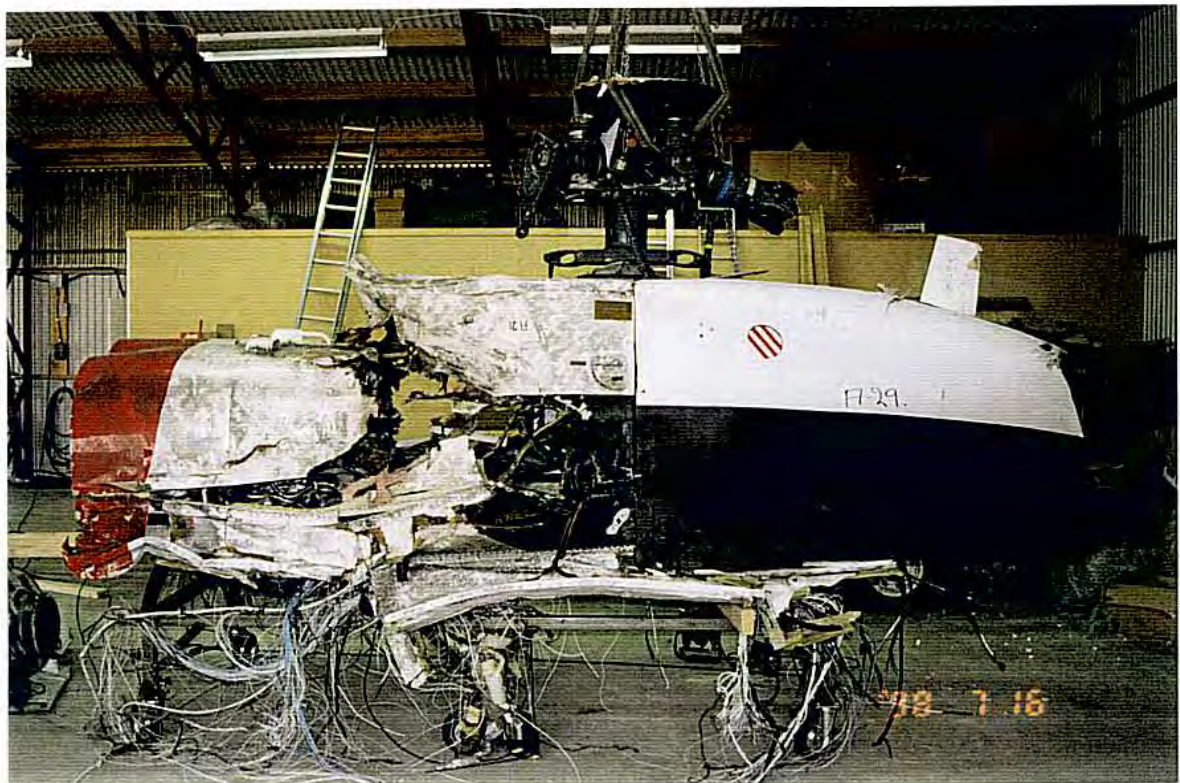


R/H INPUT





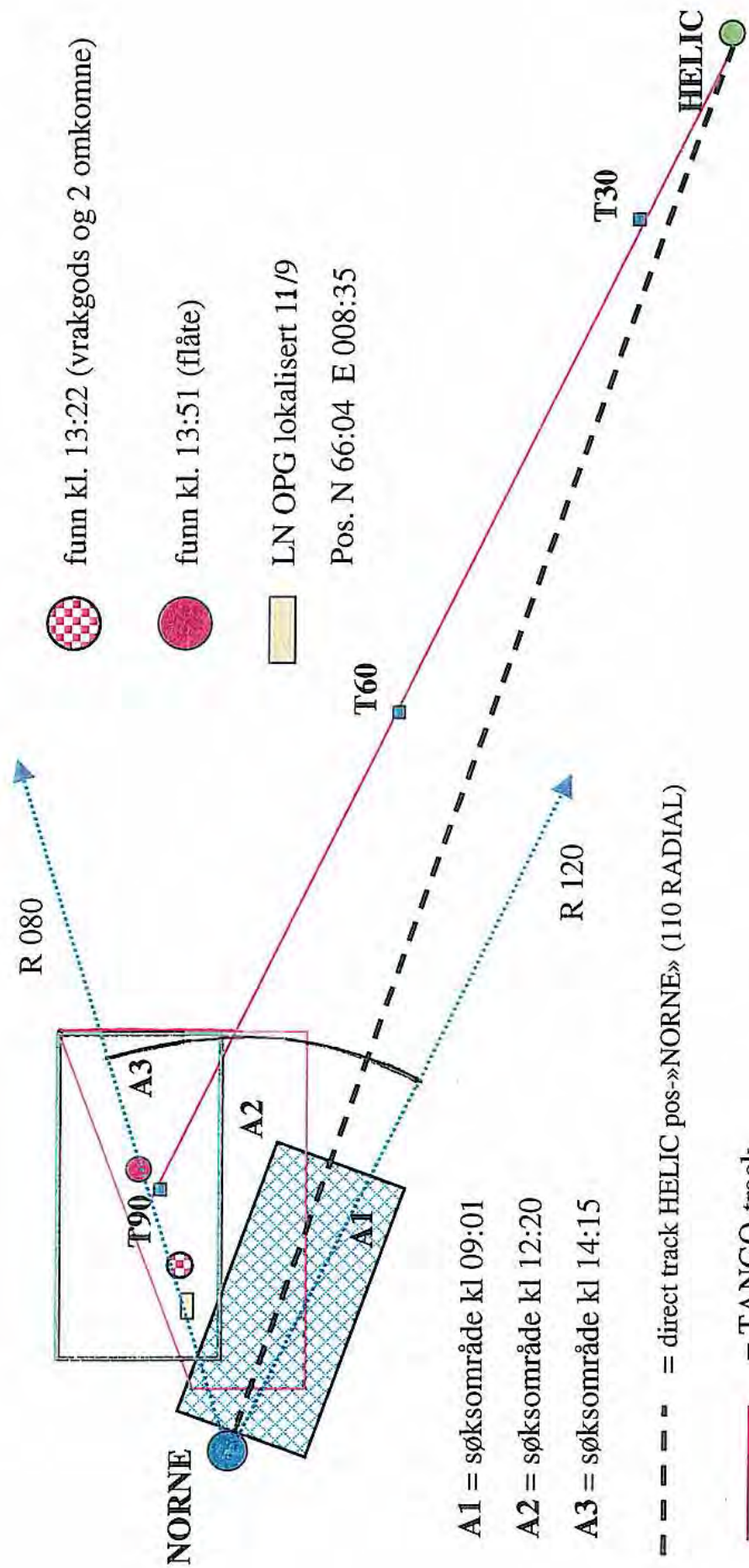
RECONSTRUCTION R/H SIDE



RECONSTRUCTION L/H SIDE



Fig. 20

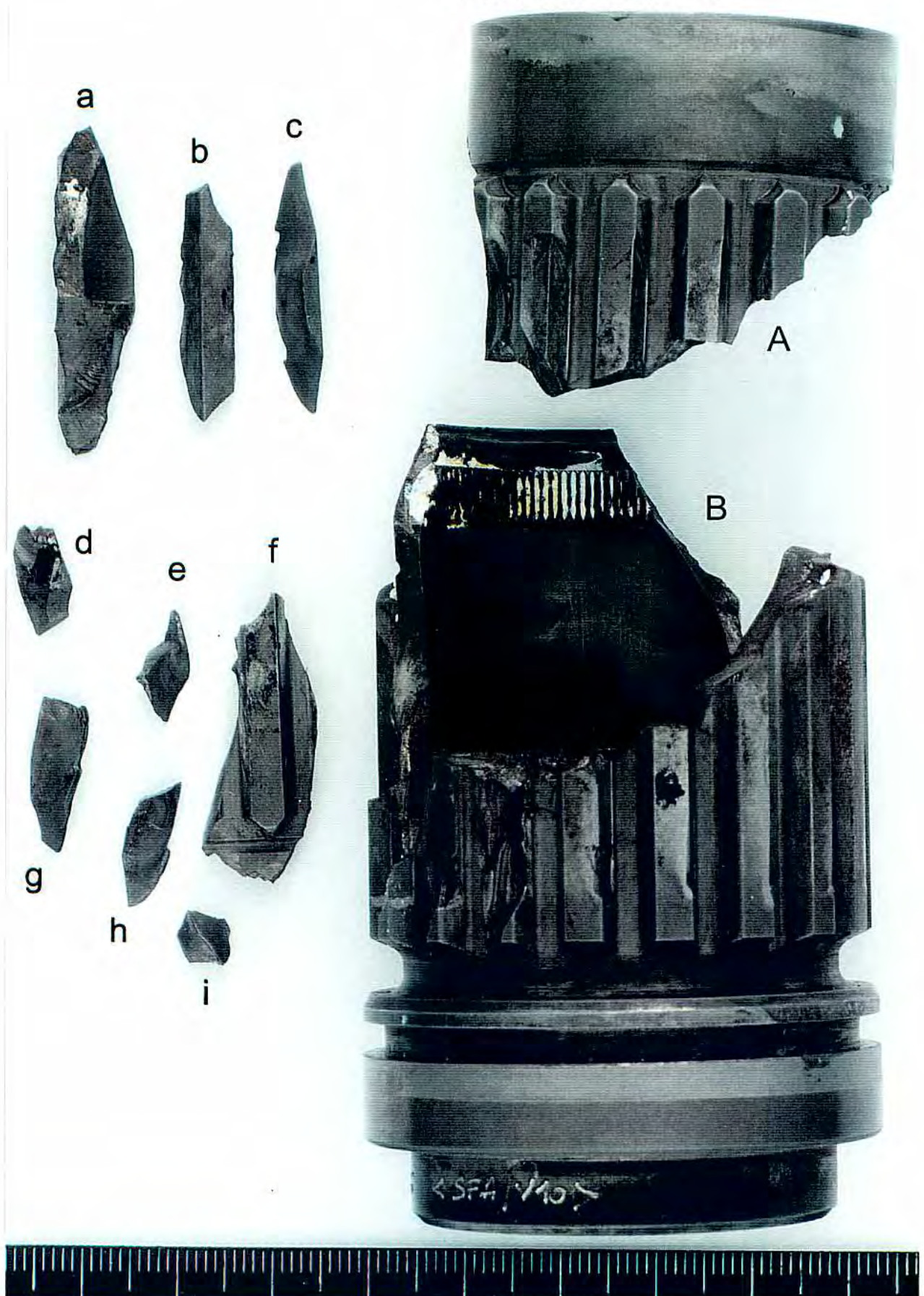




Side view (profile) of the front end retaining nut, the failed splined sleeve and the MGB R/H side input shaft assembly. The positions of the broken attachment lugs on the bearing retainer are arrowed.

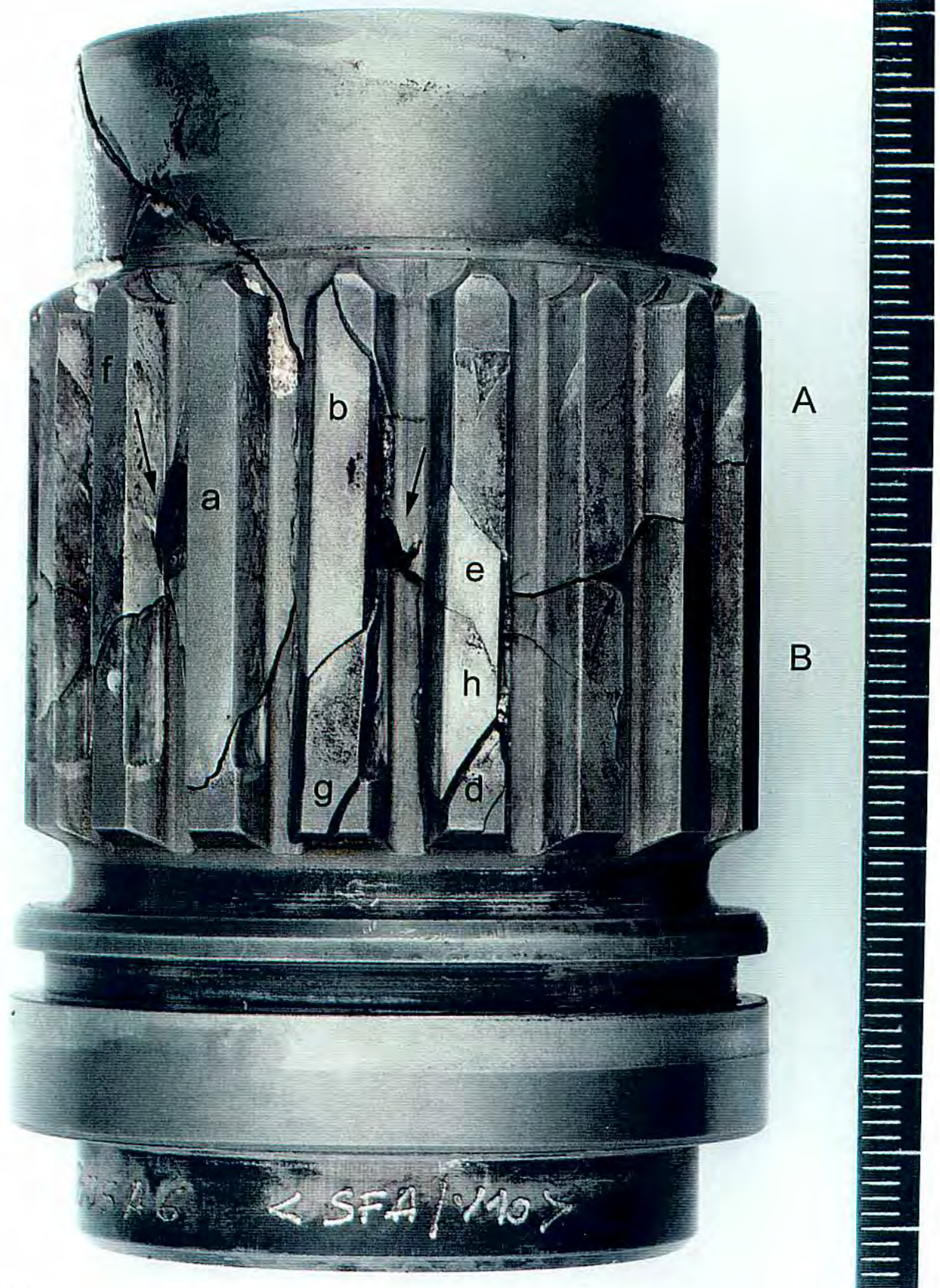
Fig. 21

Report No. 98-1118, rev. 02



General view of the first received sections of the failed splined sleeve. Two large sections "A" and "B", and nine smaller sections "a" - "i" are shown.

Report No. 98-1118, rev. 02



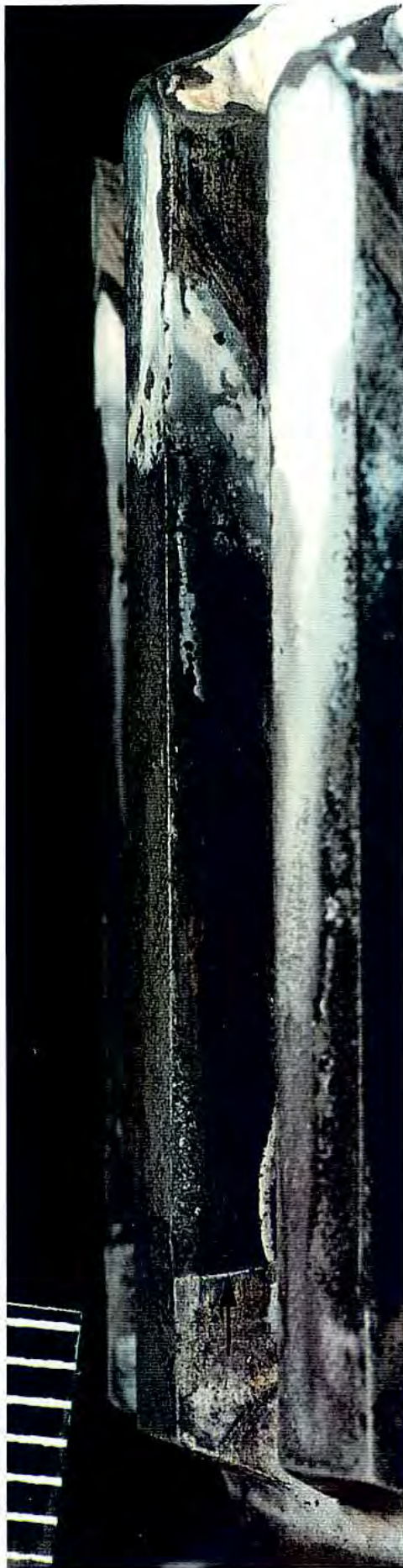
Same "side" appearance of the failed sleeve sections ("a" - "b" and "d" - "h", missing sections are arrowed.

with also seven of the smaller in place. The locations of three very small



Appearance of the same "side" of the failed sleeve as shown in sections "j" and "k", that were received later, now in place.

with



AFT

FWD

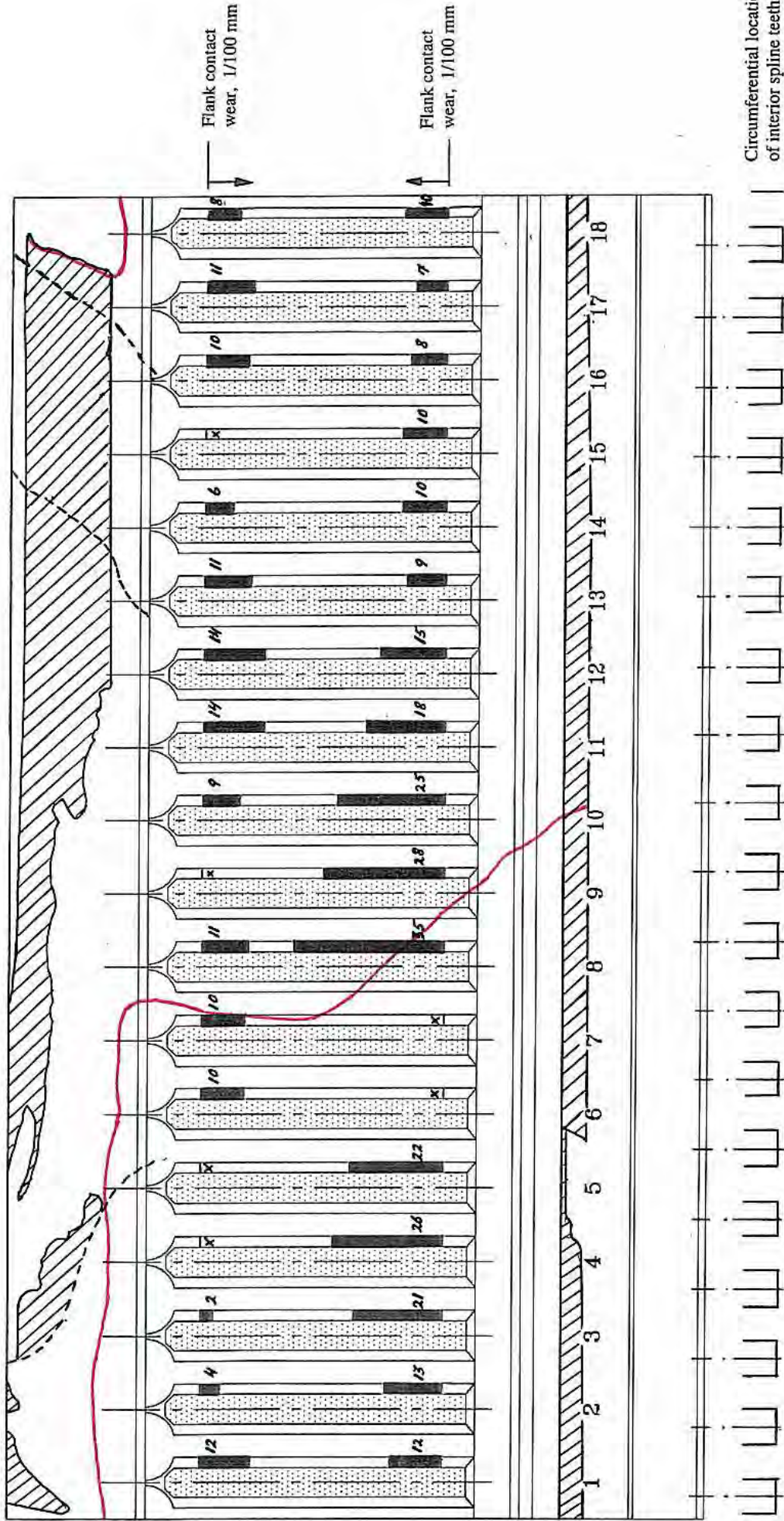


A general view of two active flank surfaces. Though partly covered by a white surface deposit, an oblique load condition for both flanks is indicated, with a maximum herzian load towards the left end of the engagement. (Flanks of the tooth No. 12 (top) and No. 1 and 2 (below) are arrowed).

Fig. 25

# R/H MAIN GEARBOX INPUT SHAFT SPLINED SLEEVE

Report No. 98-1118, rev. 02



Recording of flank wear and end section fretting corrosion / surface battering.

— Crack from splined flange mirrored onto splined sleeve

Fig. 26

Report No. 98-1118, rev. 02



Close-up view of the splined rim close to the front end of the failed sleeve (front surface seen at the top of the photo). Deformation of the forward section of the spline teeth, and also some regular indentation marks close to the front surface, are noted.

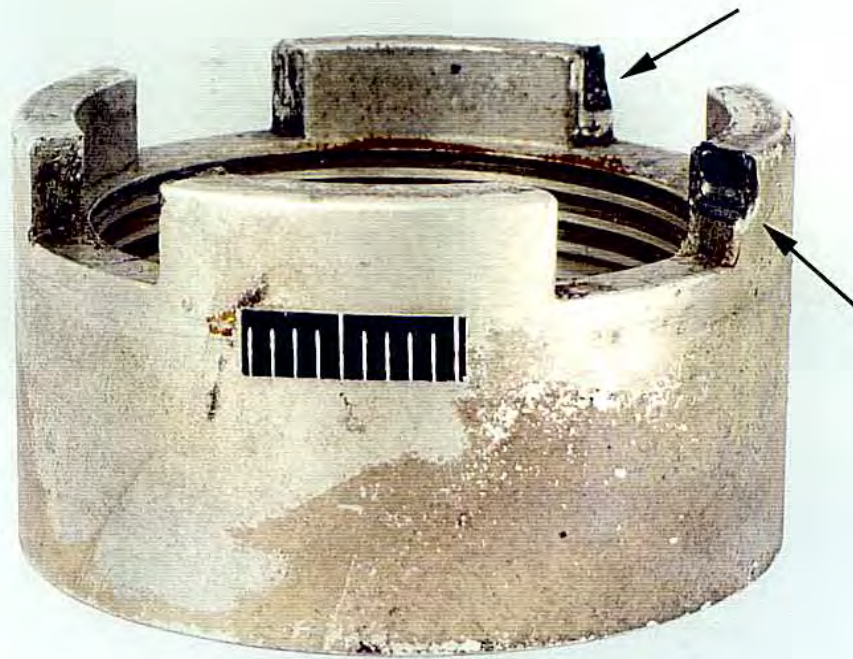


Report No. 98-1118, rev. 02



General view of the front end lock washer and its locking ring. The side surfaces of the four engagement claws had suffered deformation/indentation due to rotational contact wear. Two of these locations are arrowed.

Report No. 98-1118, rev. 02



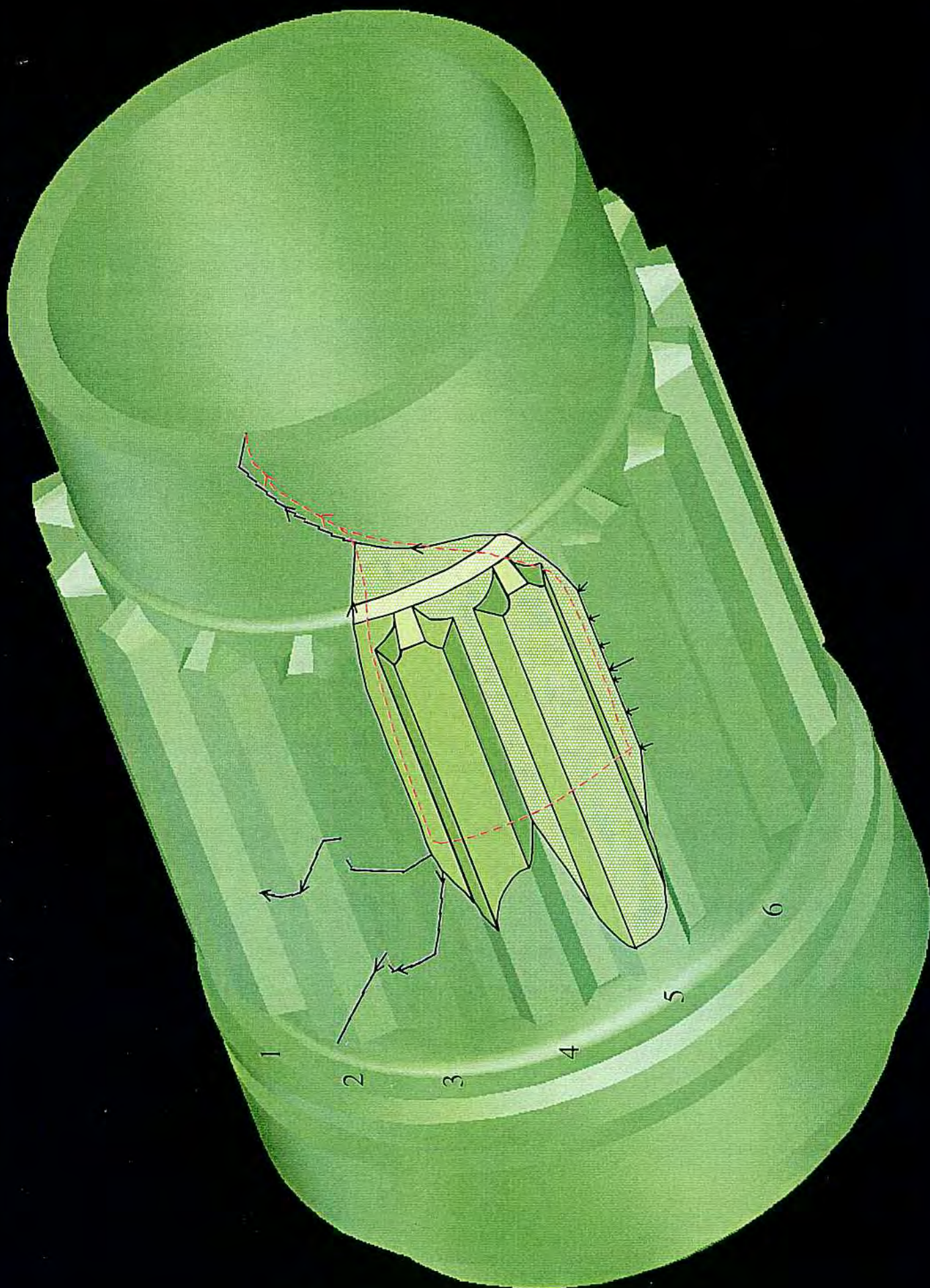
General view of the front end retaining nut, after a controlled torque disengagement from the MGB input shaft. The two locations arrowed on this photo clearly confirm a rotational contact wear towards the mating claws of the lock washer.

**Fig. 30**



Fig. 31

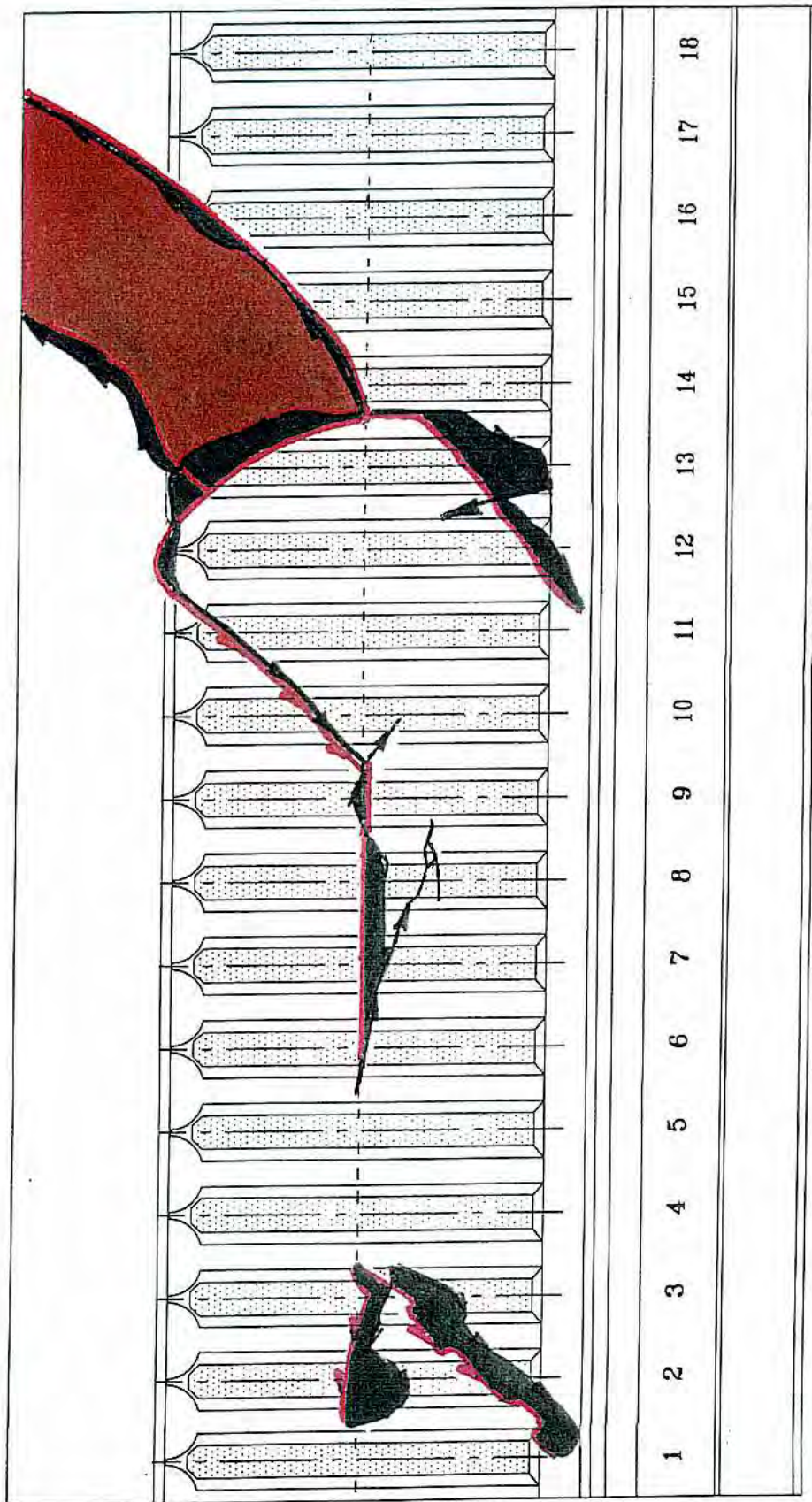




Following sequence I of failure

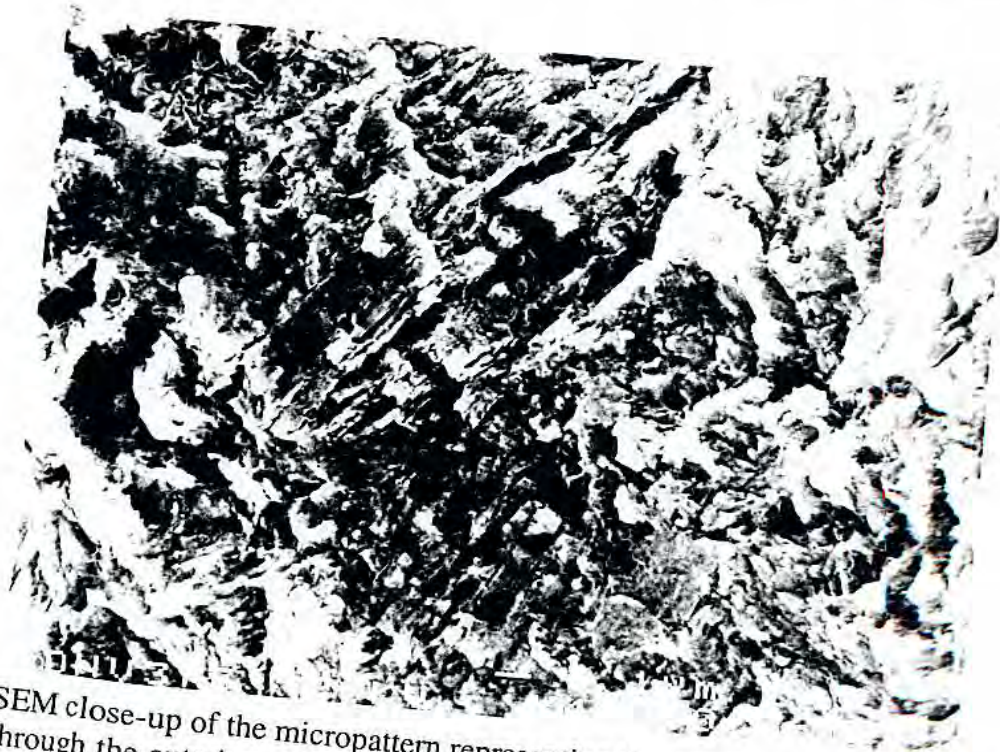
# R/H MAIN GEARBOX INPUT SHAFT SPLINED SLEEVE

Report No. 98-1118, rev. 02

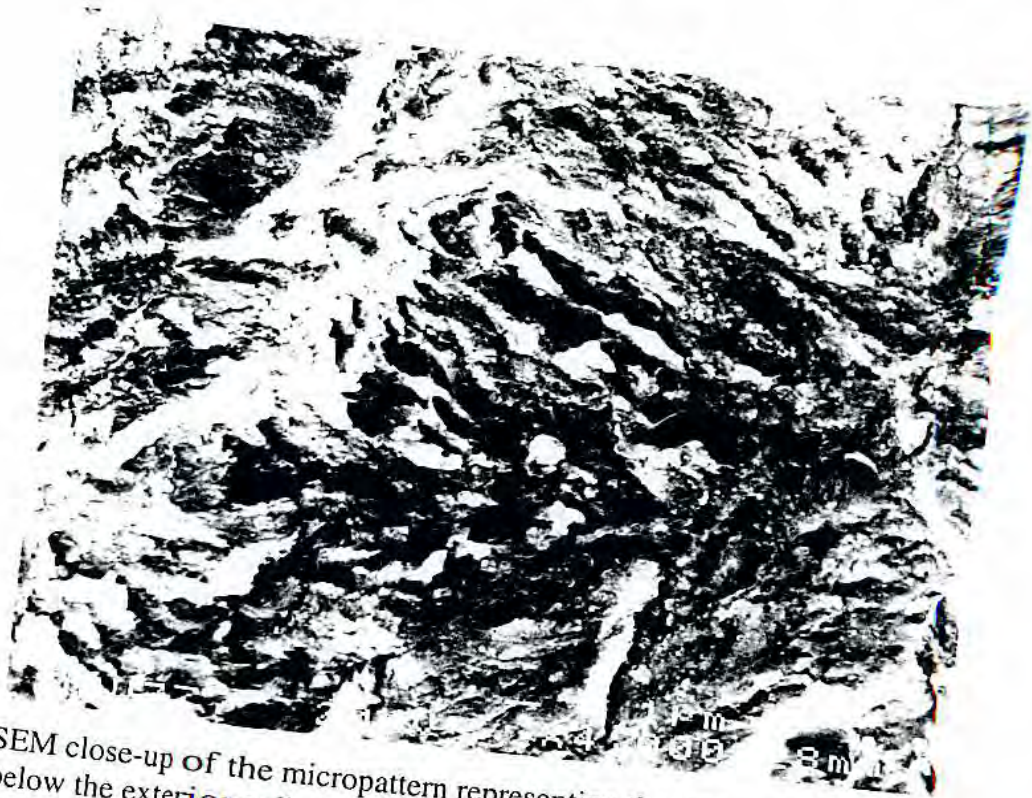


## Following sequence II of failure

- Shaded area: Fatigue crack surfaces leading to fracture.
- Location of arrows: Starting from the crack initiation areas.
- Number of arrows: The total number of initiation areas for each tooth fracture.
- Direction of arrows: The direction of fatigue crack propagation.
- Dark line with arrows: Crack location, exterior surface.
- Red line with arrows: Crack location, interior surface.
- Dark red area: Interior surface being part of longer tooth fragments.
- Dark green area: Crack surface through the wall thickness of the sleeve.

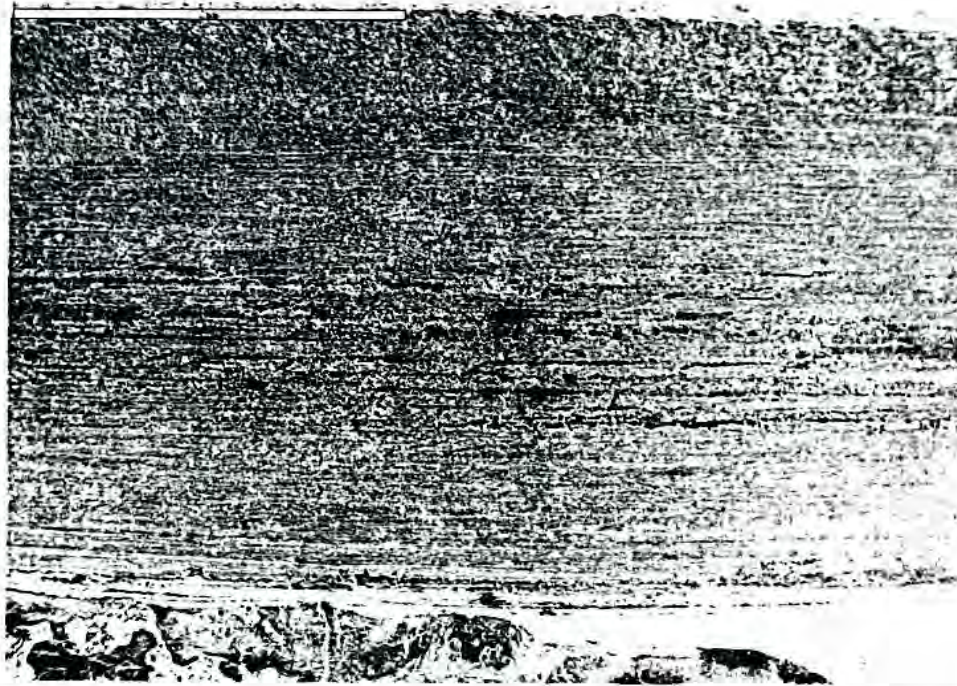


SEM close-up of the micropattern representing the transverse crack propagation through the exterior spline tooth No. 6. The presence of fatigue striations is stated. Magnification X 4000.

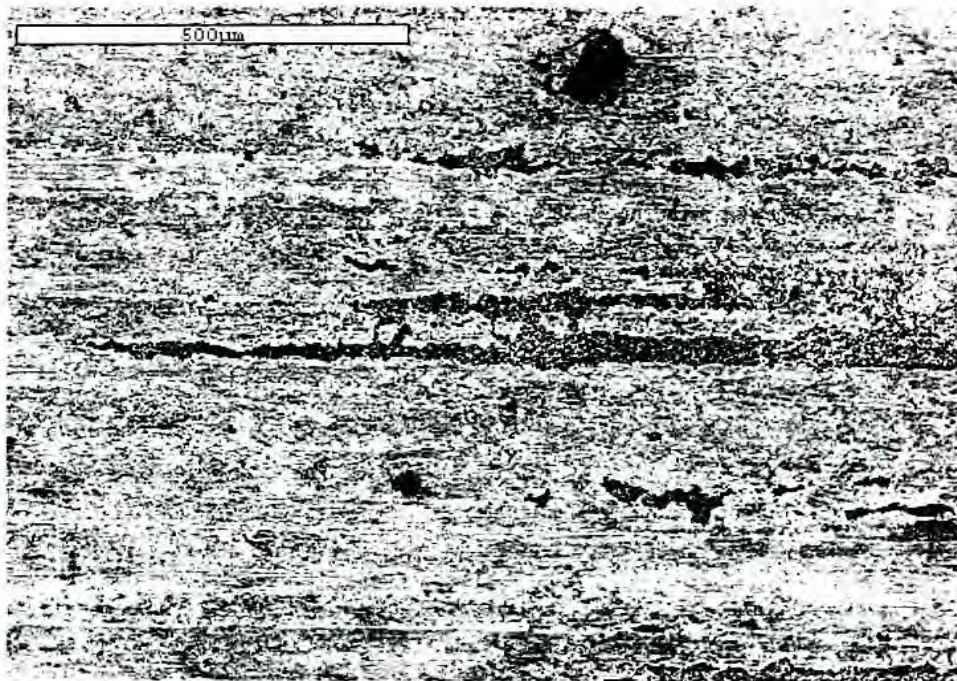


SEM close-up of the micropattern representing the tangential crack propagation below the exterior spline tooth No. 6. Also this local tooth breakage is confirmed to be a consequence of fatigue crack propagation. Magnification X 4000.

Report No. 98-1118, rev. 02



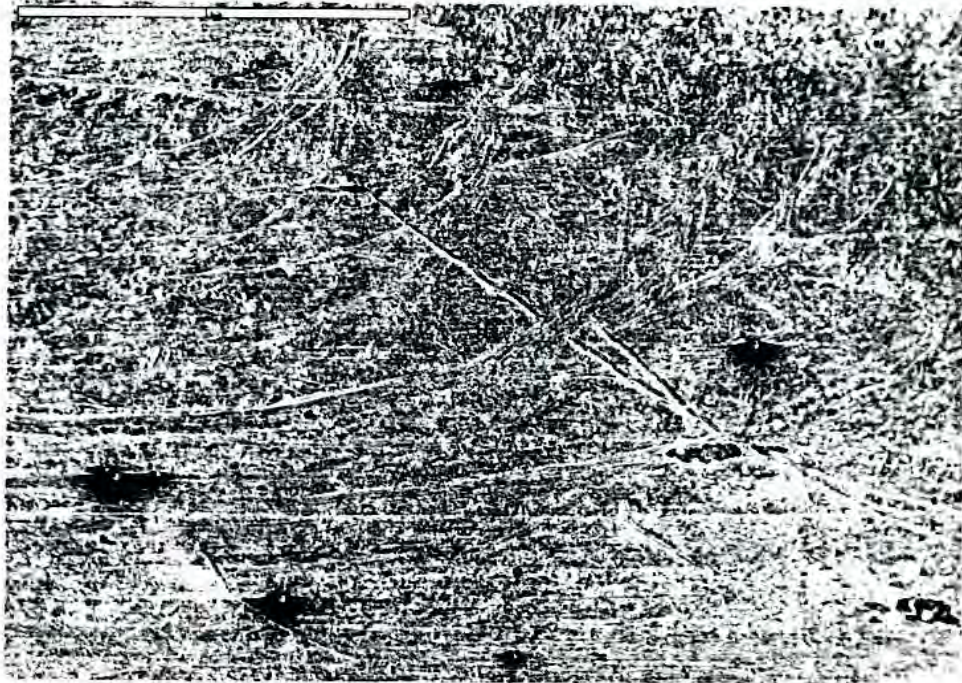
SEM-view of the inactive flank surface for the exterior spline tooth No. 6. The longitudinally directed pattern of dark lines found in the hardmetal coating was recorded both within and outside the contact area of the flank. Magnification X 25.



A closer SEM-view of the pattern of dark lines shown. Some process of longitudinal scoring and local tear of the hardmetal coating is indicated. Magnification X 100.



Report No. 98-1118, rev. 02



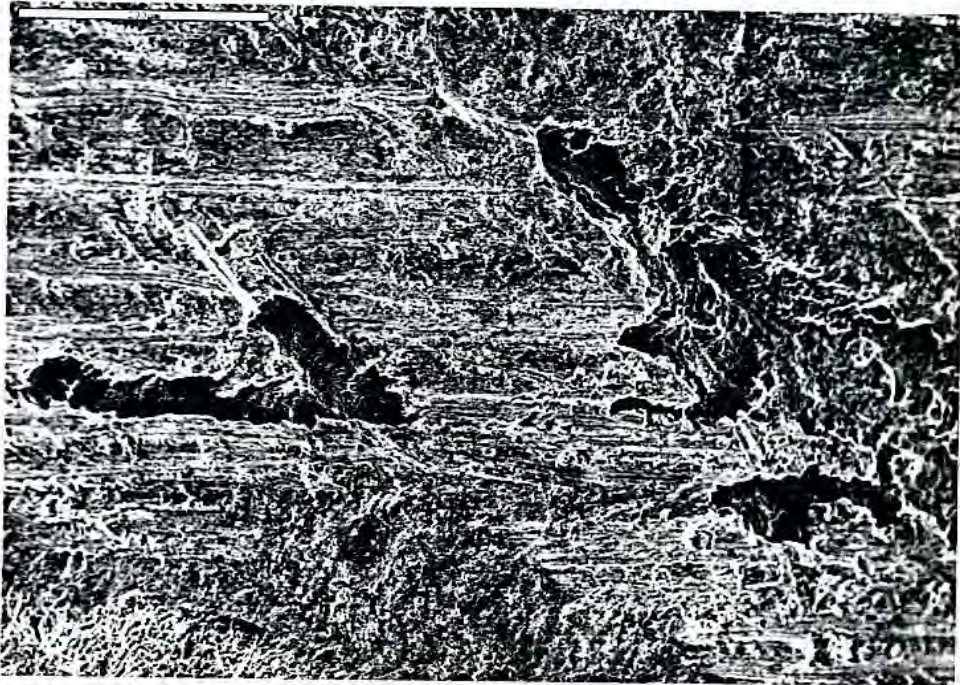
SEM-view of the end section of some of the mechanical scratches/scores, seen on the hardmetal coated inactive flank of the exterior spline, tooth No. 6. Magnification X 50.



SEM detail of the pattern of mechanical scratches/scores on the tooth No. 6 inactive flank surface.

Magnification X 300.

Report No. 98-1118, rev. 02

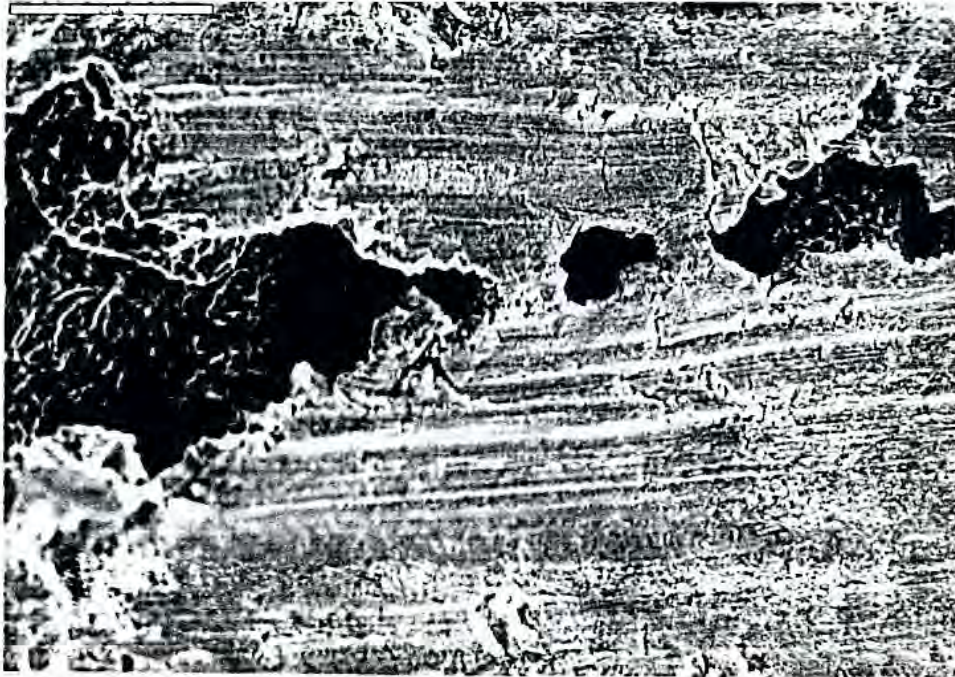


Another SEM-view representing the pattern of mechanical scratches/scores on the hardmetal coated inactive flank, tooth No. 6. The connection between local surface contact and missing hardmetal coating is found further documented. Magnification X 160.

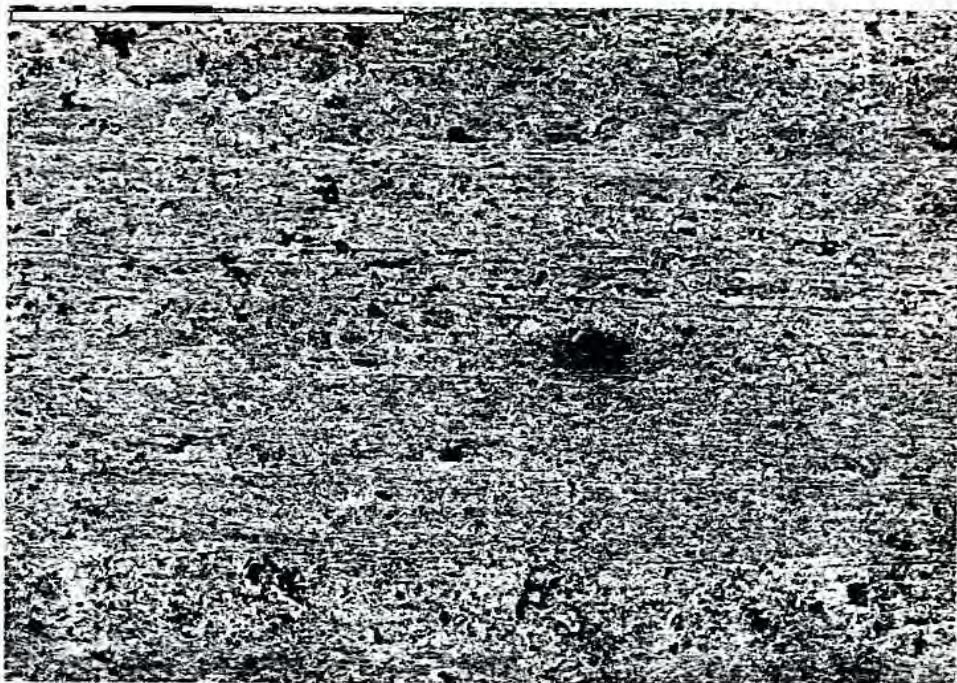


SEM close-up, illustrating that the mechanical scratches/scores are responsible also for a local surface "smearing" and transverse cracking of the hardmetal coating. Exterior spline, tooth No. 6, inactive flank. Magnification X 1000.

Report No. 98-1118, rev. 02

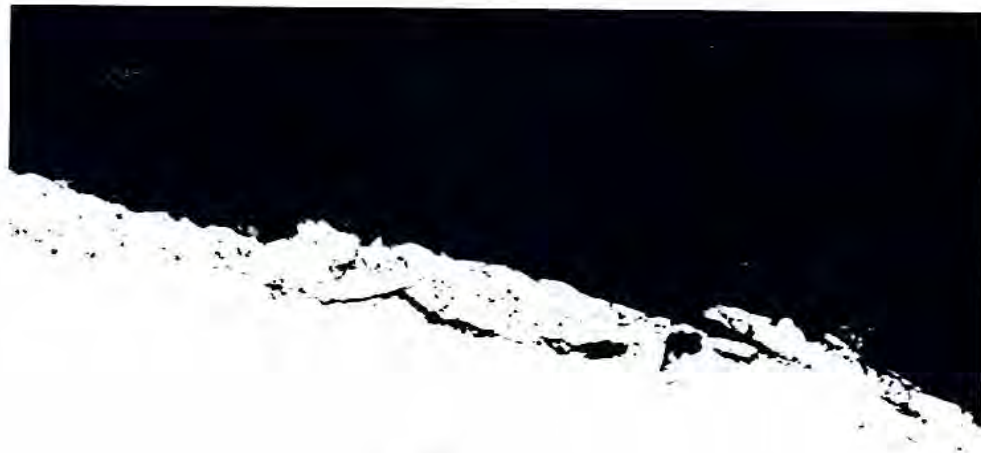


SEM close-up, showing a significant pit formation (cavity) below a "smeared" surface material. Exterior spline, tooth No. 6, inactive flank. Magnification X 1375.



SEM-view of the hardmetal coated base (root) surface, adjacent to the exterior spline, tooth No. 6. Numerous surface pits (cavities) and a pattern of longitudinal surface wear are noted. Magnification X 100.

Report No. 98-1118, rev. 02



6

Transverse, metallographic section through the hardmetal coating of the inactive flank.  
Lamination of the coating is seen. Magnification X 500.



6

Another metallographic section through an intact surface location.  
An indication of some lamination of the hardmetal coating is seen. Magnification X 500.

Report No. 98-1118, rev. 02



Transverse section through a location of hardmetal coating on the exterior spline, tooth No. 6. The steel section is darkened so that only the coating is seen. Magnification X 2100.



Close-up view of a tungsten carbide particle found to cover almost the full depth (thickness) of the hardmetal coating. The particle in question is arrowed. Tooth No. 6, inactive flank location. Magnification X 1000.

Report No. 98-1118, rev. 02



Transverse, metallographic section through the active flank of the tooth No. 6, at a location of fracture initiation close to the base (root) area. Numerous narrow cracks, parallel to the one leading to fracture, are seen. Magnification X 500.



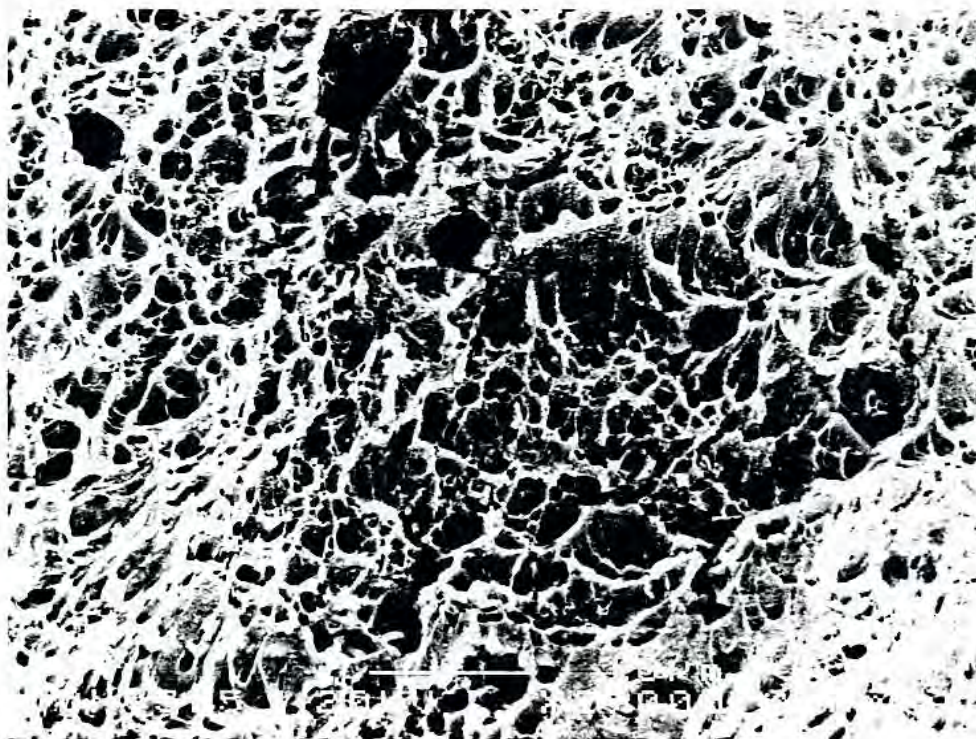
Close-up view of the most interesting zone of cracking. The cracks found are arrowed on this photo. Magnification X 1000.

The cracks

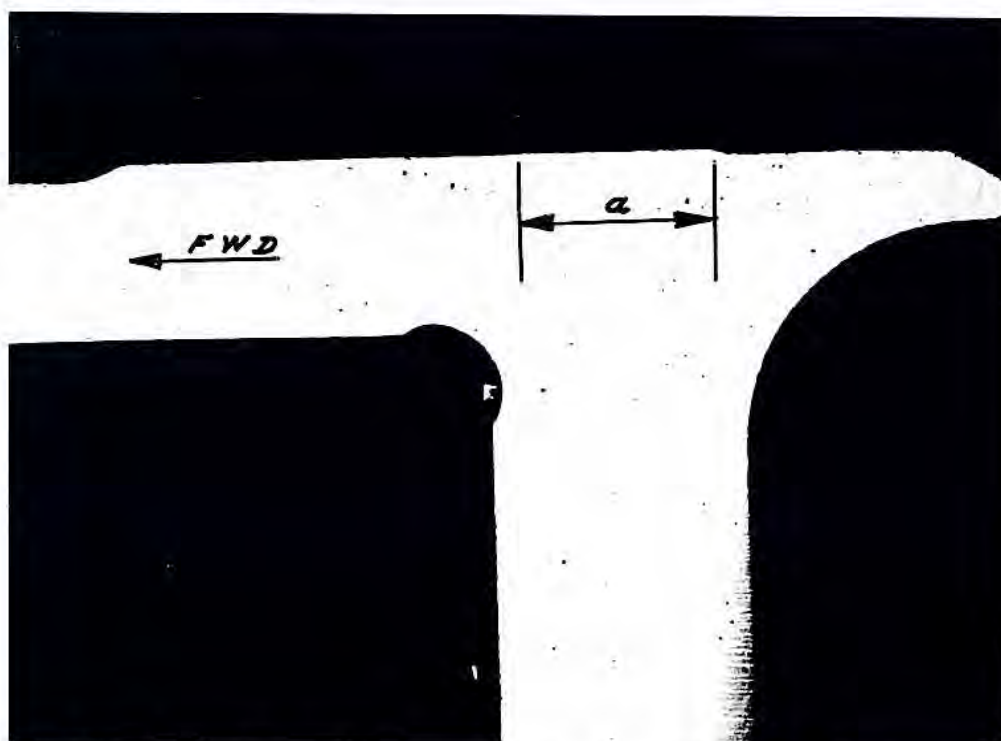


General view of the two power transmission shafts (Bendix shafts) from the Super Puma LN-OPG. The intact shaft seen to the left belongs to the L/H power transmission system (PTS) of the helicopter.

Report No. 98-1276



SEM micropattern representing the fracture location "B" of the thin-walled tubular shaft. Characteristic dimples are seen. Magnification X 2000



Axial metallographic section through the rear end of the flange unit. The interior cylindrical surface is seen at the top of the photo. Magnification X 12.





**SPLINED FLANGE**



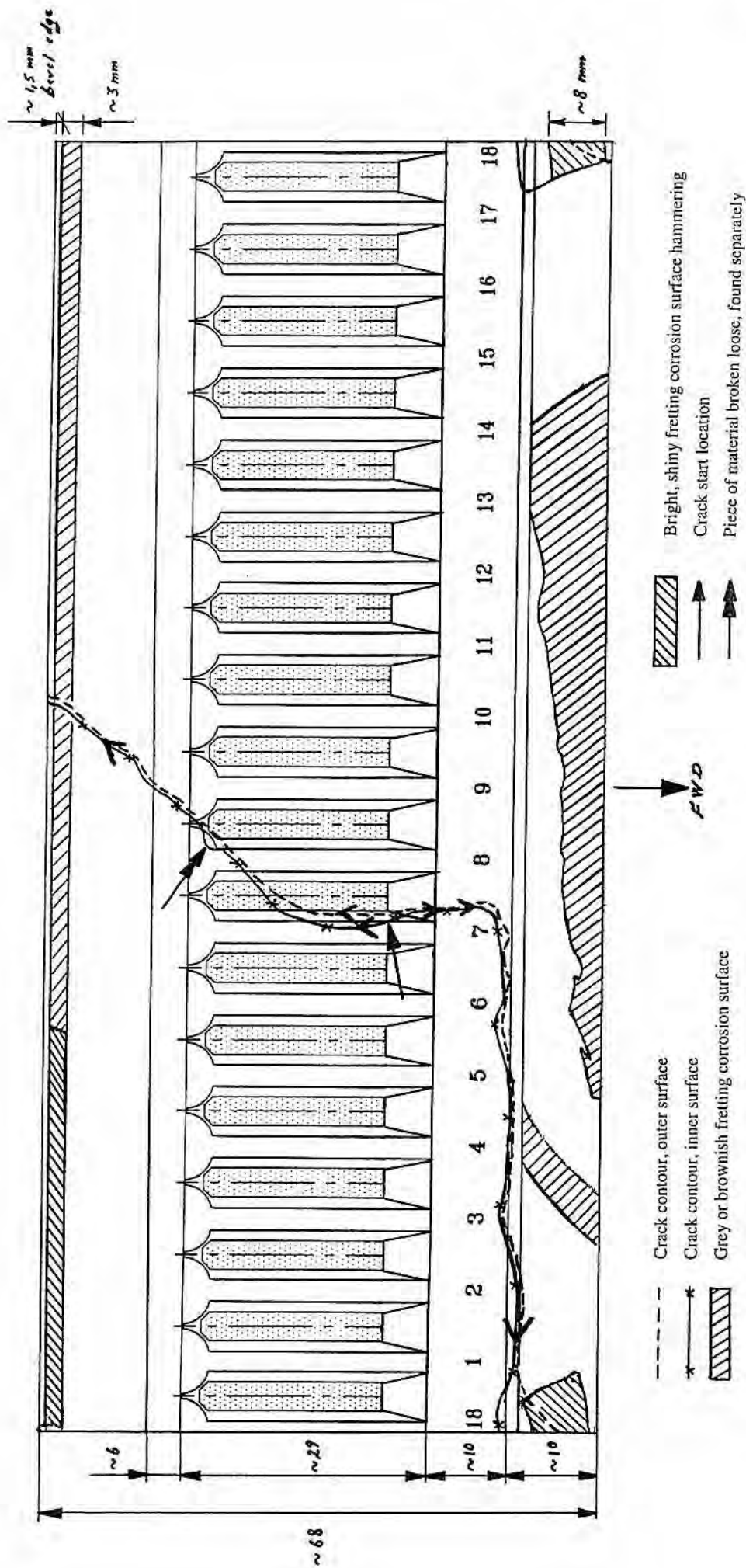
SEM-photo showing the surface of the rather hard deposit found on the base surfaces between the interior spline teeth.  
Magnification X 1000.

Report No. 98-1276

↑  
FWD

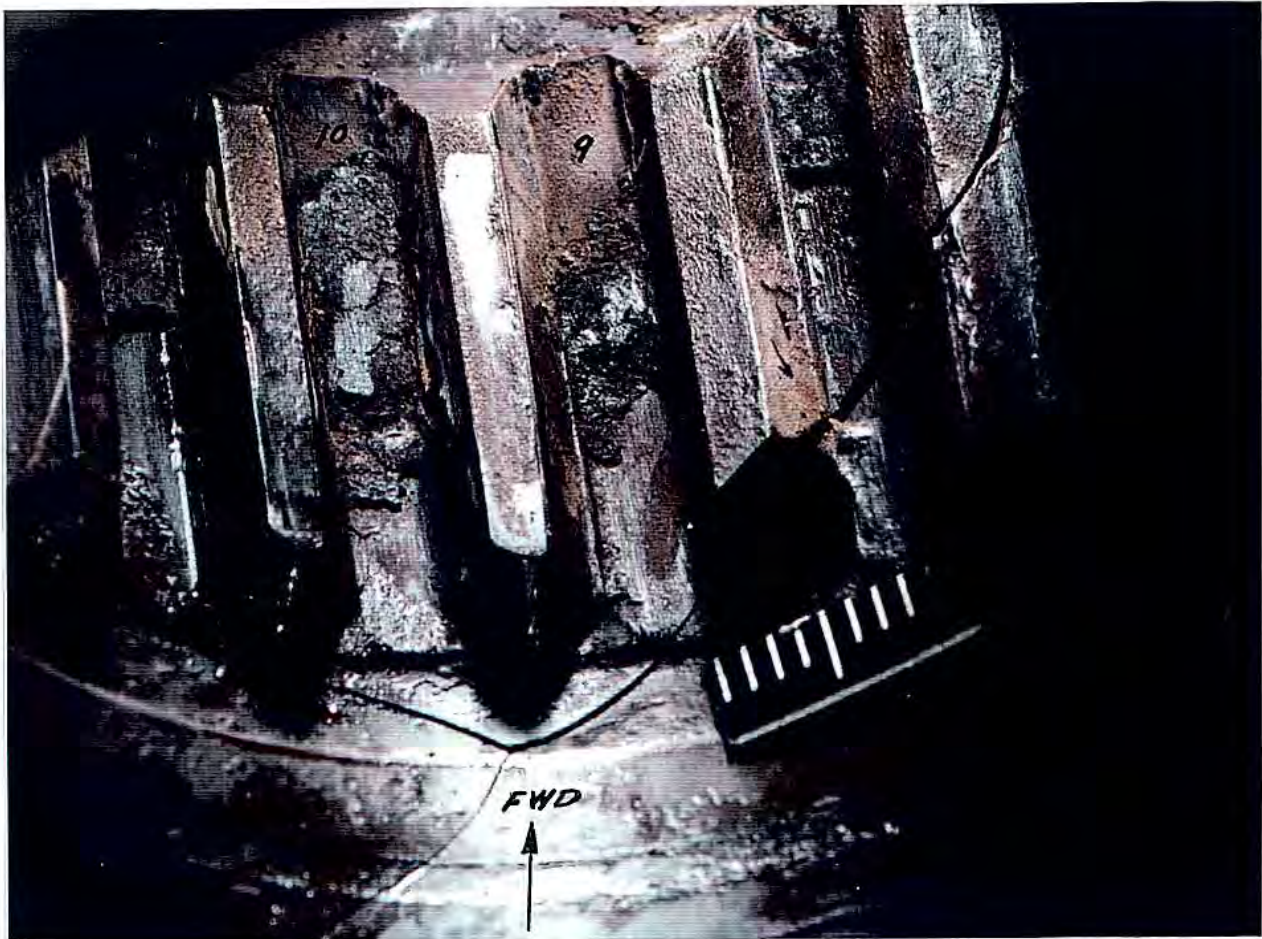
Another side view of the Bendix shaft end flange after disassembling from the tubular shaft section. The distinct crack formation can be followed all the way down to the rear end of the flange. At some locations a branched cracking is also noted.

# BENDIX SHAFT SPLINED END FLANGE



Sketch illustrating the crack geometry and mechanical contact wear for the interior surface of the end flange unit. The interval numbers seen on the sketch corresponds to the teeth numbers of the failed splined sleeve. (Ref DNV-report no. 98-1118).

Report No. 98-1276

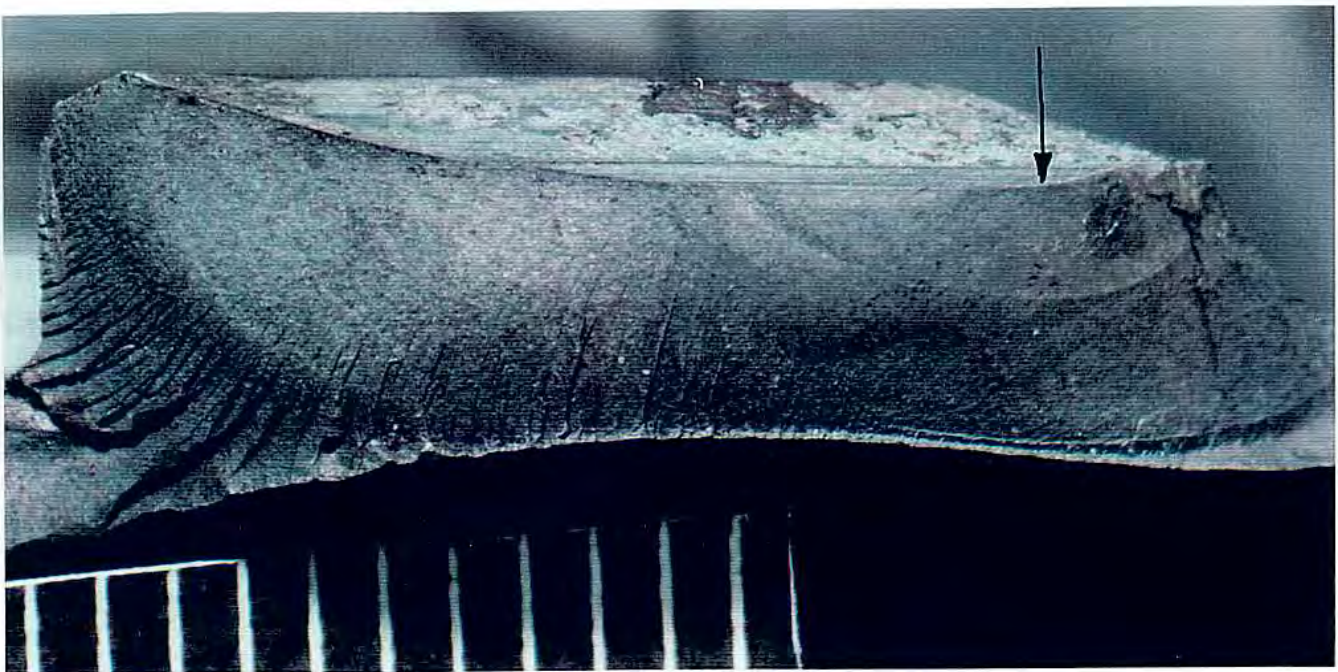


- Interior view of the splined portion of the end flange unit, covering the sector from interval No. 11 (left) to the interval No. 8 (right), referring to the identification of the outer spline teeth of the sleeve.

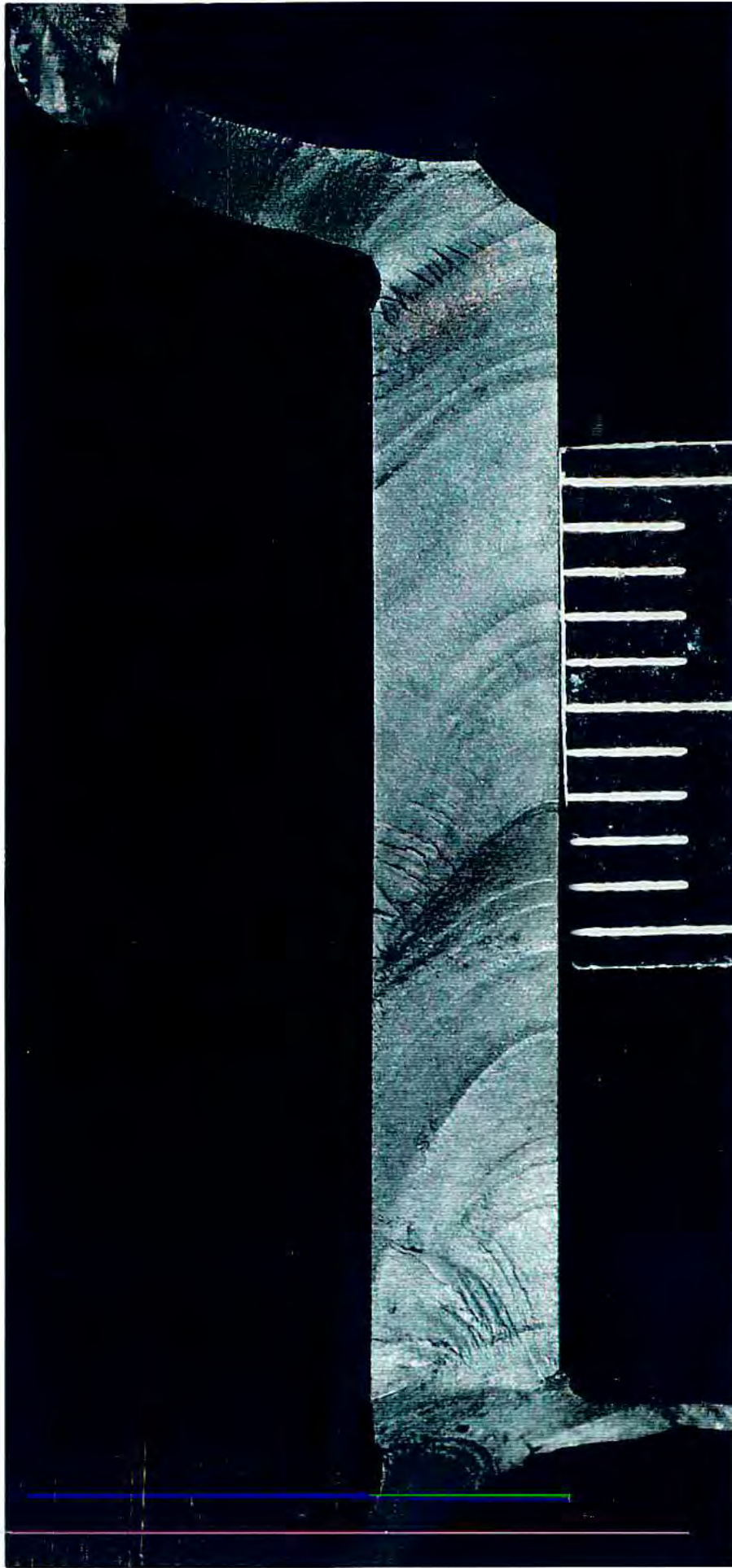
Report No. 98-1276



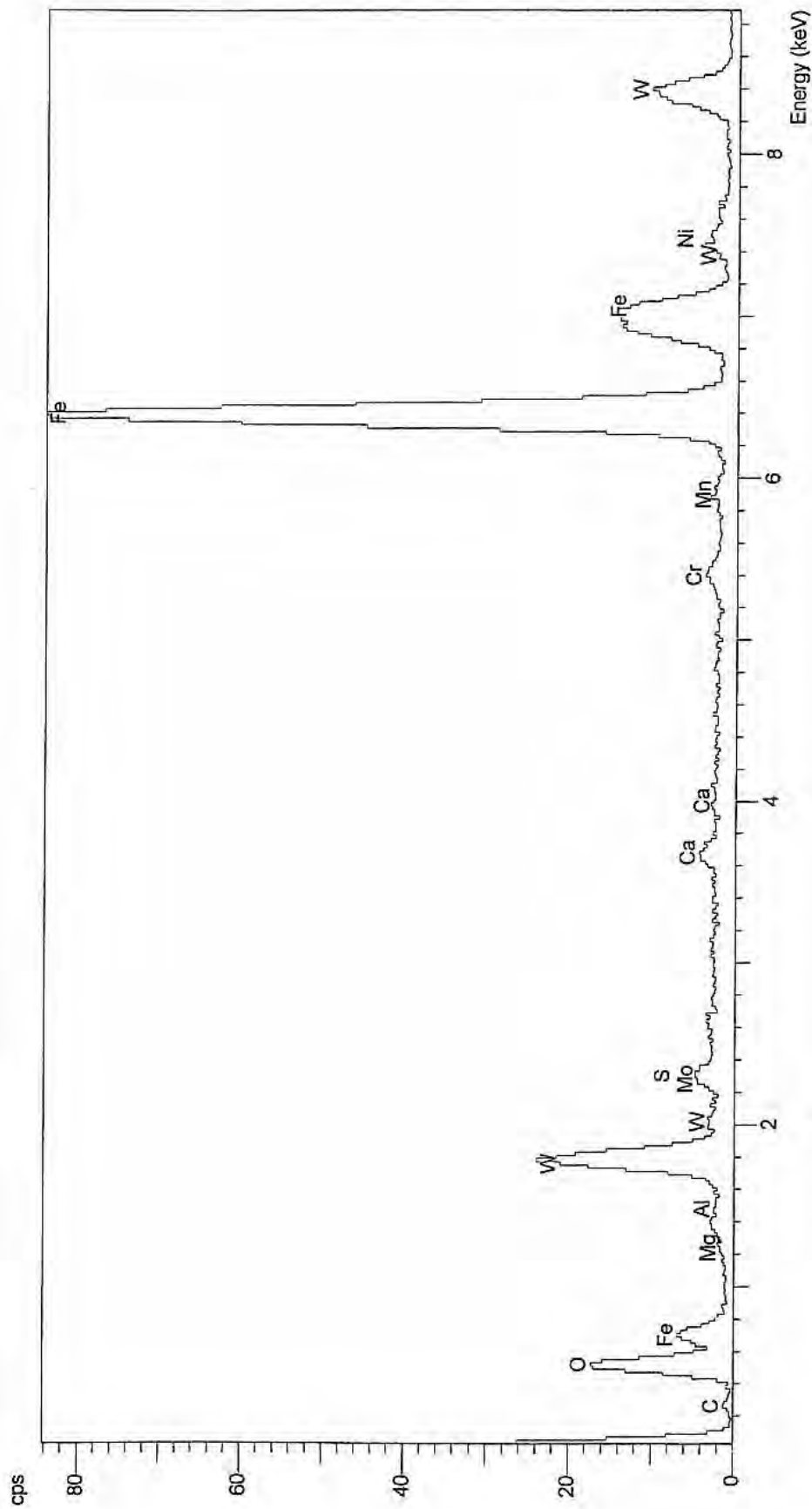
Close-up photo of the indicated crack start location of the splined end, in the condition "as received", i.e. covered by a white deposit. The location is found at interval No. 7.



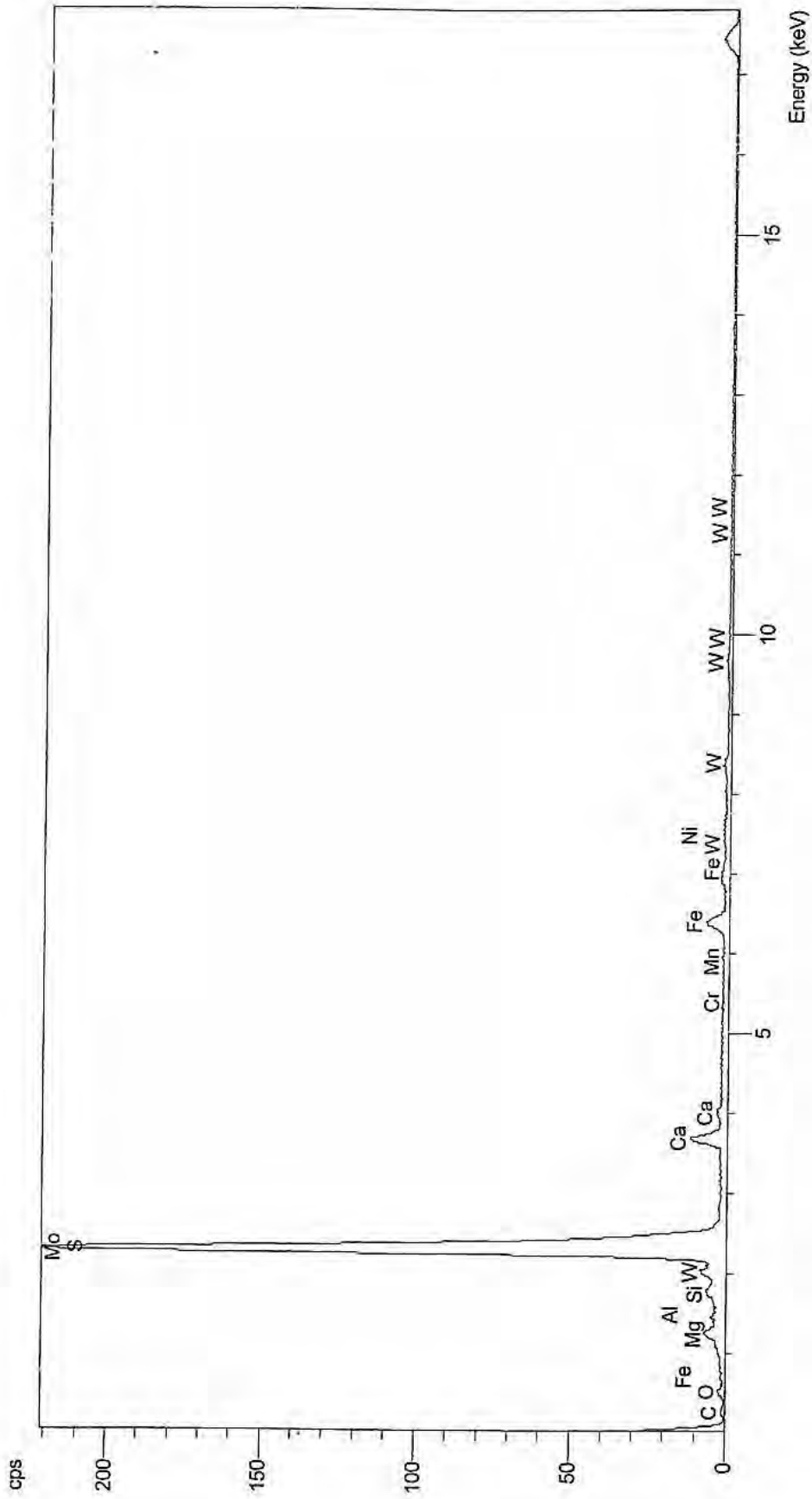
Same location as seen after an ordinary chemical cleaning. The indicated crack start location is seen arrowed on the photo.



Close-up photo showing the crack surface in the rear section of the end flange unit (i.e. through the flange and the end flange collar, towards the location arrowed in the right, upper corner).



EDS analysis diagram, representing mainly ferrous (Fe) and tungsten (W) based particles found in the interior spline deposit.



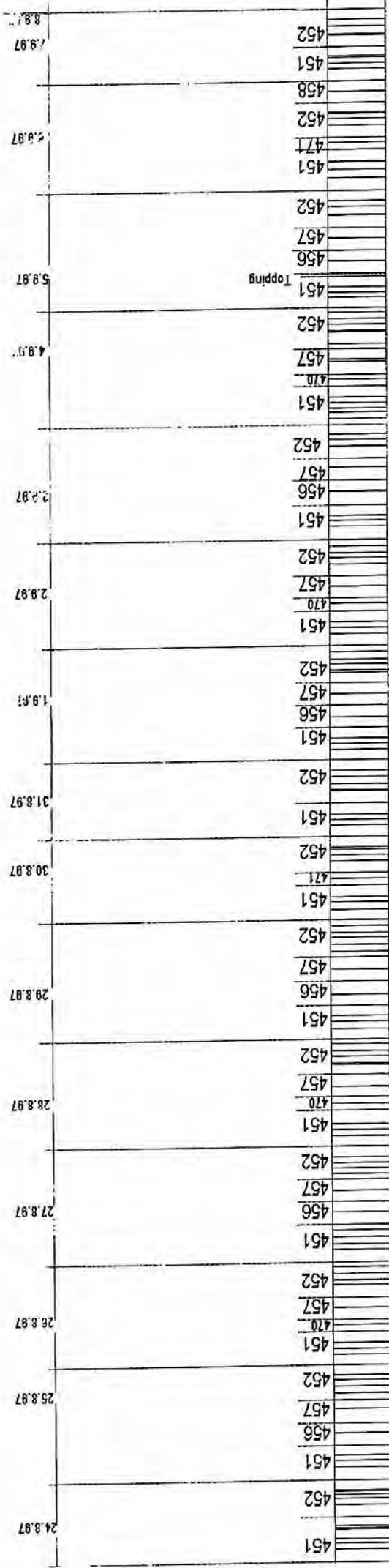
EDS analysis diagram, representing mainly molybdenum (Mo) based particles and sulphur (S) concentrated constituents found in the interior spline deposit.



# LN-OPG

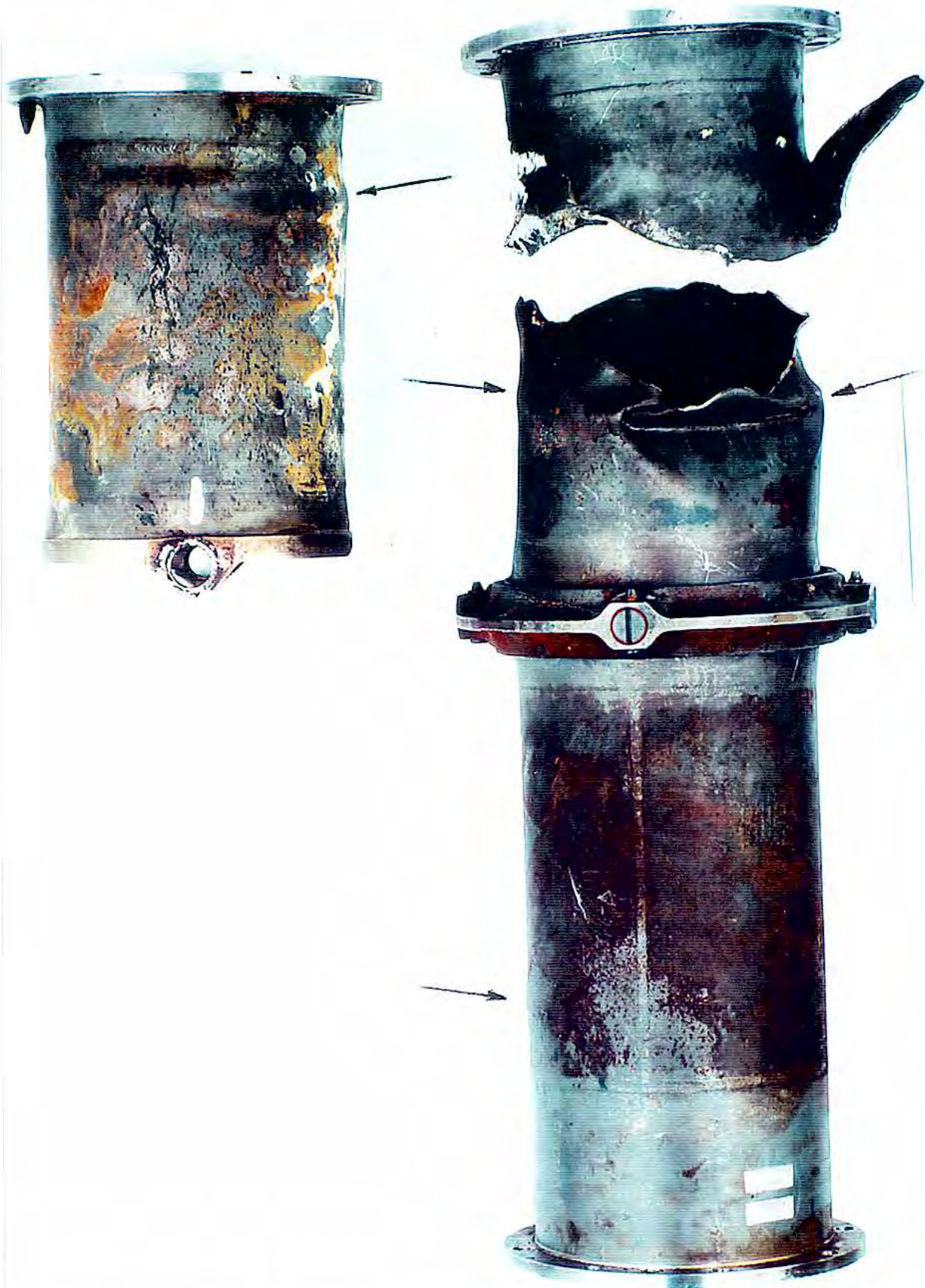
Plot av avganger fra 24. august til 8. september.

Havarikommisjonen for sivil luftfart 14 NOV. 1997 Arkiv:
---

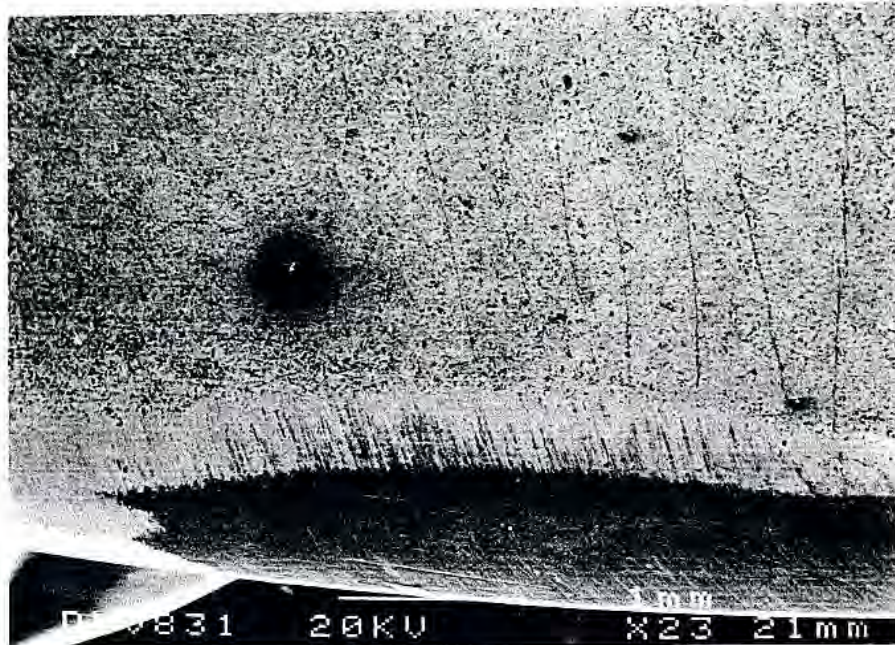


Tidsakse, (original en mm = ett minutt flytid/dekkid).

Fig. 52

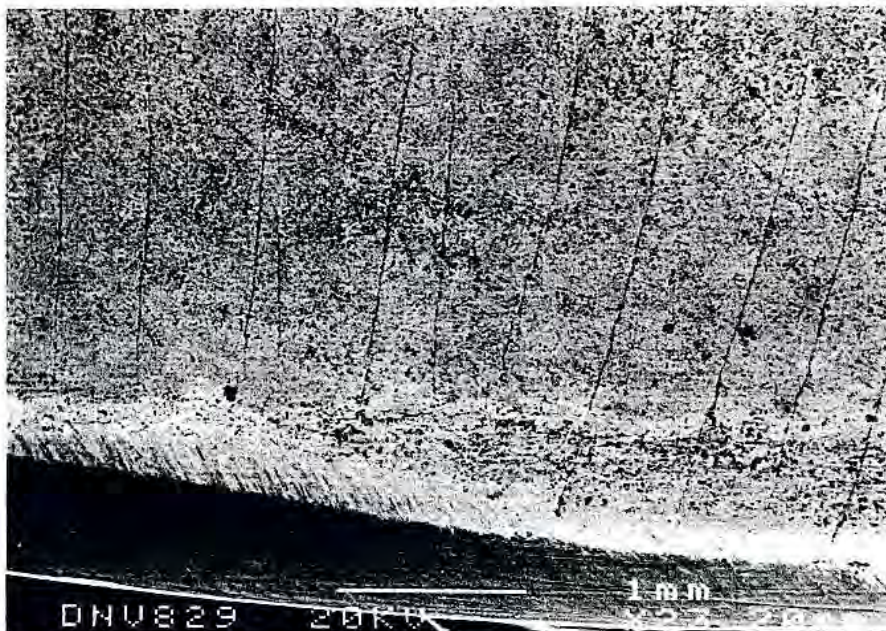


Close-up photo of the fractured R/H Liaison tube assembly (right), together with the AFT half-tube from the corresponding L/H assembly. Some exterior bulges (protrusions) are seen arrowed.



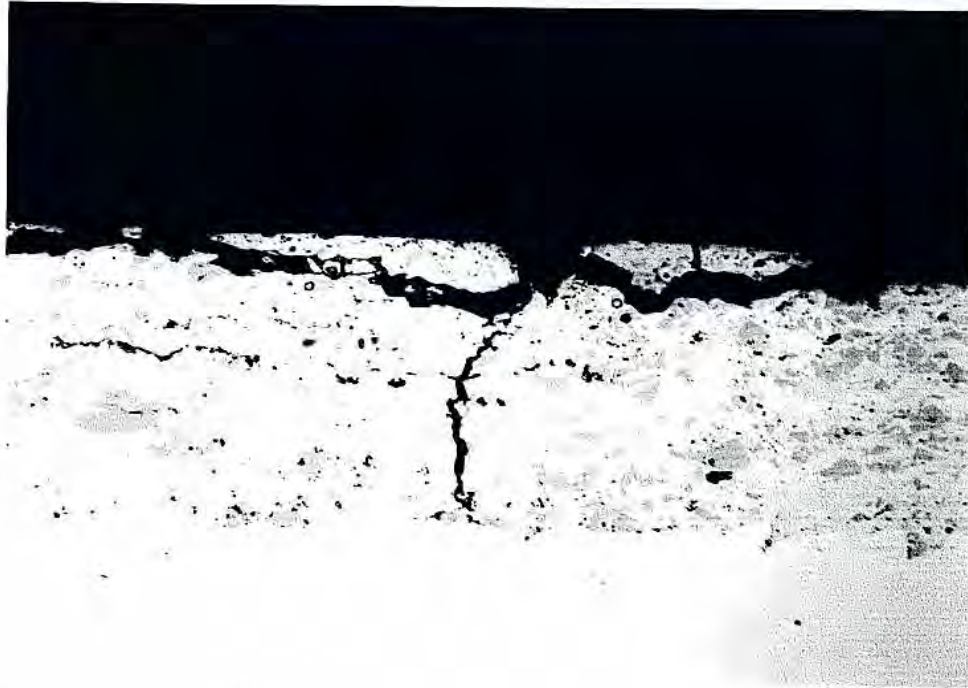
↓ FWD

SEM-view of the R/H section of the ground front edge location "A" seen in Fig. 1. Some axially directed microcracks are indicated in the surface of the hard-metal coating.  
 Magnification X 23.



↓ FWD

SEM-view of the middle section of the ground front edge location "A" in Fig. 1. Numerous axially directed microcracks are indicated in the surface of the hardmetal coating.  
 Magnification X 23.



A transverse, metallographic section through a crack location where transverse cracking and also some lamination of the surface coating is observed. Magnification X 500.



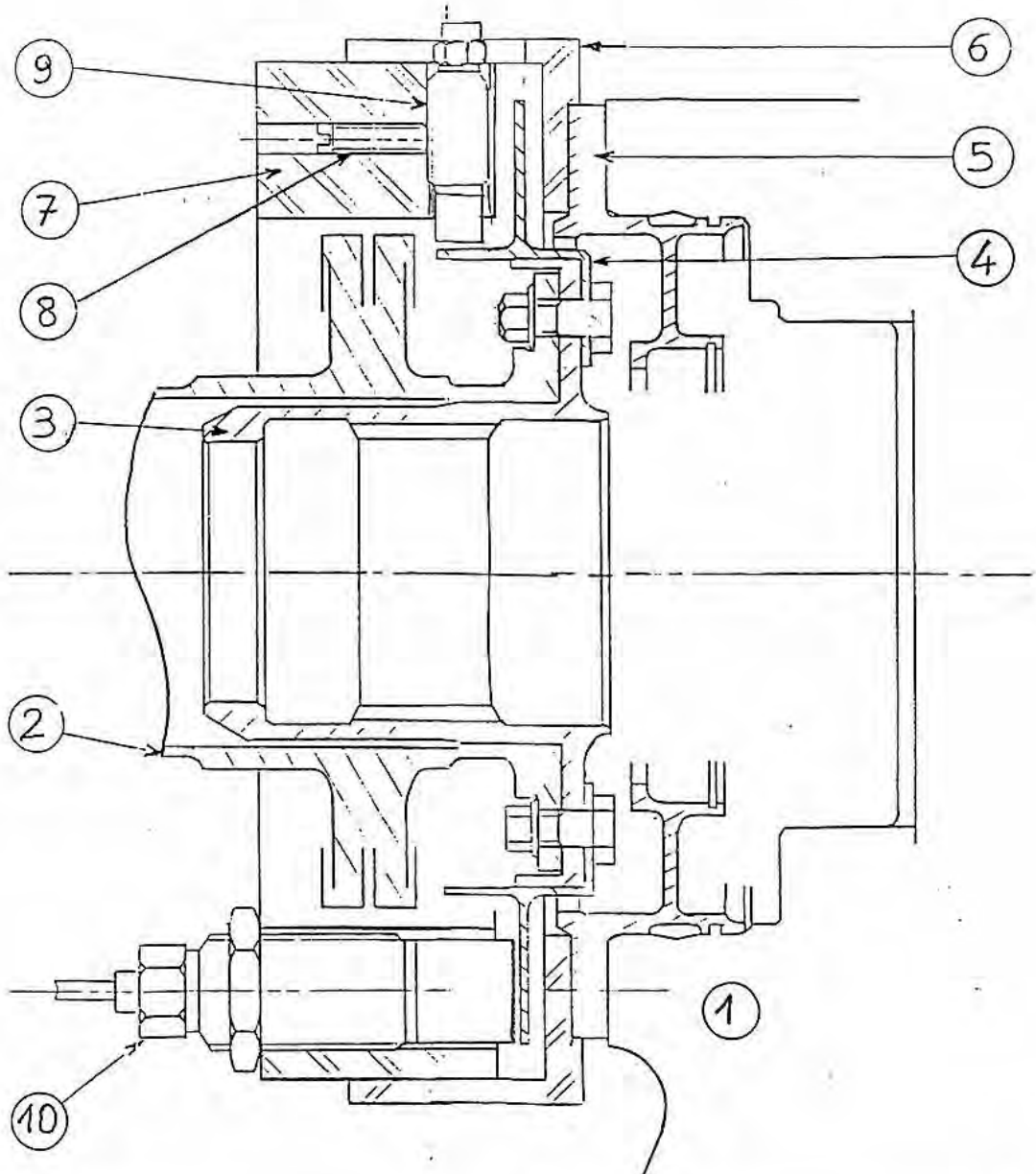
Detail from the location of the crack toe. Magnification ~X 1900.

An indication of the crack front slightly penetrating the steel surface is arrowed on the photo.



Fig. 6 Close-up view of the other surface damage on the splined sleeve marked 332 A 32-2288-22 09 CY8 33  $\frac{ML}{3}$ . The surface damage in question is designated "F".

**MEASUREMENT SKETCH  
PRINCIPLE**



1	INPUT HOUSING (M.G.B)	6	SUPPORT SENSORS ASSEMBLY
2	"BENDIX" SHAFT	7	SUPPORT SENSORS ASSEMBLY
3	"BENDIX" FLANGE	8	SET SCREW
4	ROTATING MARKING DISK	9	RADIAL PROXIMITY SENSOR
5	SEAL SUPPORT	10	AXIAL PROXIMITY SENSOR

ERREUR DE PAS DE LA ROUE 8000 tr/mn M 541 DE L'ACCIDENT NHS

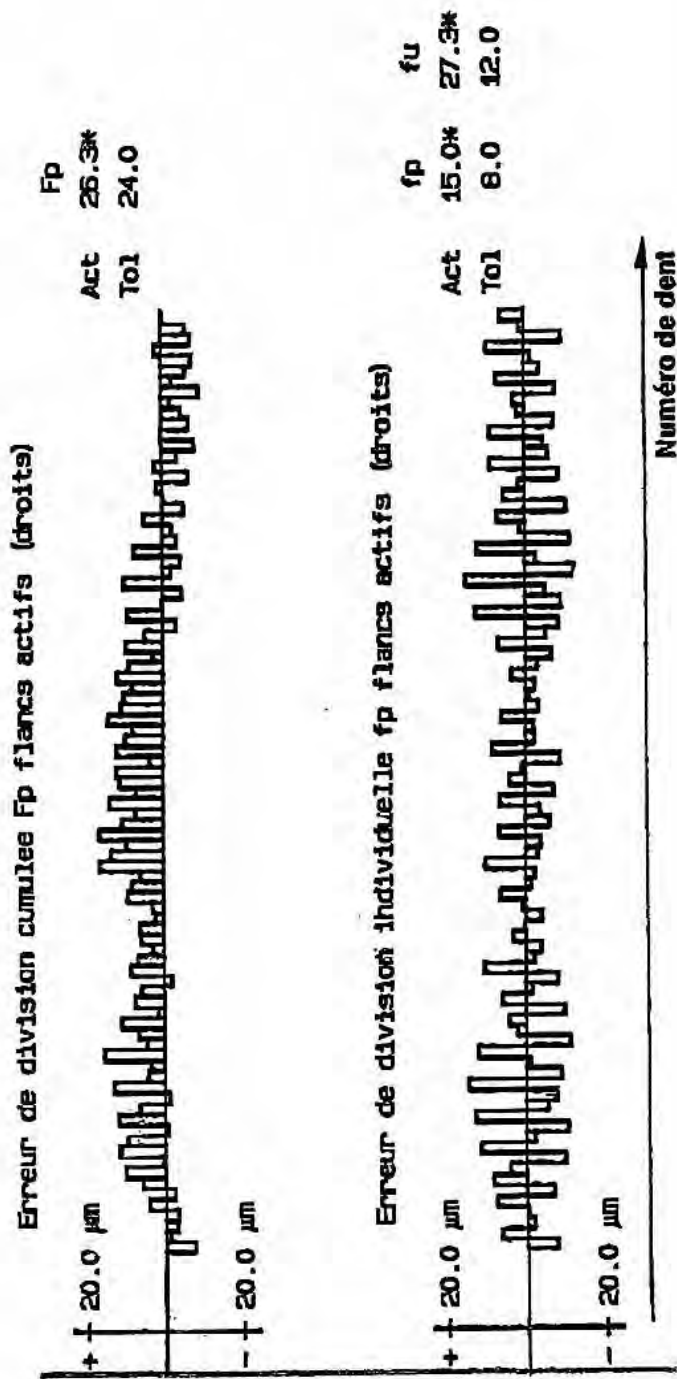
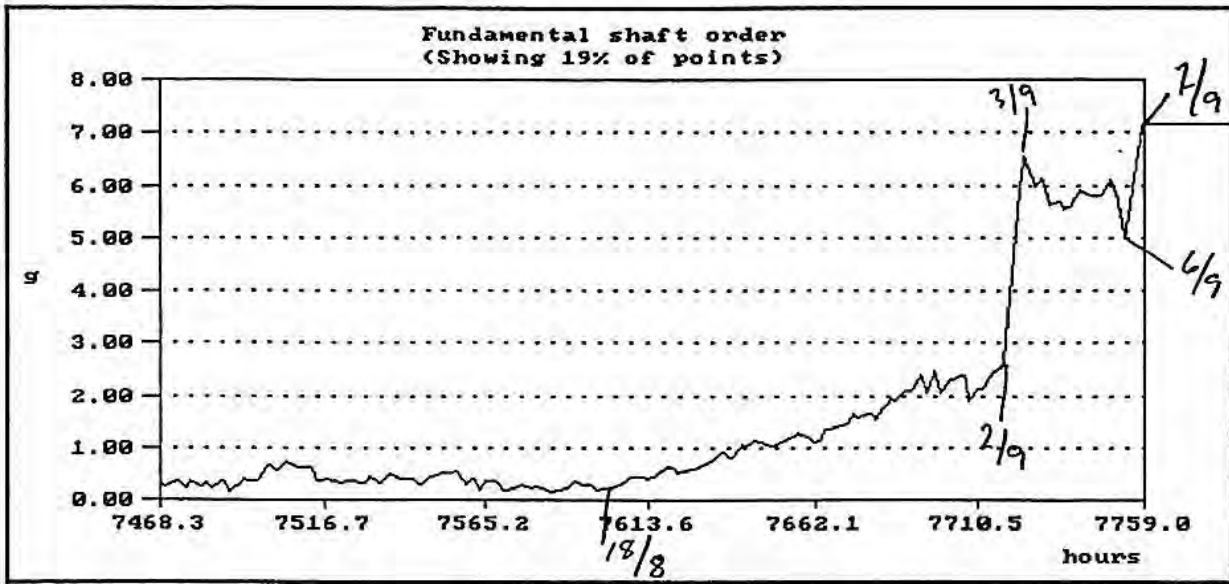
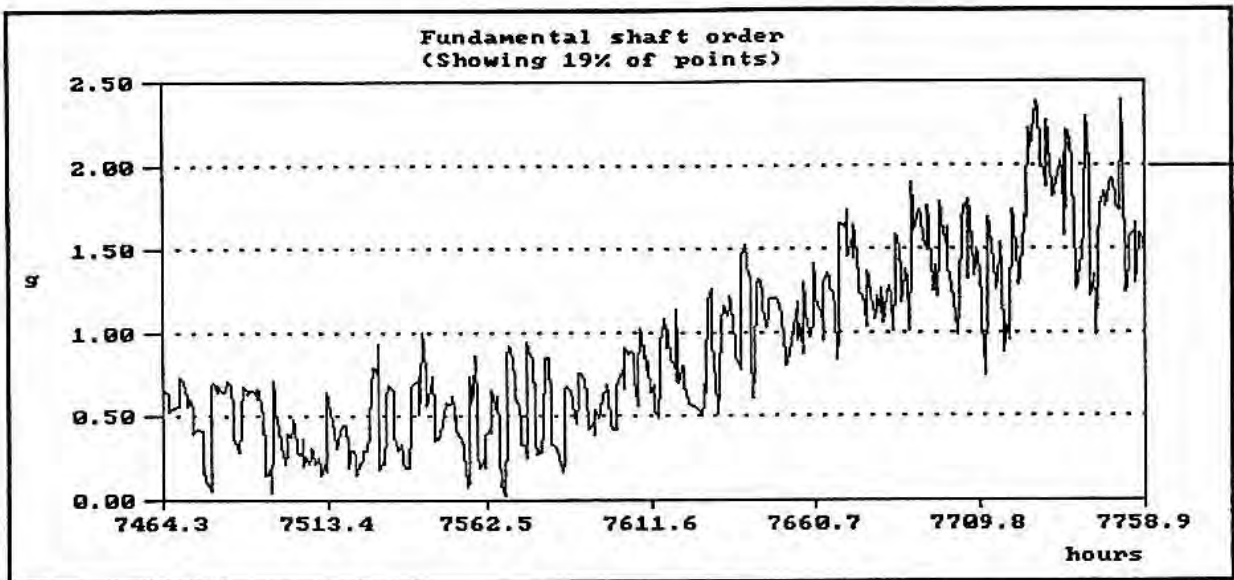


Fig. 60



Transmission/Engine Parameter Browse  
Aircraft: LN-OPG Type: 332 Mod: 444(CC)  
Acq Type: Engine Shafts Automatic Acquire  
Channel: Engine 2 Driveshaft



Transmission/Engine Parameter Browse  
Aircraft: LN-OPG Type: 332 Mod: 444(CC)  
Acq Type: GB Shafts/Gears Automatic Acquire  
Channel: LH High Speed Input Shaft



# AS 332 L1 ACCIDENT LN-OPG INVESTIGATION RESULTS - ECF 3/2/99



## LN - OPG N2 SENSORS R/H ENGINE

ENGINE  
SIDE

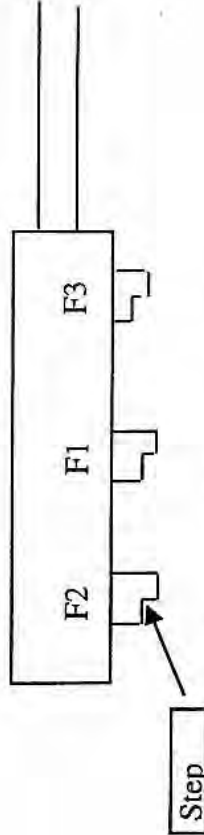
MGB  
SIDE

ENGINE  
SIDE

MGB  
SIDE

Control sensors

N° 2036

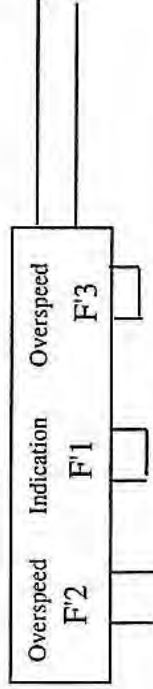


OK OK OK

Wear compared to nominal 17,25 mm	-0,11 mm	-0,22 mm	-0,4 mm
Step	-0,14 mm	-0,23 mm	-0,5 mm

Indication and overspeed sensors

N° 2018



H.S H.S OK

Wear compared to nominal 17,25 mm	-0,1 mm	-0,32 à -0,42 mm	-0,3 à -0,5 mm
-----------------------------------	---------	------------------	----------------

NOTA:

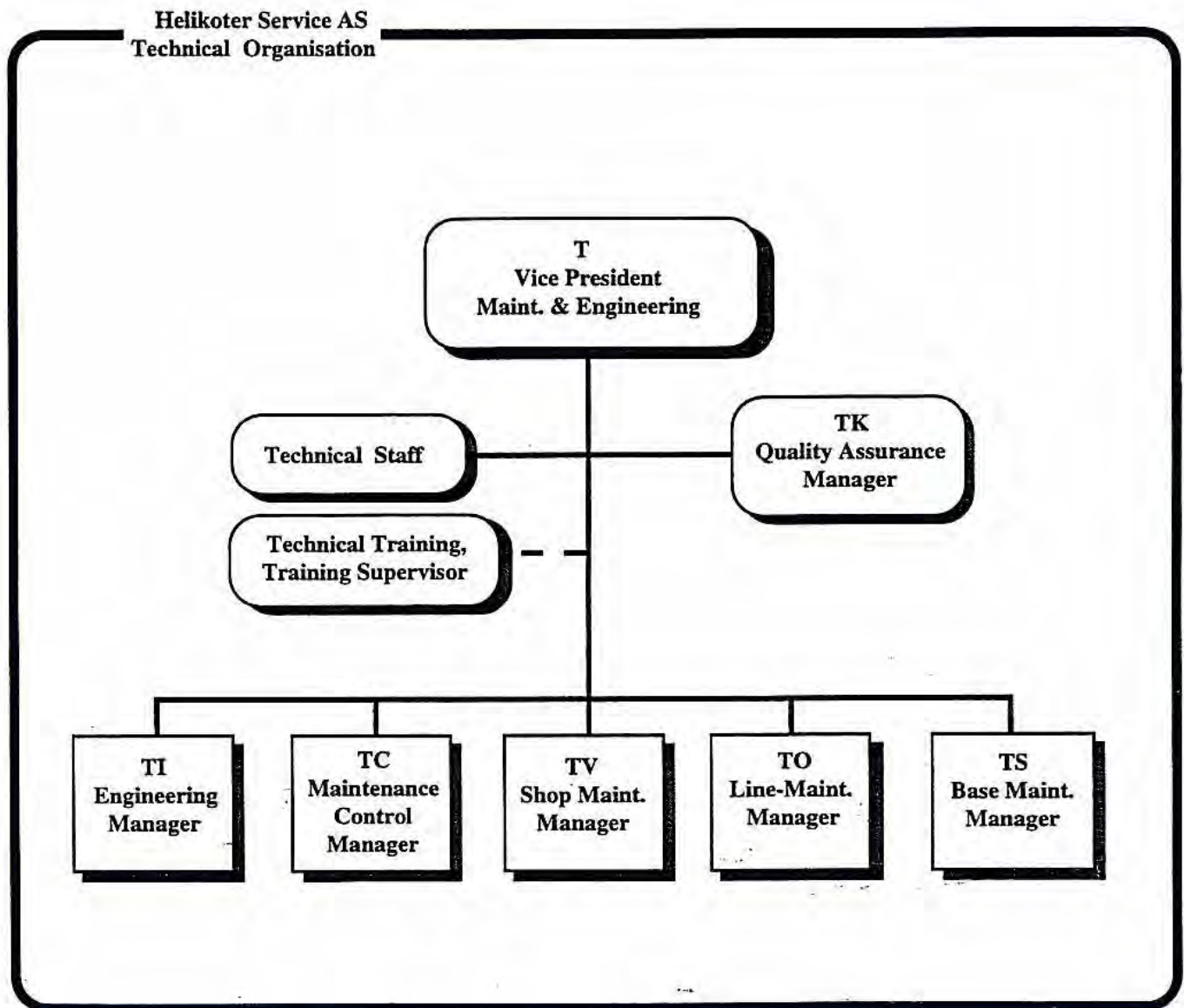
OK means sensor gives still a signal (voltage) above 0,2 V

HS means sensor gives no signal available to EECU.

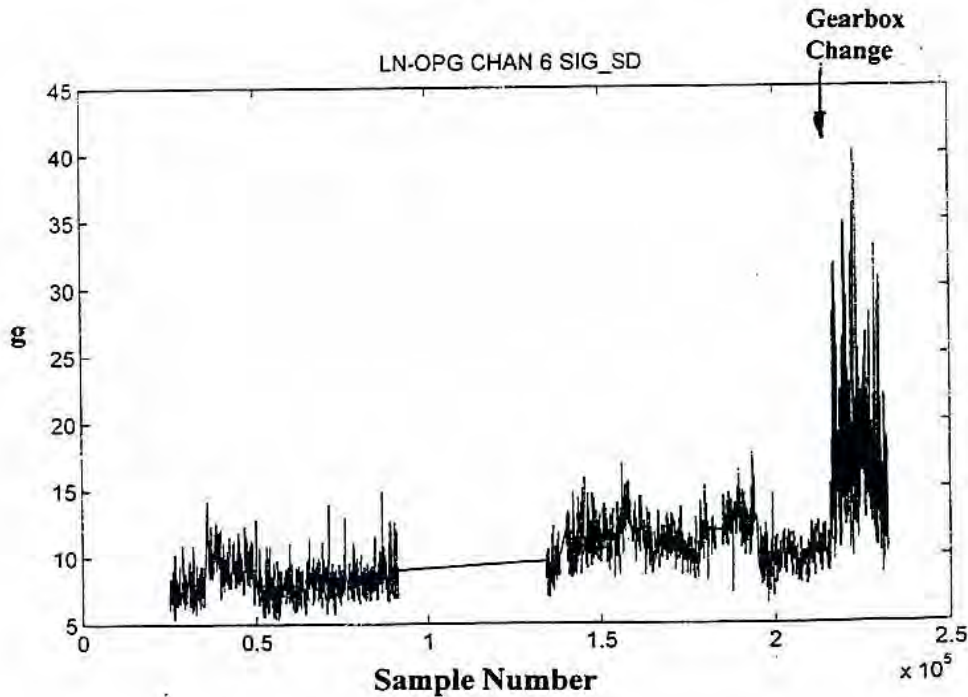
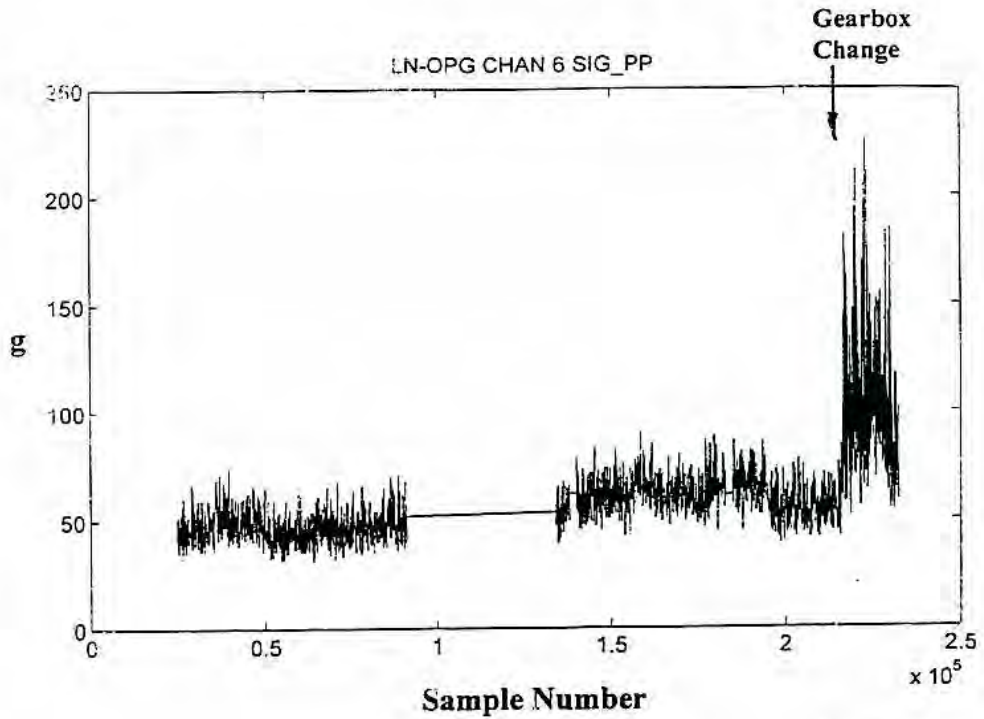
**ORGANISATION**

**ORGANISATION CHART**

Technical Organisation



Note: Only facilities at Sola are covered by the FAA FAR 145 Repair Station Approval.

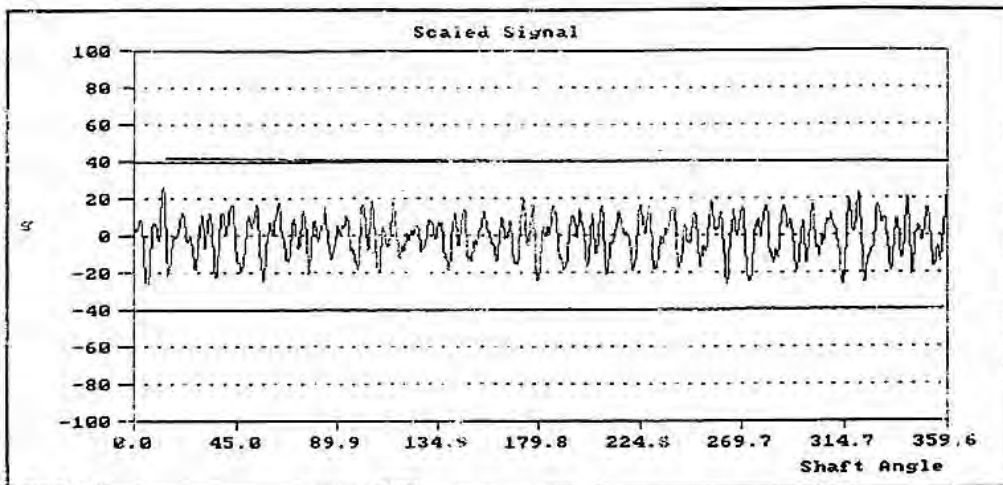


TRENDS OF PARAMETERS SIG\_PP AND SIG\_SD  
FOR RIGHT TORQUE (FREEWHEEL) SHAFT AFT END  
DAPU CHANNEL 6 (LN-OPG)

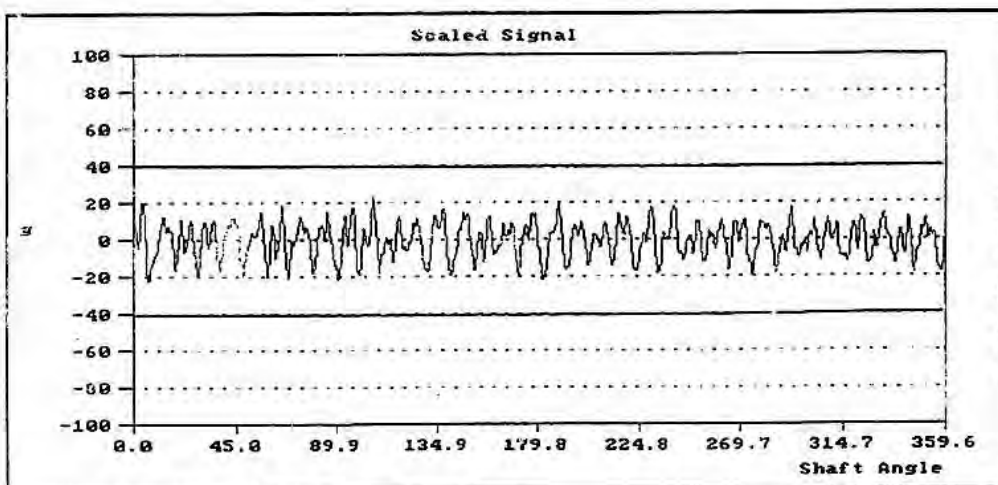


GKN Westland  
Helicopters

GKN-WESTLAND HELICOPTERS LTD  
PROPRIETARY INFORMATION

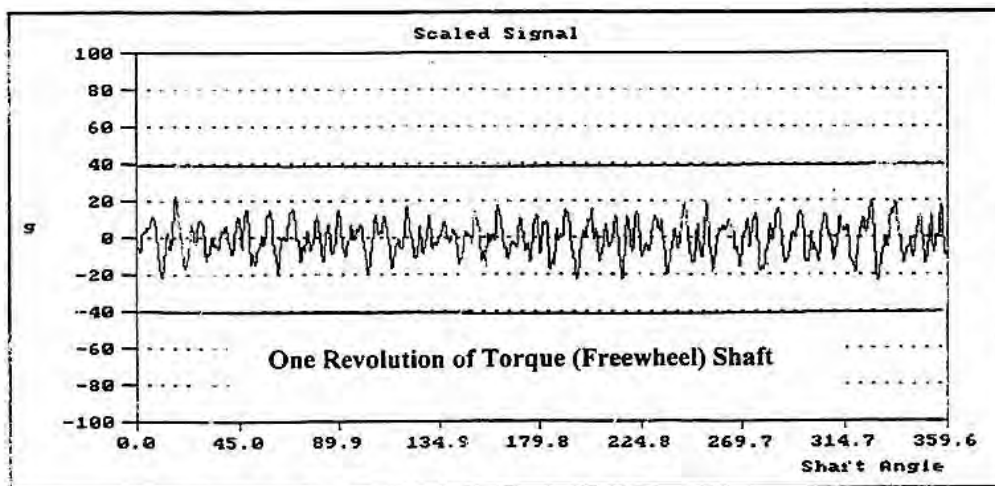


IHUMS A/F Hours  
7172.08  
Download 1108B Acq 000  
SIG\_PP 52 SIG\_SD 10.6



15/1 - 97

IHUMS A/F Hours  
7172.82  
Download 1108B Acq 001  
SIG\_PP 45 SIG\_SD 9.3



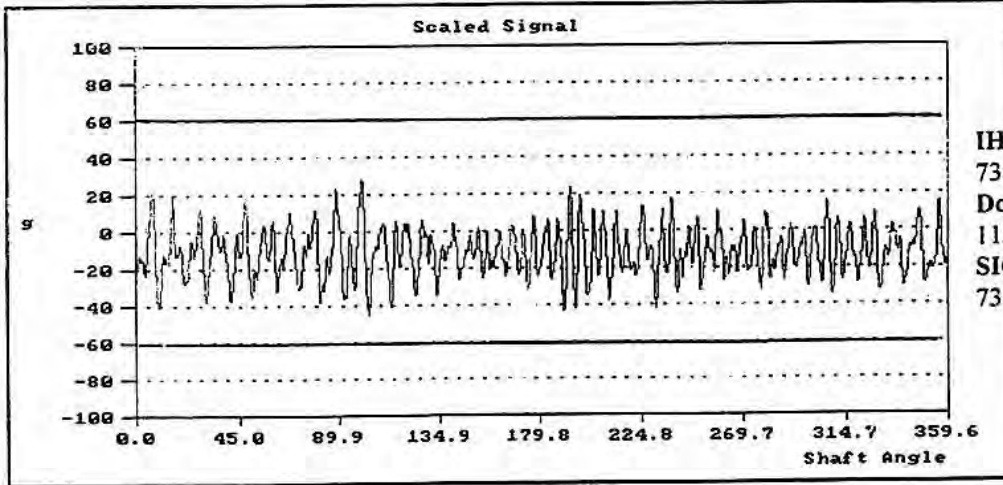
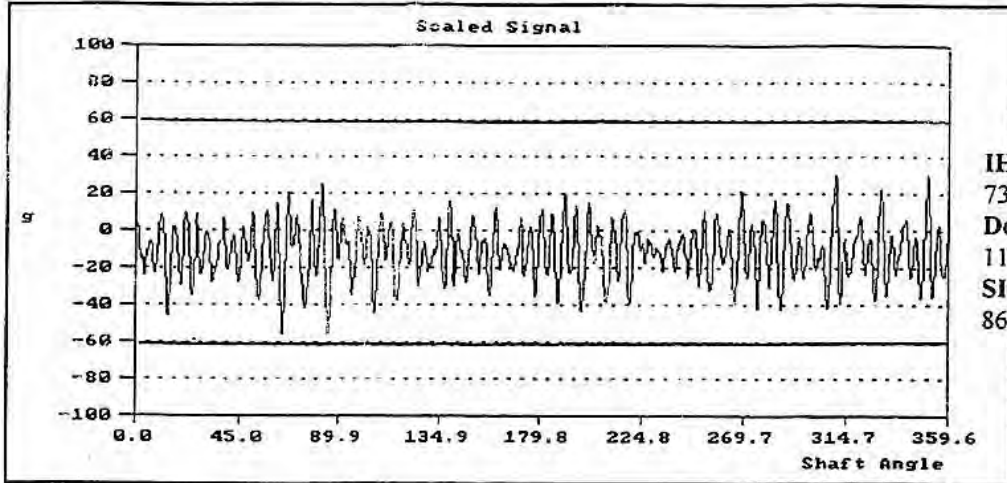
IHUMS A/F Hours  
7173.77  
Download 1108B Acq 002  
SIG\_PP 46 SIG\_SD 8.9

SIGNAL AVERAGES OF RIGHT TORQUE  
(FREEWHEEL) SHAFT AFT VIBRATION - DAPU CHANNEL 6  
LN-OPG DOWNLOAD 1108B

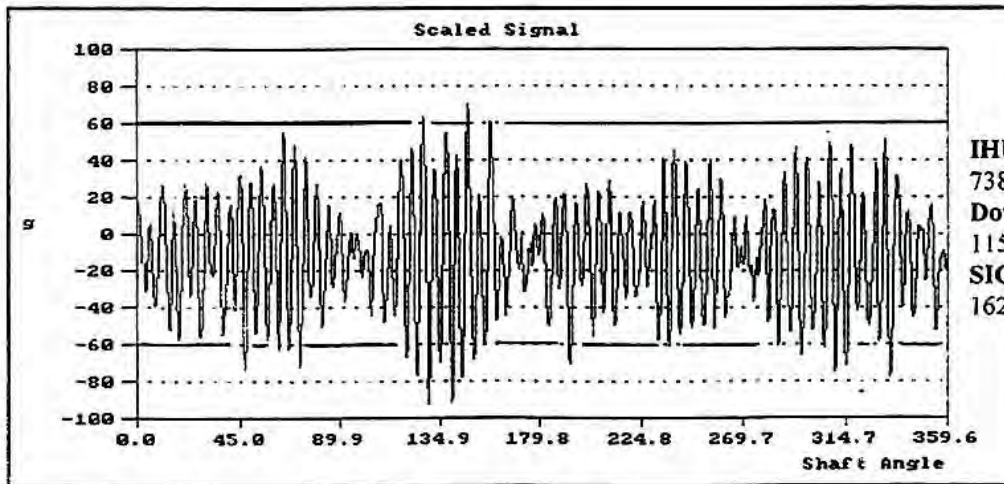


GKN Westland Helicopters

GKN-WESTLAND HELICOPTERS LTD  
PROPRIETARY INFORMATION



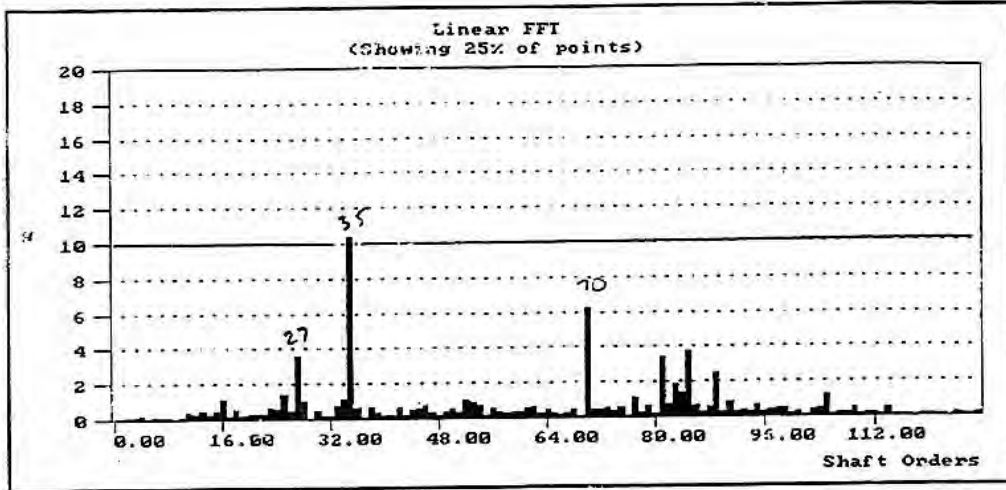
4/7-97



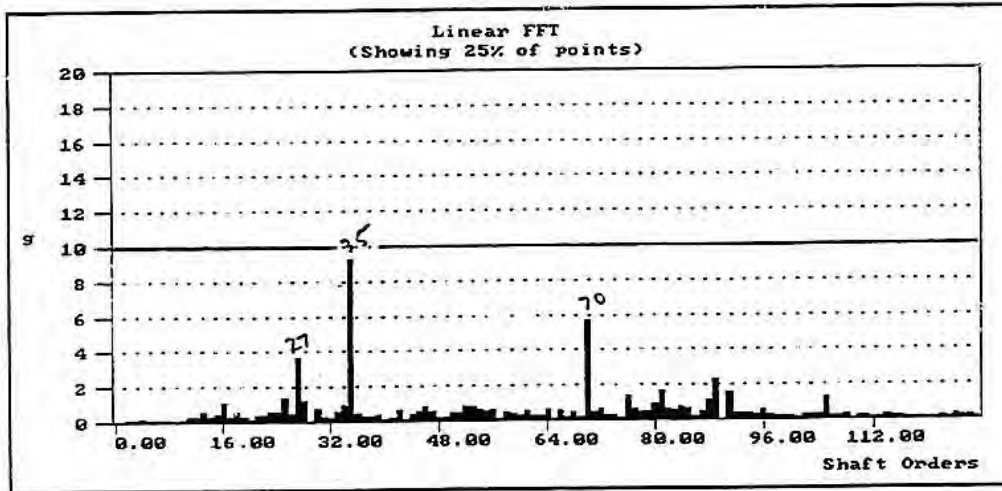
SIGNAL AVERAGES OF RIGHT TORQUE  
(FREEWHEEL) SHAFT AFT VIBRATION - DAPU CHANNEL. 6  
LN-OPG DOWNLOAD 1151A



GKN-WESTLAND HELICOPTERS LTD  
 PROPRIETARY INFORMATION

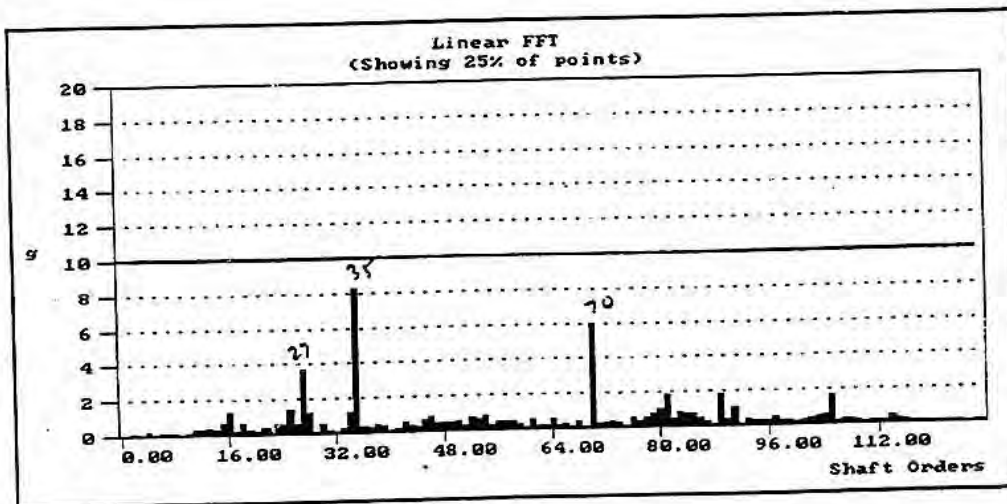


IHUMS A/F Hours  
 7172.08  
 Download 1108B      Acq 000



15/1 - 97

IHUMS A/F Hours  
 7172.82  
 Download 1108B      Acq 001



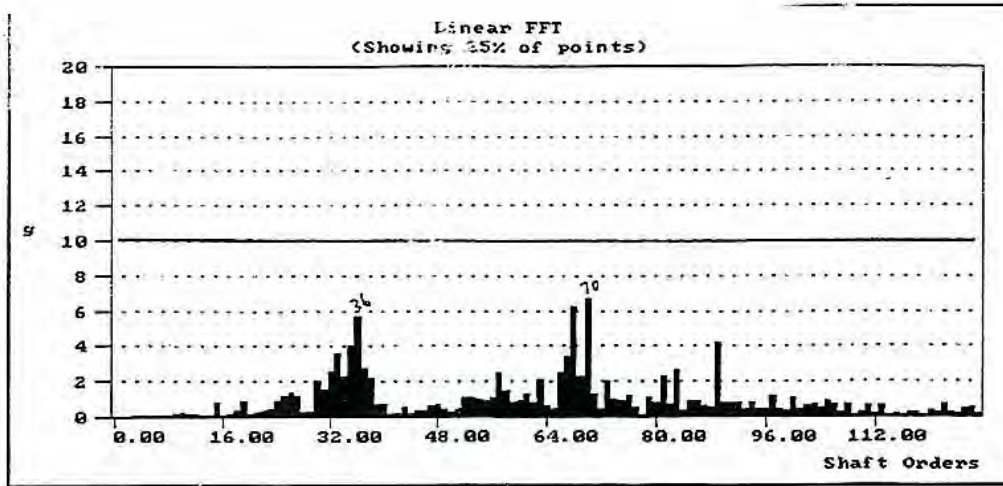
IHUMS A/F Hours  
 7173.77  
 Download 1108B      Acq 002

FREQUENCY SPECTRA OF SIGNAL AVERAGES OF RIGHT TORQUE  
 (FREEWHEEL) SHAFT AFT VIBRATION - DAPU CHANNEL 6  
 LN-OPG DOWNLOAD 1108B

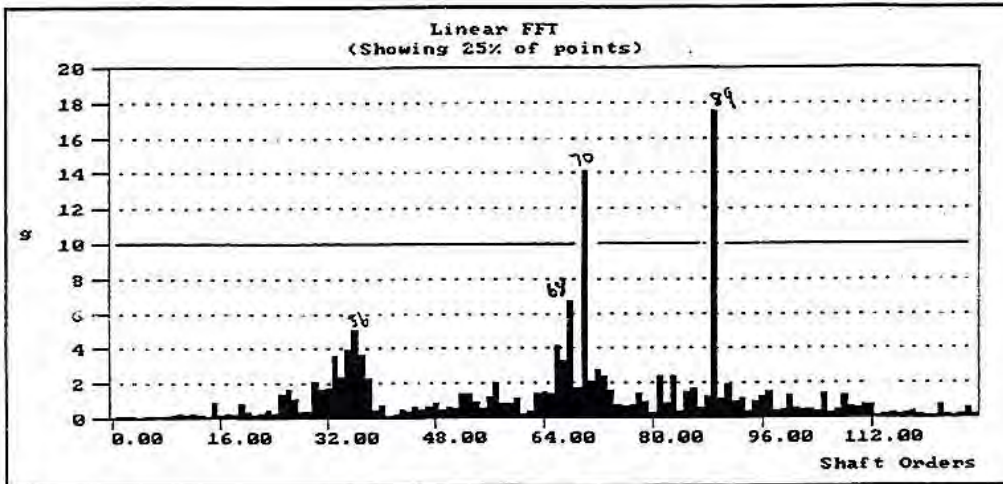


GKN Westland  
Helicopters

GKN-WESTLAND HELICOPTERS LTD  
PROPRIETARY INFORMATION

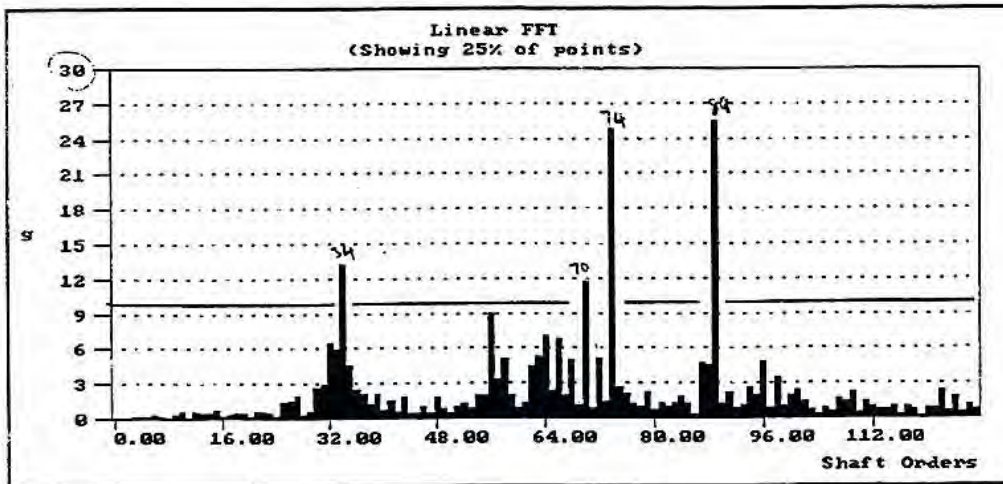


IHUMS A/F Hours  
7475.99  
Download 1172A Acq 000



1/8-97

IHUMS A/F Hours  
7476.93  
Download 1172A Acq 001



IHUMS A/F Hours  
7478.45  
Download 1172A Acq 002

FREQUENCY SPECTRA OF SIGNAL AVERAGES OF RIGHT TORQUE  
(FREEWHEEL) SHAFT AFT VIBRATION - DAPU CHANNEL 6  
LN-OPG DOWNLOAD 1172A

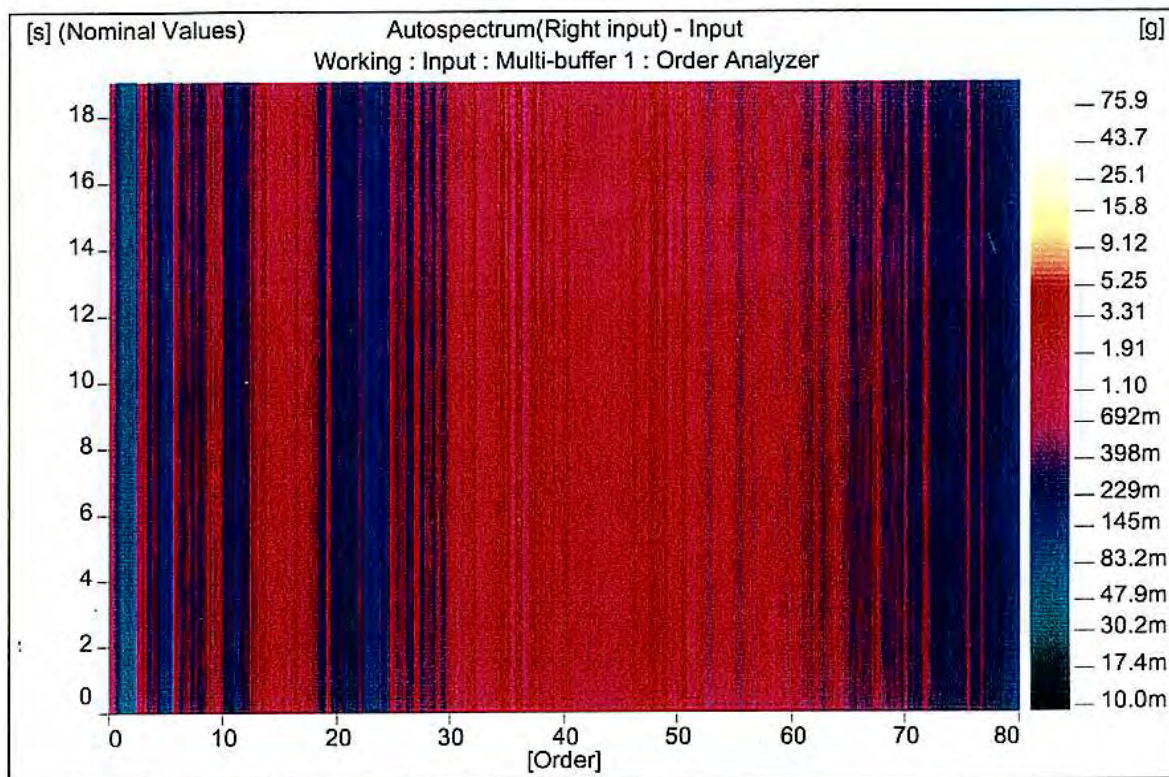


Figure 5: T1R1 /32 Avr. Right input, O-rings installed, Load 600Nm

**Cursor Values**  
Y = 3.67 g  
X = 36.00 Order  
Z = 0.000 s

**Status**  
5/28/00 23:23:55.021  
Averages: 32  
Overload: 0.00 %

**Total**  
16.7 g

Figure 6: Cursor for Right input, O-rings installed, Load 600Nm



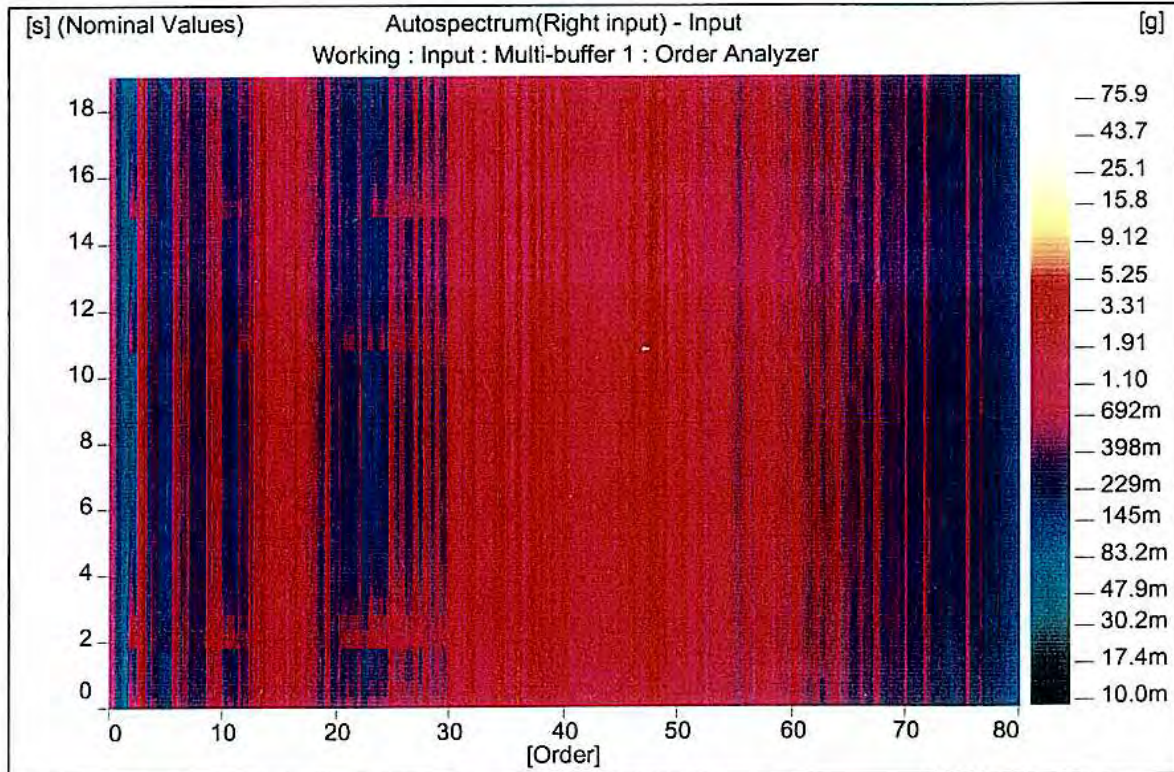


Figure 21: T2R1 /32 Avr. Right input, O-rings removed, Load 600Nm

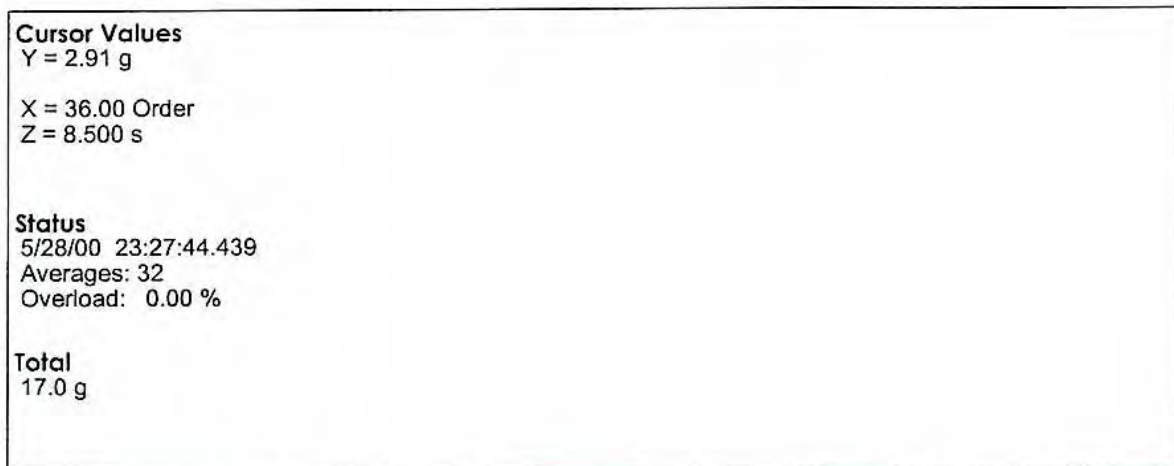


Figure 22: T2R1 /32 Avr. Cursor for Right input, O-rings removed, Load 600Nm

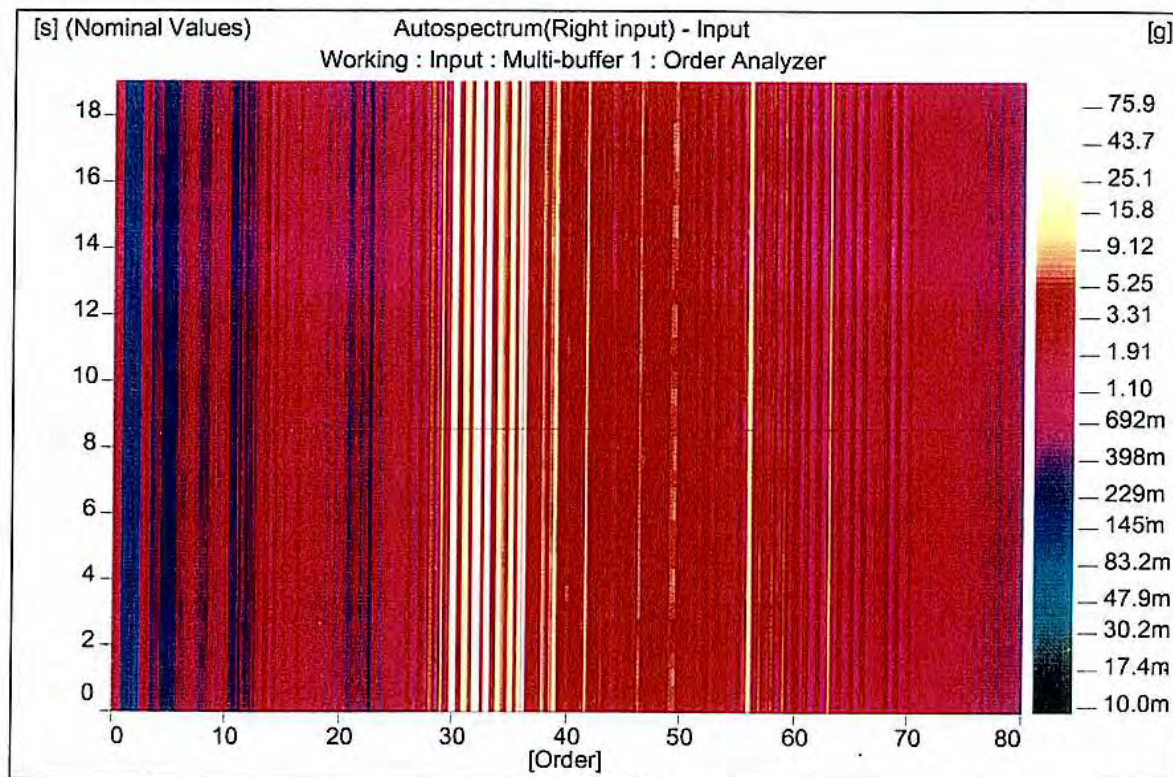


Figure 37: T3R1 /32 Avr. Right input, O-rings installed, Load 600Nm, 8000 gear S/N M541 on RH side1

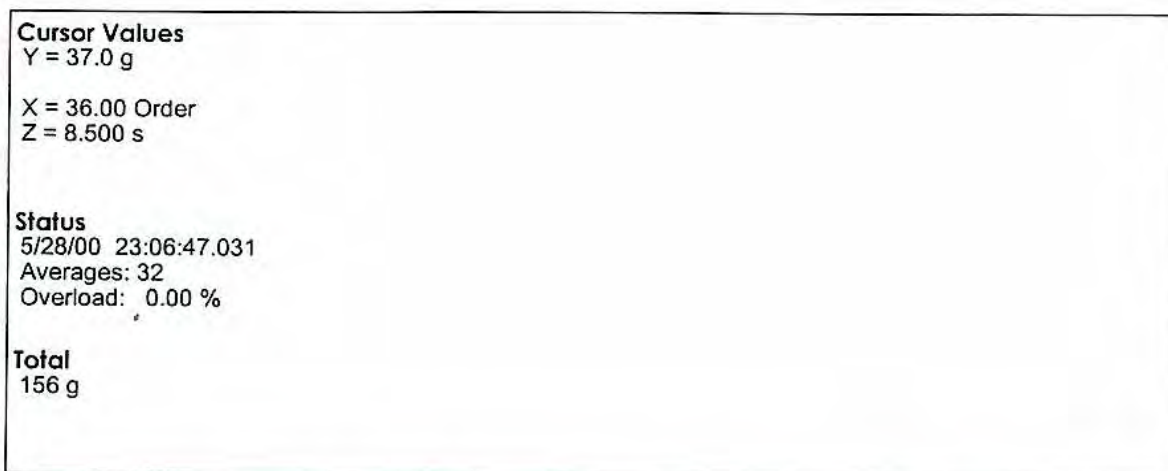


Figure 38: T3R1 /32 Avr. Cursor for Right input, O-rings installed, Load 600Nm, 8000 gear S/N M541 on RH side1

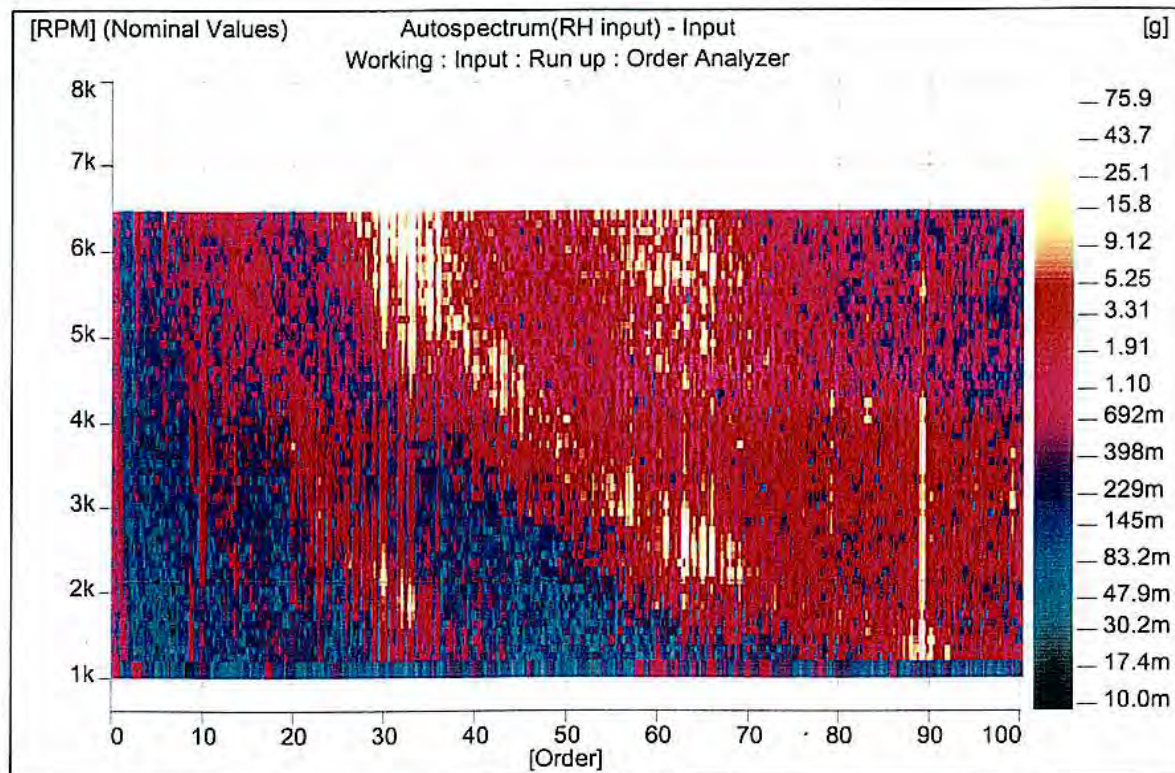


Figure 43: T3R2, Right input, O-rings installed, Run up 600 - 8000 RPM, 8000 gear S/N M541 on RH side

**Cursor Values**  
 Y = 35.9 g

X = 89.00 Order (3.115k Hz)  
 Z = 2.100k RPM

**Status**  
 5/10/00 09:32:42.791  
 Averages: 1  
 Overload: 0.00 %

**Total**  
 54.4 g

**Maximum Value**  
 Y = 145 g  
 X = 33.00 Order  
 Z = 5.900k RPM

Figure 44: T3R2, Cursor for Right input, O-rings installed, Run up 600 - 8000 RPM, 8000 gear S/N M541 on RH side

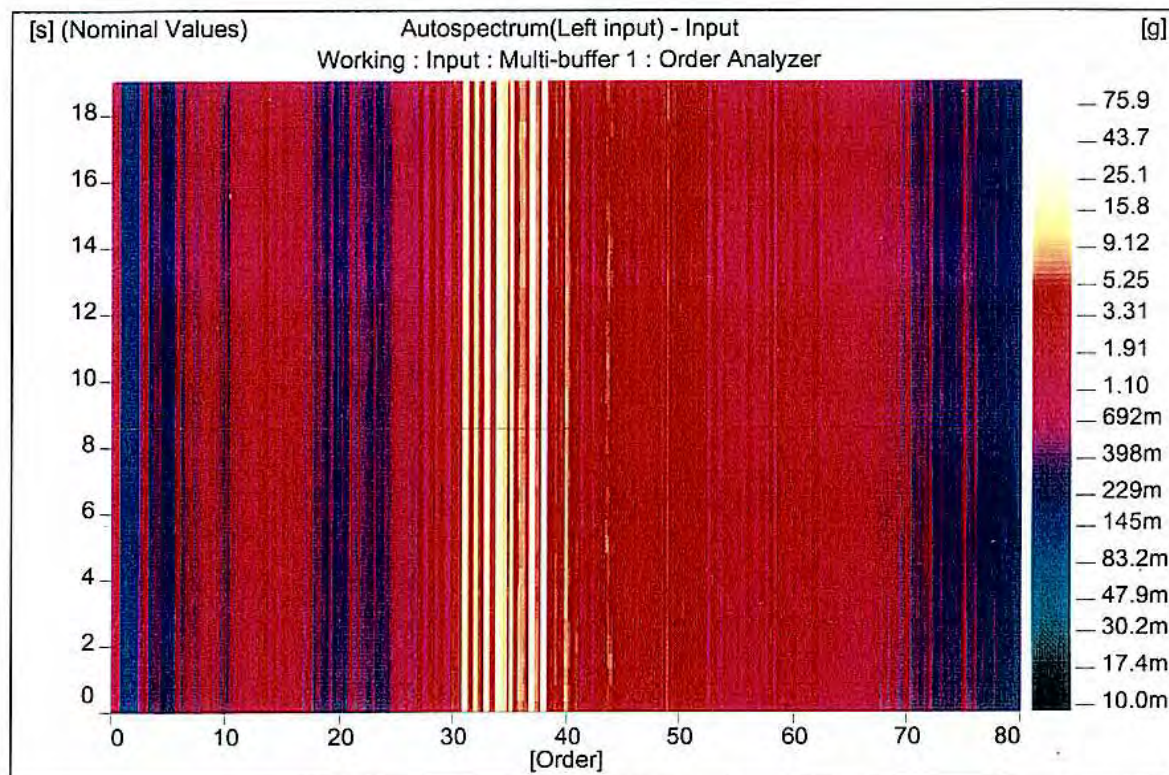


Figure 97: T8R1 /32 Avr. Left input, O-rings installed, Load 600Nm, MGB S/N M136 on LH side

**Cursor Values**  
 Y = 8.00 g  
 X = 36.00 Order  
 Z = 8.500 s

**Status**  
 5/29/00 02:17:05.287  
 Averages: 32  
 Overload: 0.00 %

**Total**  
 78.4 g

Figure 98: T8R1 /32 Avr. Cursor for Left input, O-rings installed, Load 600Nm, MGB S/N M136 on LH side

Fig. 73

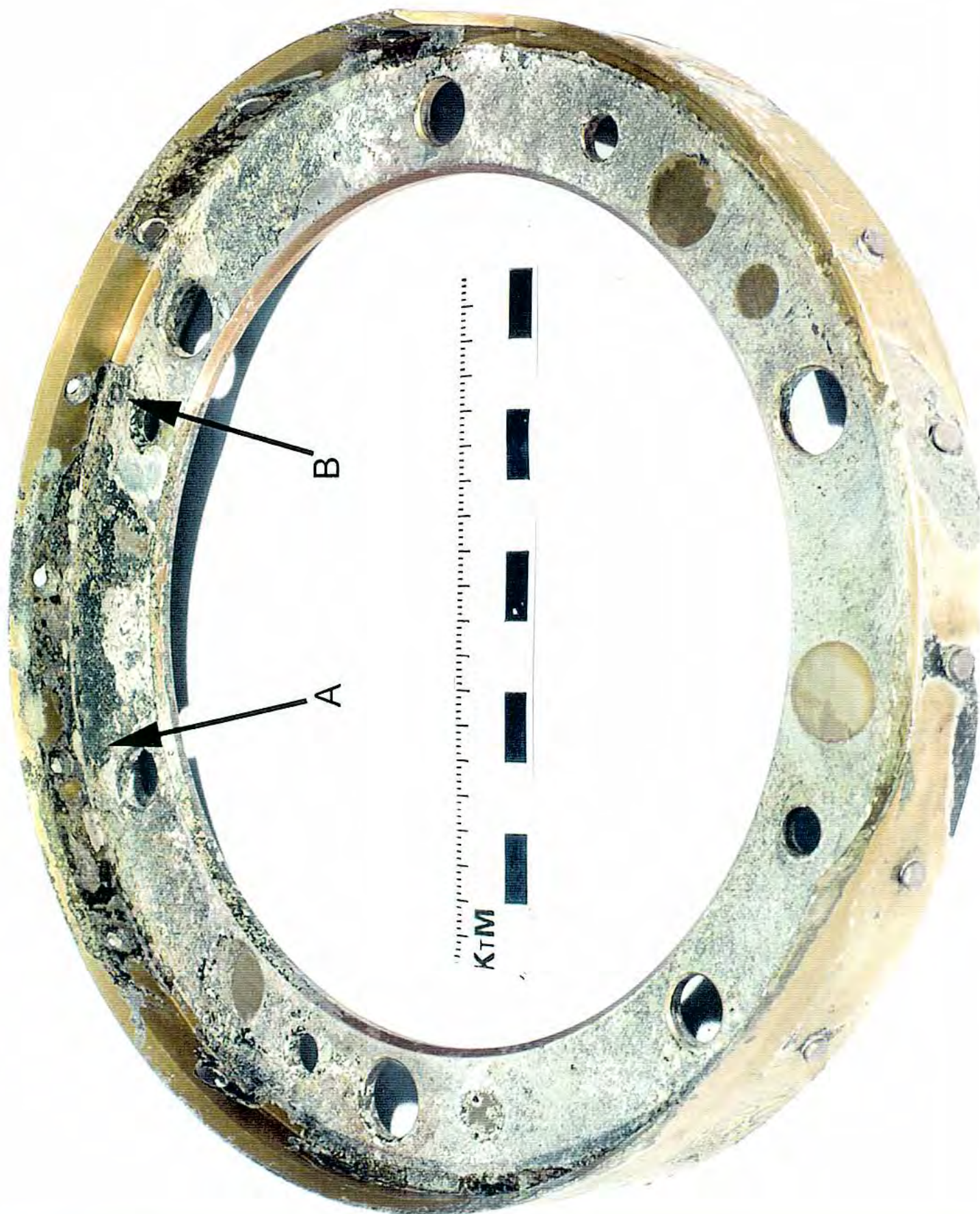


Fig. 74



Fig. 75



## MAINTENANCE

ENGINE - MGB COUPLING : 23000 rpm INPUT	332	<b>63.10.00.602</b>
Verification		95-12 Page 1

1 EQUIPMENT REQUIRED

Also refer to "EQUIPMENT REQUIRED" section of documents referenced in 1.4.

1.1 Special Tools

None

R

1.2 Materials

- Molykote "G.Rapid plus" (molybdenum disulfide anti-seizing compound)
- Emery cloth, 400 grit
- Dykem DX296 or Steel Blue (marking)
- Oil 0.156

R

1.3 Routine Replacement Parts

- (6) seal IPC 63.28.10

R

1.4 Applicable Documents

- Maintenance Manual (MET) :  
WC 63.10.00.401 - 63.20.00.501 - 71.00.00.401
- Repair Manual (MRR) :  
WC 63.10.00.701 - 63.28.00.702
- Standard Practices Manual (MTC) :  
WC 20.01.01.312 - Products for dry lubricating film
- 20.02.05.404 - Assembling by bolts and nuts
- 20.02.09.101 - General principles for performing dye penetrant inspection
- 20.07.03.401 - Instructions for performing maintenance operations on mechanical assemblies

R

R

2 PRELIMINARY STEPS2.1 Tie-rod torque loading (PRE MOD. 07.52316 and 07.52317)

R

- Check the torque loading of the tie-rods (Figure 1, item 7) as per MTC :
  - . If OK, resume flights.
  - . If torque loading is below minimum acceptable value or if tie-rod is broken, proceed as per paragraphs 2 to 4.

2.2 Engine

- Disconnect the engine, remove it if necessary (Work card 71.00.00.401) marking the position of the flange with respect to the sleeve.



## MAINTENANCE

332

63.10.00.602

96-04

Page 2

3 VERIFICATION PROCEDURE (Fig. 1)3.1 Tie-Rods

## 3.1.1 Tie-Rods (7) (PRE MOD. 07.52316)

- Check for fretting corrosion on the plain portion of tie-rods (7). Slight fretting is acceptable if it can be sanded off with abrasive cloth. If excessive wear is noted, replace the tie-rods within the next 50 operating hours.

## 3.1.2 Tie-Rods (11) (POST MOD. 07.52316)

- Scrap tie-rods (9) if :
  - . they can be unscrewed by hand or they have failed, R
  - . cracks, fretting or stripped threads are found,
  - . fretting is found on washer (10) which is detached from tie-rod. R

3.2 Corrosion

- Visually check for fretting corrosion on diameter "B" of sleeve (4). Slight black or rust-colored fretting is acceptable on the plain portion of diameter "B" if it can be sanded off with abrasive cloth.

3.3 Fretting Corrosion with Scratches or Wear Remaining After Sanding

- Replace sleeve (4) (Work Card 63.28.00.702) ; seal (6), nut (5) and lockwasher (3).
- If installing an overhauled sleeve, carry out dye-penetrant examination (Work Card 20.02.09.101) on surface shown thus : ++++. R

3.4 No Fretting Corrosion, or Fretting Corrosion Eliminated by Sanding

- Remove seal (6).
- Carry out dye penetrant examination (Work card 20.02.09.101) on surface shown thus : ++++.

3.4.1 Cracks Revealed by Examination

- Remove and replace splined sleeve : check for cracks if sleeve is not new.

3.4.2 No Cracks

- Measure clearance between flange (2) diameter "A" and sleeve (4) diameter "B" : this clearance should be greater than 0.05 mm.

## 3.4.2.1 Clearance Incorrect

- Replace splined flange (2) (Work card 63.10.00.701).

## 3.4.2.2 Clearance Acceptable

- Fit seal (6).

4 INSTALLATION4.1 Shaft and Flange Reinstalled Without Replacement

- Inspect splined flange (2) without removing it from shaft (1).
- Check that no wear is visible on bore "C" diameter ; if wear is found, measure the depth :
  - . if wear depth does not exceed 0.03 mm, reinstall the assembly.
  - . if wear depth exceeds 0.03 mm, replace flange (2) (Work Card 63.10.00.701).
- Check concentricity error of sleeve (4) as per § 5.

4.2 Shaft and/or Flange Replaced

- Measure clearance between "A" diameter of flange (2) and "B" diameter of sleeve (4) : this clearance must be greater than 0.05 mm.
- If clearance is outside tolerance limits, remove and replace sleeve (4) (Work Card 63.28.00.702) so as to obtain correct clearance between diameters A and B.

NOTE 1 : - Measure diameter "B" on sleeve (4) with nut (5) and lockwasher (3) installed.

NOTE 2 : - Proceed as per Work Card 63.10.00.701 if flange (2) and shaft (1) are disconnected.

- Remove grease from sleeve (4) and flange (2) from the outside to prevent buildup inside the shaft.
- Check concentricity error of sleeve (4) as per paragraph 5.
- Apply a film of Molykote G RAPID PLUS on internal splines of flange (2) and external splines of sleeve (4).

NOTE : Before installing the engine if room temperature is below +30°C, heat flange (2) bore diameter "C" and seal (6) to about 30°C using a hot air generator.

5 SLEEVE CONCENTRICITY CHECK

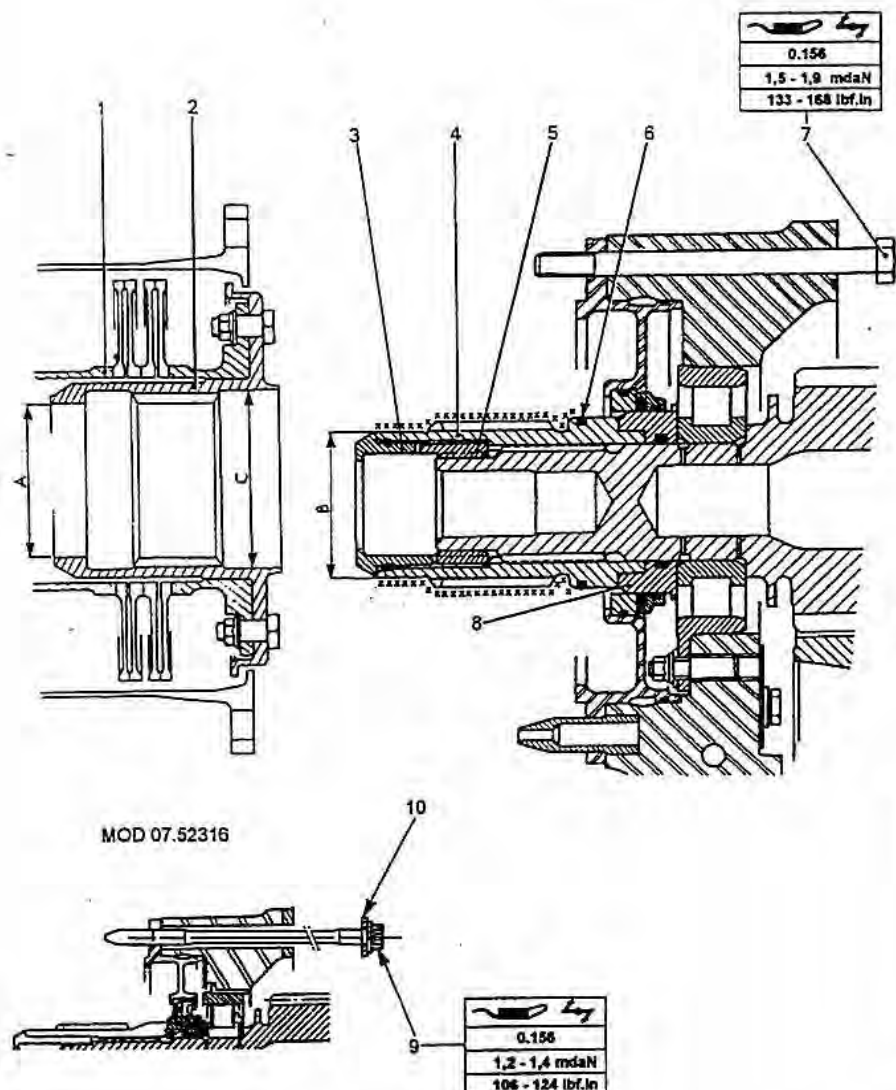
- Install a dial indicator on the MGB casing as shown in Figure 2 : set dial indicator tip on the middle of the sleeve (4) diameter.
- Manually turn the MGB tail rotor output shaft and note the concentricity error on the dial indicator as sleeve (4) rotates.
- Mark the maximum error position on the seal retaining ring (8) and on the sleeve.
- If the concentricity error does not exceed 0.12 mm, no work is necessary and the module may be restored to service.
- If the concentricity error exceeds 0.12 mm, remove the MGB (Work card 63.20.00.401) for examination of the 23000 rpm input module and contact the Aerospatiale Technical Support Department (H/CS.ST).

6 FINAL STEPS

**NOTE :** Any shaft or flange removed because it is outside tolerance limits must be returned to EUROCOPTER with the reason for removal indicated on the equipment log card.

- Install engine (Work card 71.00.00.401) : line up marks made before removal, and replace G.720 grease with Molykote G RAPID PLUS. R
- Check vibration level (Work Card 63.20.00.501). R

**NOTE :** Check torque loading of tie-rods (7) as per parag. 2.1 after 3 to 10 hours of operation. R



## MAINTENANCE

<u>POWER PLANT</u>	332	<b>71.00.00.401</b>
Engine - Disengagement Removal-Installation		95-12      Page 1

**1** EQUIPMENT REQUIRED

Also refer to the "Equipment Required" in the publication mentioned in 1.4.

**1.1** Special tools

Portable crane	332A91-3000-02/03	
"MAKILA" engine hoisting sling	332A91-5400-00	
Blanking MGB	332A96-3204-00 (332A96-3200-00/01)	
Mooring rope	703A92-0020-00	
Support mount, "MAKILA" engine	8814083000	
Walkway assembly, engine cowling	(Aircraft tool kit complement)	
Blank, engine air intake	332A96-5400-00	

**1.2** Materials

White spirit		
Grease	G.355	
Molykote	M.77	
Molykote	G rapide +	
Oil	0.156	R
0.8 mm dia. lockwire	Z3CN18	

**1.3** Routine replacement parts

None

**1.4** Applicable documents

- Maintenance Manual (MET) :
  - WC 07.30.00.201 - 53.50.00.501 - 63.10.00.602 - 63.20.00.501 - 71.00.00.301 - 76.10.00.501
- Standard Practices Manual (MTC) :
  - WC 20.01.01.312 - Products for dry lubricant film :
    - Molykote G-M-77-Z and spray 321 R
  - 20.02.05.404 - Assembling by bolts and nuts R
  - 20.02.06.402 - Safelying with lockwire
  - 20.04.01.401 - Cleaning mechanical parts
- Flight Manual (PMV) : R
  - Chapter 8.3 R

**2** FOREWORD

According to the operations to be performed, apply the power plant general instructions as per Work Card 71.00.00.301.

**CAUTION** : DO NOT ROTATE THE REMOVED ENGINE BY HAND - THE BENDIX COUPLING SHAFTS COULD BE DAMAGED. SUPPORT THE COUPLING SHAFT, REMOVE IT IF NECESSARY.



## HS REVISION

HELIKOPTER SERVICE

Manual affected:		No: HS - 024E
<b>AS 332L / L1, MET</b>		Date: 09.12.96
Prepared by: <i>N.N.</i>	Approved by: <i>M.N.</i>	Page: 1 of 1
Insert this page facing: Chapter 71.00.00.401, page 1.		

**SUBJECT: INSTALLATION OF ENGINE**

**REASON:** Missing information for test flight requirements, adjustment test after installation and alternate grease type.  
Revision E: reference to removal - installation procedure added.

**EFFECTIVITY:** AS 332L, S/N; all.  
AS 332L1, S/N; all.

**REFERENCE:** Flight Manual chapter 8.3.

**DESCRIPTION:**

1. Engine removal - installation procedure.
  - A. Main Task 72, Engine removal - installation is located in MRM chapter 2, ATA 71.
2. Para. 1.2, Materials, alternate Grease type.
  - A. Molycote Un Grease may be used as an alternative for Molycote M.77.
3. Para. 6, Final Steps, additional steps for installing a new, overhauled, repaired or different Engine.
  - A. Perform general check of Engine law MEM 71.00.03.
  - B. Perform Bleed Valve Threshold check law MEM 75.30.701.
  - C. Perform SOAP.
  - D. Check MET 05.21.00.201, HS revision 340 for Flight Test Requirements and HS revision 311 for Maintenance Requirements after installation of Engine.

**3 PRELIMINARY STEPS**

- Install access equipment.
- Open sliding cowling and engine cowlings.
- Install engine cowling walkway assemblies.
- Move air intake stub frame forward.

**4 REMOVAL**

**NOTE :** Before disconnecting the MGB/Engine coupling, check the tightening torque of tie bolts according to Work Card 63.10.00.602, paragraph 2.1. During this uncoupling operation, mark the respective angular positions of both the splined flange and sleeve. If corrosion is detected on the sleeve, comply with the instructions stated in Work Card 63.10.00.602, paragraph 3.

- Turn the blades in such a way as to clear the working area above the engine.
- Connect safety rod (4).
- Disconnect :
  - . fuel flow control (8),
  - . inflatable seal P2-air supply pipe (1),
  - . bonding braids (13) and (16),
  - . P2-air bleed hose (5) at the air bleed sensor,
  - . fuel feed line (7),
  - . cables (2) at starter terminals, and cleats (3),
  - . connectors (15) aft of junction box (14),
  - . engine flushing line (24) from quick-disconnect union (27).
- Remove the engine compartment upper heat shield (10).
- Remove the hardware securing the engine-MGB coupling tube :
  - . (PRE MOD. 07.52316), tie-bolts (11) and washers (12) (Figure 2) (DETAIL C),
  - . (POST MOD. 07.52316), tie-bolts (29) (Figure 2) (DETAIL C1).
- Move the engine forward until the auxiliary engine mounts (17) and (26), come into contact with plates (18) and (25).
- Disconnect mounting links (21) on engine side : safety pins (19), nuts (23), washers (22) and bolts (20).
- Install the hoisting sling on the engine and install the portable crane according to Work Card 07.30.00.301.
- Secure the mooring ropes to the engine.
- Disconnect safety rod (4) and move the engine against its forward stop on the guide plate.
- Remove the engine. In so doing, be careful not to hit the firewalls.
- Guide the engine with the help of the mooring ropes.
- Place the engine on its support mount.
- Remove the mooring ropes :
- Support the BENDIX coupling shaft.
- Install the blanks on both the engines and the aircraft.
- Clean the engine deck and engine mounts with White Spirit.

R  
R  
R  
R

**NOTE :** If the engine is not to be returned to the manufacturer, remove :

- the inflatable seal flange (28),
- the bleed valve seal (6),
- the protection boot from the starter terminals.

5 INSTALLATION

**CAUTION** : BEFORE INSTALLATION, CHECK THAT THE BENDIX COUPLING SHAFT IS CLEAN.

**NOTE** : For engine replacement :

- install and adjust inflatable seal flange (28),
  - install seal (6) on the bleed valve,
  - install the protection boot on the starter terminals.
- When connecting the MGB/Engine coupling, ensure the angular positions of the splined flange and sleeve marked during removal.
- Check the cleanliness of the engine deck and the MGB input flange.
  - Lubricate the threads of tie-bolts (11) or (29) with oil. R
  - Coat the splines of the MGB input 23,000 rpm pinion with a fine, even layer of Molykote "G rapid plus" using an aerosol.
  - Install the mooring ropes.
  - Attach the hoisting sling to the engine and connect it to the hook on the hoisting device.
  - Remove engine and MGB blanks.
  - Check that the feed through conduit is fitted on the MGB casing.
  - Position the engine on the deck with auxiliary engine mounts (17) and (26) bearing on plates (18) and (25), in the engine "forward" position.
  - Move the engine rearward until links (21) can be connected and install bolts (20).
  - Connect safety rod (4).
  - Move the engine rearward against the 23,000 rpm flange on the MGB.
  - Secure the MGB/engine coupling tube (9) to the MGB casing :
    - . (PRE MOD. 07.52316) washers (12) and tie-bolts (11) (Figure 1) R
    - (DETAIL C), R
    - . (POST MOD. 07.52316), tie-bolts (29) (Figure 2) (DETAIL C1). R
- NOTE** : Washer (30) can rotate freely relative to head of tie-bolt (29). R
- Torque and lock the tie-bolts. R
  - Fit washers (22) on bolts (20).
  - Run nuts (23) up into contact with washers (22) :
    - . if one of the slots in the nut coincides with the hole in bolt (20) (possible to fit a cotter pin), tighten nut until the next slot coincides with the hole (1/6 turn), this ensures torque load "a",
    - . if none of the slots coincides with the hole in the bolt, tighten the nut until the next slot coincides with the hole, this ensures torque load "b".

R

- Install pins (19).
- Install engine compartment upper heat shield (10).
- Remove the hoisting sling and the portable crane.
- Disconnect safety rod (4).
- Check clearance between mounts and plate mating plane extension :
  - . at front, clearance J = 2.5 mm (DETAIL A),
  - . at rear, clearance J' = 1 to 2 mm (DETAIL B),
  - . adjust mounts (17) and (26) if necessary,
  - . in no circumstances should an interference exist between the mounting surface extension and the engine mount.
- Install bonding braids (13) and (16).
- Connect :
  - . connectors (15) at the rear of junction box (14),
  - . cables (2) to the starter terminals and cleats (3),
  - . P2 air supply line (1) to the inflatable seal,
  - . fuel feed line (7),
  - . fuel flow control (8),
  - . flushing line (24) on quick disconnect union (27).
- Connect P2 pressure connection (5) :
  - . check that the seal is present,
  - . check that there is no interference with the other pipes.
- Adjust the position of bleed valve seal (6) :
  - . loosen seal (6) fully,
  - . remove the engine cowling walkway assembly and close and open the engine cowling,
  - . tighten the clamp.
- Check the adjustment of the fuel flow controls as per Work Card 76.10.00.501.
- Check the concentricity of the air intakes as per Work Card 53.50.00.501, paragraph 2.3.

R

## 6 FINAL STEPS

- Remove hoist.
- Move air intake stub frame into position and lock.
- Remove engine servicing platform, then close :
  - . engine cowlings,
  - . sliding cowling.
- Check :
  - . carry out ground run test,
  - . vibration level check on 23,000 rpm (Work Card 63.20.00.501).
- The torque load of the engine-to-MGB attachment bolts (Work Card 63.10.00.602, para 2.1), at the intervals prescribed in the Master Servicing Recommendations (PRE).
- Perform a check flight according to Flight Manual (PMV) chapter 8.3.

R

R

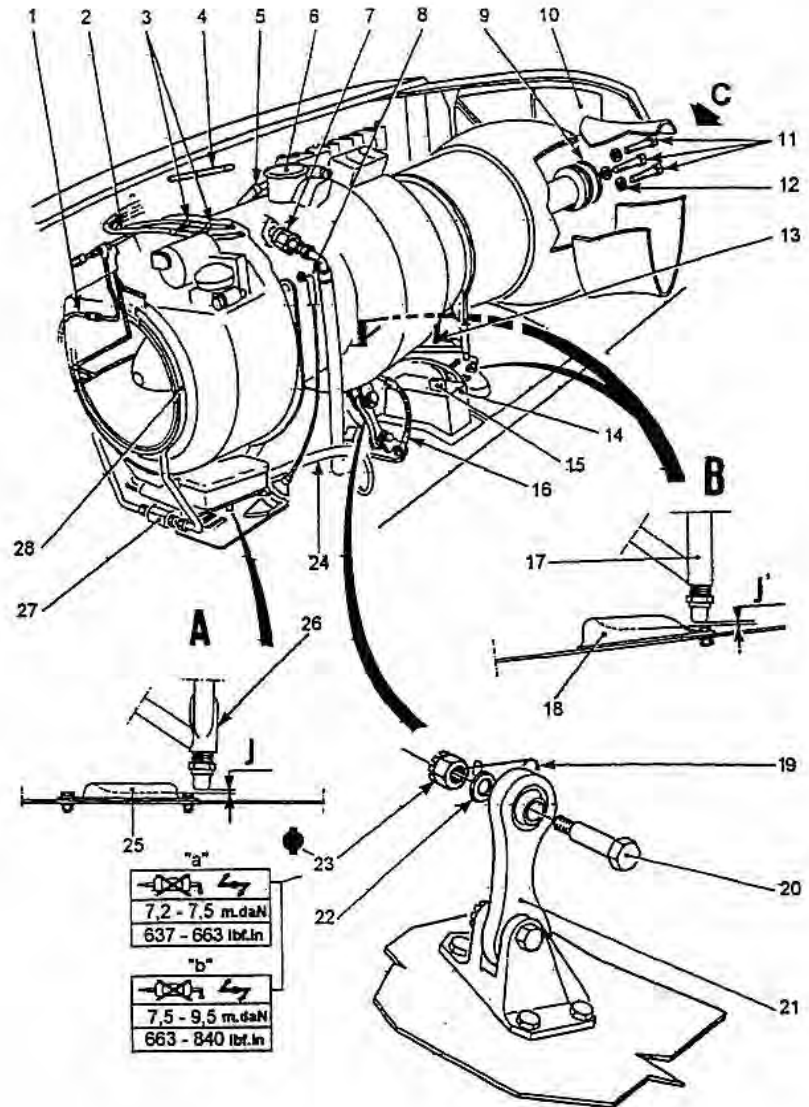


332

71.00.00.401

95-12

Fig. 1

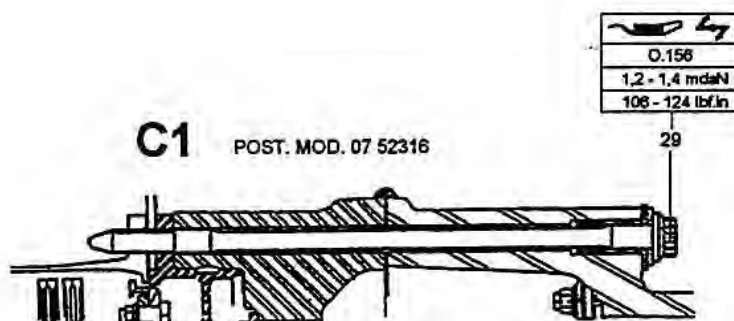
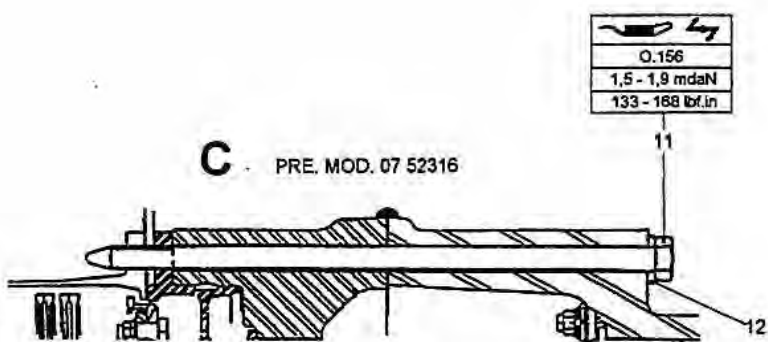


332

71.00.00.401

96-04

Fig. 2



A/C Type: <b>AS332</b>	A/C Reg:	Interval: <b>Dependent</b>		<b>HELIKOPTER SERVIC</b>
Main Task: <b>ENGINE REMOVAL - INSTALLATION.</b>				Maintask number: <b>72</b>
Zone: <b>100</b>	Shop: <b>133</b>	Mtoss: <b>A00</b>	ATA: <b>7100</b>	Page-number: <b>1 of 1</b>

	Subtask No.	Doc. ref. info.	Sign
<b>REMOVAL OF ENGINE.</b>	<b>478-03</b>	<b>T &lt; 70° add.</b>	
1 Preserve Engine iaw MEM 71.00.701, page 3/9, if it is planned to be stored more than 3 days.		MEM 71.00.701 <i>WD 48</i>	
2 Perform check of play in Liaison Tube iaw MEM 72.51.601 and record value: <i>6.5 mm</i>	<i>0.0</i> MM	MEM 72.51.601	
3 Before disconnecting the MGB-Engine Coupling, check the tightening torque of Tie Rod Bolts iaw MET 63.10.00.602, para. 2.1 and record value. Left Upper: <i>135</i> Right Upper: <i>105</i> Lower: <i>105</i> During this uncoupling operation, mark the respective angular positions of Splined Flange and Sleeve.		MET 71.00.00.401 MET 63.10.00.602 MTC 20.07.03.401	
4 Unscrew Tie Rod Bolts. Push engine forward. Connect Safety Rod. Disconnect forward Mount Links from engine.		MET 71.00.00.401	
5 Disconnect the following items: Throttle Control, P2 Hose supplying Inflatable Seal, 2 ea Bonding Braids, P2 Supplying Hose from compressor (seal follow engine), Fuel Supply Hose, Cables from Starter Terminal (install bolts and spacers on engine) Connectors from Junction Box and Engine Washing Hose. Blank off "P2 supply" on Engine and in Engine Compartment.		MET 71.00.00.401	
6 Remove Engine using sling. Take care not damaging Firewall or Bendix Shaft.		MET 71.00.00.401	
7 Put Engine on a Stand. Install Blankings on engine as required.		MET 71.00.00.401	
8 Remove Inflatable Seal on Engine Inlet, if engine is not to be installed on a helicopter.		MET 71.00.00.401	
9 Remove Seal on Bleed Valve, if engine is not to be installed on a helicopter.		MET 71.00.00.401	

A/C Type: <b>AS332</b>	A/C Reg:	Interval: <b>Dependent</b>		
Main Task: <b>ENGINE REMOVAL - INSTALLATION.</b>				Maintask number: <b>72</b>
Zone: <b>100</b>	Shop: <b>133</b>	Mtoss: <b>A20</b>	ATA: <b>7100</b>	Page-number: <b>1 of 1</b>

	Subtask No.	Doc. ref. info.	Sign
<b>INSPECTION BEFORE INSTALLATION.</b>			
	<b>479-03</b>		
1 Perform visual inspection of Support Links and Bolts, upper and lower for play and condition. Clean and perform visual inspection of Engine Deck, Mating Surfaces, Attachments and Components for condition.		MET 71.00.00.401 MET 71.00.00.601	
2 Perform visual inspection of Tie Rod Bolts iaw MET 63.10.00.602, para. 3.1.		MET 71.00.00.401 MET 63.10.00.602	
3 Clean and perform visual inspection of Input Sleeves on MGB for fretting corrosion.  <b>NOTE: If new MGB, new Sleeve on MGB Input or Bendix Shaft is installed, measure diameter on Input Plain Splines, and diameter on Bendix Coupling inside Splines iaw MET 63.10.00.602.</b>		MET 71.00.00.401 MET 63.10.00.602	
4 Perform Sleeve Concentricity check by rotating Tail Rotor Shaft with a Measure Dial on the Sleeve iaw MET 63.10.00.602, para. 5.  <i>0,07mm</i>		MET 63.10.00.602	
5 Spray an even film of Molicote G Rapid+ on Sleeves. Install O-Ring, P/N MS 9388-133 on Sleeve, if removed.		MET 71.00.00.401 MET 63.10.00.602	
6 Clean and perform visual inspection of Bendix Shaft Flange with Splines iaw MET 63.10.00.602, para. 4.1. Spray an even film of Molycode G Rapid+ on Splined Flange.		MET 71.00.00.401 MET 63.10.00.602	
7 Check for correct position of Exhaust Nozzle, Oil Filler Cap, Exhaust Nozzle Drain and Blank Plate.  INFO: Bendix Shaft removal-installation MET 63.10.00.401. Liaison Tube removal-installation MEM 72.51.401.  <b>NOTE: It is required to use long exhaust pipe when heatshield is removed from sliding cowling.</b>		MET 71.00.00.401	
8 Perform visual inspection of Liaison Tube with NTL Harness and Heat Shield for condition and clamping.		MET 71.00.00.401 MEM 72.51.401	

A/C Type: <b>AS332</b>	A/C Reg:	Interval: <b>Dependant</b>		
Main Task: <b>ENGINE REMOVAL - INSTALLATION.</b>				Maintask number: <b>72</b>
Zone: <b>100</b>	Shop: <b>133</b>	Mtoss: <b>A40</b>	ATA: <b>7100</b>	Page-number: <b>1 of 2</b>

	Subtask No.	Doc. ref. info.	Sign
<b>INSTALLATION OF ENGINE.</b>	<b>480-03</b>		
1 Install inflatable Seal on Engine Inlet and Seal on Bleed Valve, if not installed.		MET 71.00.00.401	
2 Install Sling and hoist Engine into place on Auxiliary Supports. Take care not damaging Firewall and Bendix Shaft.		MET 71.00.00.401	
3 Install Support Links with Bolts and Washers and torque iaw MET 71.00.00.401. Install Locking Pins.		MET 71.00.00.401	
4 Lubricate Tie Rod Bolts with O.156 Oil. Line up angular marks (if same engine and shaft and MGB is installed) and Couple Engine to MGB and torque Bolts iaw MET 71.00.00.401. Wire lock Bolts. Remove Sling.  <b>NOTE: If the temperature is below +10C, heat the Bendix Shaft Splined Flange and the O-Ring on Sleeve to approximately +30C with a Heat Gun before assembly.</b>		MET 71.00.00.401	*
5 A. Pre-mod 332A07.22.576 (not adjustable supports): Check clearance between Support Plates and Auxiliary Supports. Front 11 +/- 2 mm. Rear 5 +/- 2 mm.  B. Post-mod 332A07.22.576 (adjustable supports): Check clearance between Support Plates and Auxiliary Supports. Front 11 +/- 2 mm. Rear 1 + 1 - 0 mm.		MET 71.00.00.401	
6 Install 2 ea. Bonding Braids.		MET 71.00.00.401	
7 Clean 3 ea Electrical Connectors (male and female) with CO Cleaner. Install 3 ea Electrical Connectors.			
8 Install Starter Cables.		IPC 80.10.10 MEM IPC 80.10.01	

A/C Type: <b>AS332</b>	A/C Reg:	Interval: <b>Dependent</b>		<b>HELIKOPTER SERVICE</b>
Main Task: <b>ENGINE REMOVAL - INSTALLATION.</b>				Maintask number: <b>72</b>
Zone: <b>100</b>	Shop: <b>133</b>	Mtoss: <b>A40</b>	ATA: <b>7100</b>	Page-number: <b>2 of 2</b>

	Subtask No.	Doc. ref. info.	Sign
<b>INSTALLATION OF ENGINE.</b>	<b>480-03</b>		
9 Connect P2 Line with Seal and install Clamp. Lock Screws. Check Line for shafing with other components.		MEM IPC 72.10.01	
10 Install and wire lock Fuel Supply Hose.			*
11 Install and wire lock 2 ea Bolts for Throttle Control. Lubricate Rod End with Lubriplate and install Rod End to Fuel Control and wire lock.			*
12 Install Hose for Engine Washing.			
13 Install Hose to Air Intake Inflatable Seal.		IPC 30.20.15	
14 Perform check and set of FCU iaw MEM 73.20.503. <i>Kam.</i>		MEM 73.20.503	
15 Check Fuel Flow Control setting iaw MET 76.10.00.501.		MET 76.10.00.501	*
16 Check Throttle for free travel and friction load on middle of Lever iaw MET 76.00.00.601.		MET 76.00.00.601	*
17 Bleed Fuel Control iaw MEM 73.00.201.		MEM 73.00.201	
18 Check and adjust Bleed Valve Seal to Engine Cowling.			
19 Check Air Intake concentricity iaw MET 53.50.00.501, para. 2.2.		MET 53.50.00.501	
20 Check Oil Level. Refill as necessary.			
21 Remove all Tools. Inspect Air Intake / Exhaust Nozzle for cleanliness and foreign objects. Close Cowlings.			

A/C Type: <b>AS332</b>	A/C Reg:	Interval: <b>Dependant</b>	
Main Task: <b>ENGINE REMOVAL - INSTALLATION.</b>			Maintask number: <b>72</b>
Zone: <b>100</b>	Shop: <b>133</b>	Mtoss: <b>A70</b>	ATA: <b>7100</b>

HELIKOPTER SERVICE

Page-number: 1 of 1

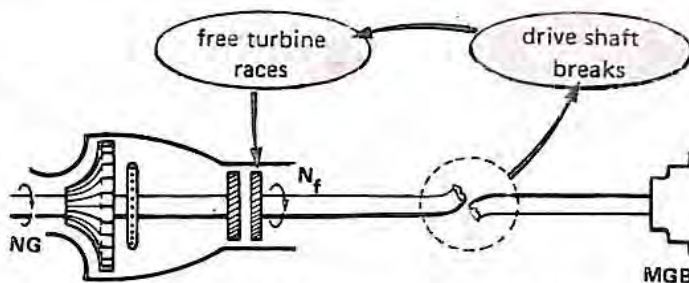
	Subtask No.	Doc. ref. info.	Sign
<b>CHECK AFTER INSTALLATION.</b>	<b>481-03</b>		
1 Perform Engine Recovery Wash iaw MEM 71.00.701, if preserved.		MEM 71.00.701	
2 Perform Ground Run for 5 min with Throttle in Flight position.  With Throttle in Flight position turn Booster Pumps off and check that engine does not flame out.  Perform Rundown Time Check iaw MEM 71.00.03, para. 5 and record value: <u>2</u> Min <u>25</u> Sec		MEM 71.00.03	
3 Perform measurement of vibration level at 23000 RPM Input Shaft iaw MET 63.20.00.501 and record value: <u>0.08</u> IPS		MET 63.20.00.501	
4 Perform inspection of all (5 ea) Magnetic Plugs after Ground Run.		MEM 79.20.405	
5 Check MET 05.21.00.201, HS revision 340 for Flight Test Requirements and HS revision 311 for Maintenance Requirements after installation of Engine.		MET 05.21.00.201	

14.12 - «FREE TURBINE OVERSPEED» SAFETY SYSTEM CONTROLS AND DISPLAYS

14.12.1. «FREE TURBINE» OVERSPEED SAFETY PRINCIPLE

1 Need for «Overspeed» Safety

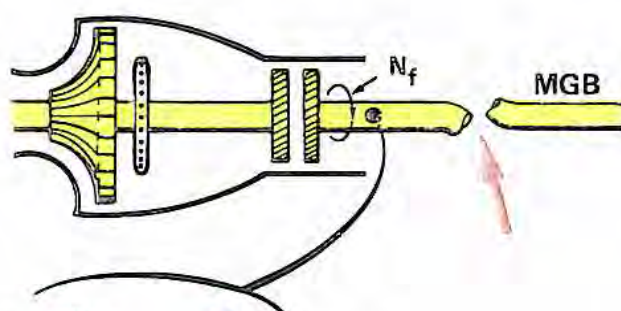
Should the engine-to-MGB drive shaft break, the free turbine rotating with no load races, and under the effect of very high centrifugal forces is likely to burst. Since the pilot does not have time to react or even realize what is happening, a safety system automatically and immediately shuts down the engine when the free turbine speed reaches 120 % of its nominal speed, i.e. 27 400 rpm (nominal speed : 22 850 rpm).



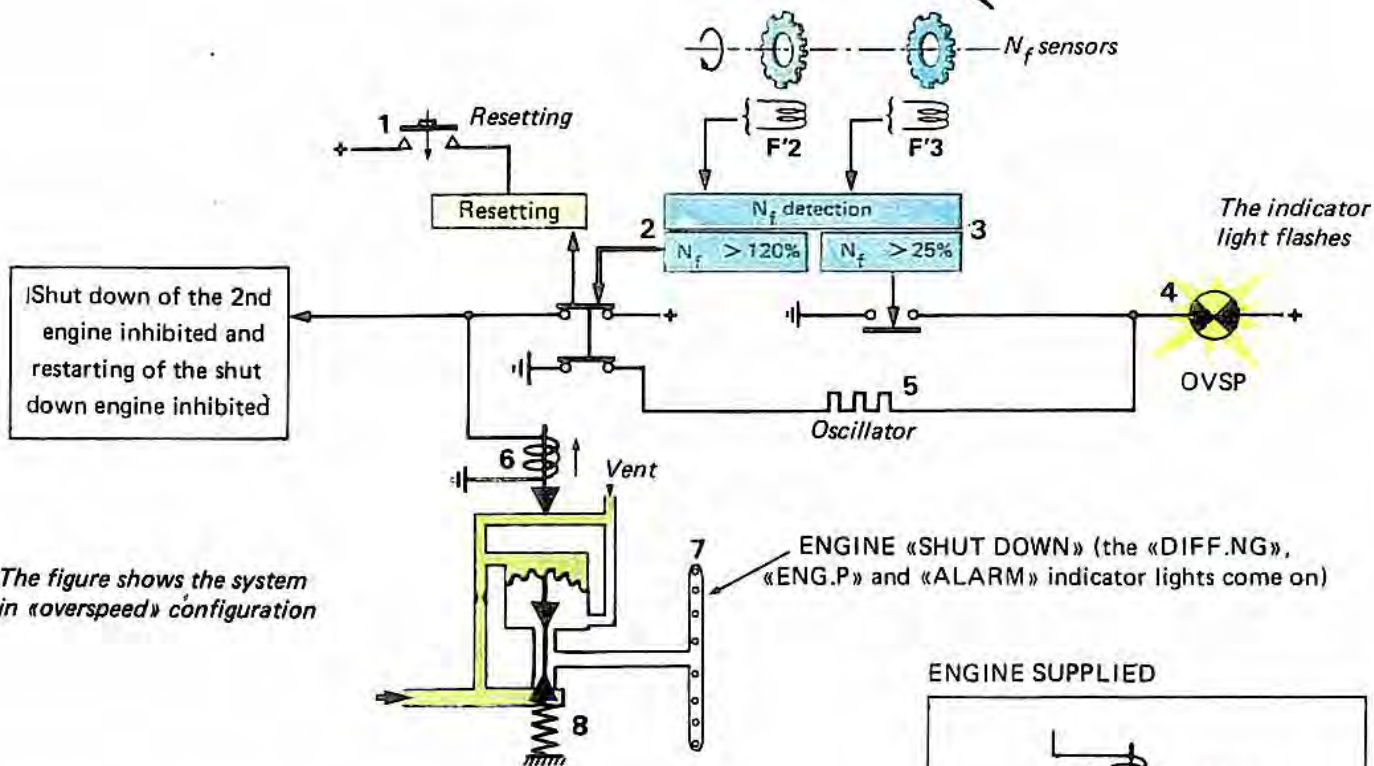
ENGINE AUTOMATICALLY SHUT DOWN FOR  $N_f$  120 % OF NOMINAL  $N_f$

2 «Overspeed» Safety System Operating Principle

When the  $N_f$  reaches 120 %, the detection logic (2) closes the engine solenoid valve (6) circuit, the solenoid valve opens, causing the bleed and overspeed valve (8) to close : fuel is cut off (injection wheel (7), is no longer supplied) THE ENGINE STOPS.



Moreover, logic (2) closes the indicator light (4) circuit via an oscillator (5) (the indicator light flashes) and inhibits the shutting down of the second engine and restarting of the engine shut down.

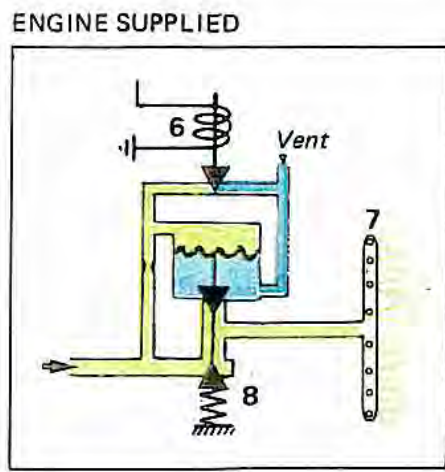


The figure shows the system in «overspeed» configuration

Resetting. When the system has operated, logic (2) remains locked. Once the failure has been corrected, the system must be reset : actuate resetting push-button (1)

Automatic Testing of the  $N_f$  Detection Circuits. As soon as the power system is energized, indicator light (4) should come on (and not flash). It should go out during the starting phase, when the  $N_f$  reaches 25 % (Action of logic 3).

System Control Test (Refer to next page).





14.12.2. «FREE TURBINE» OVERSPEED SAFETY SYSTEM (Figure on page opposite)

- 1 - Resetting pushbutton
  - 2 - Oscillator
  - 3 - Overspeed solenoid valve
  - 4 - Injection wheel
  - 5 - Bleed and overspeed valve
  - 6 - Test pushbutton
  - 7 - Test logic circuit
- 36K1-36K2 - Engine electronic units  
 49K1 - Engine 1 «starting» control relay  
 L1-L2 - «Nf > 25 %» detection logic circuits  
 L3-L4 - «Nf > 120 %» detection logic circuits  
 S1-S2 - Overspeed solenoid valve control bistable relays  
 T - Indicator light control transistor for Nf < 25 %  
 V1-V2- Control relays Nf > 120 %
- There are also 4 indicator lights :
- OVSP.1 and OVSP.2 - These lights are lit continuously for Nf < 25 % and they flash if the overspeed system has operated
  - NORM. - «System correct» test indicator light
  - FAIL. - «System failed» test indicator light

- inhibits the excitation of engine 1 starting relay (49K1 (it cannot be re-started after overspeed)
- closes the OVSP.1 indicator light circuit via an oscillator (2) : THE INDICATOR LIGHT FLASHES.
- places the base of transistor T out of circuit. T is jammed.

NOTE :

① Operation on OVSP.1 indicator light automatic testing : as soon as the aircraft power system is energized transistor T is polarized (S1 in «rest» position) it conducts the indicator light comes on (logic circuits L1 and L2 are closed) and remains lit until Nf > 25 % when logic circuits L1 and L2 open. Illumination of the indicator light and extinction for Nf > 25 % indicate that the Nf detection circuits are operating correctly.

② Relay S1 is bistable. When energized it remains locked in «working» position. The system must be reset by pressing pushbutton (1) which energizes the relay in the opposite direction, returning it to «rest» position.

③ System Testing. The test logic (7) supplies 2 oscillators the frequency of which is greater than that of the «120% Nf» threshold and starts the following sequence resetting overspeed test, mutual monitoring test of 2 circuits (shut down of an engine inhibited when the other engine is already shut down).

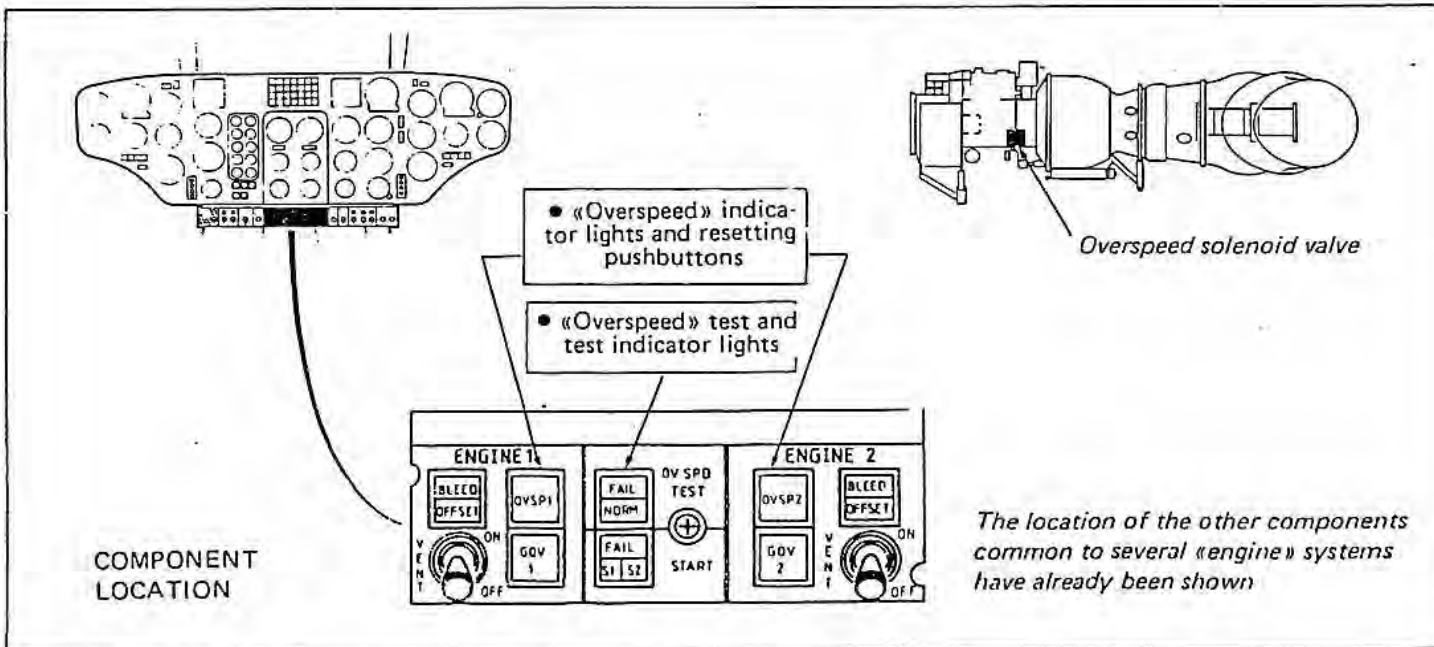
SYSTEM OPERATION

The operation is simple and has already been explained. Take, for example, overspeed on engine 1 :

- Logic circuits L3 and L4 close relay V1 circuit (Relay circuit V1 passes via the rest contacts of engine 2 relays S2 and V2).
- V1 in «working» position energizes relay S1, which trips to «working» position, and :
  - supplies solenoid valve (3) : fuel cut off - Engine shut down
  - inhibits the excitation of relay V2 (engine 2 cannot be shut down in the event of overspeed on this engine)

When pushbutton (6) is pressed :

- The system operates correctly if :
  - the NORM indicator light comes on
  - both OVSP indicator lights flash twice then remain lit continuously.
- The system has failed if :
  - the FAIL indicator comes on. In this case, one of the OVSP lights flashes indicating the failed system.





## ACCIDENT LN-OPG - AS 332 L1 S/N 2344

### COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL REPORT

#### Comments outline

##### Introduction

##### Comments:

The sections in the Conclusion and Recommendations have been grouped together to present Eurocopter comments according to the following themes:

- The Aircraft
- Maintenance (Publication & NDT process)
- 8000 rpm Wheel wear & Vibration
- Failure process & crack propagation
- Hard metal coating (Technology & Process quality)

COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL  
 REPORT

## INTRODUCTION

The Conclusions and Recommendations contained in the AAIB/N preliminary report were derived from the analysis discussed in this report, consequently Eurocopter will restrict itself to making comments about the points in the Conclusion and Recommendations.

Eurocopter will only make comments on points of disagreement or points for which an additional degree of clarification is necessary.

## COMMENTS

### The Aircraft

§ 3.1.2 I) "The OVSP light was located in such a position that it could be difficult to detect and to differentiate it from other information lights in the cockpit".

#### **Eurocopter position (EC):**

- The overspeed Amber light is a light which allows the crew to detect, after the event, the origin of a malfunction. There is no immediate corrective action to take. As the information given has no priority the light has been located together with the other engine auxiliary information. The light remains on, blinking, until the end of the flight.

### Maintenance

§ 3.1.3 e) "The maintenance instructions, MET 63.10.00.602, do not make it mandatory to inspect for wear or other damage on the splines, ....."

#### **EC:**

- The WC 63.10.00.602 called by the MSR (PRE) in the chapter "Airworthiness limitations", was introduced by the mandatory SB 63.21, itself covered by an Airworthiness Directive. By the way, the requested inspection becomes mandatory.
- In the § 3.3 of the WC, it is requested to check if there is "Fretting Corrosion marks, wear or scratches which are not removable by sanding". This check concerns the entire sleeve and leads to the change of it when presence of Fretting Corrosion, wear or scratches:  
In the § 4.1, It is requested to "check the condition of the splined flange".
- **Conclusion**  
**Eurocopter is of the opinion that inspect for "Fretting Corrosion, wear or scratches" and "check the condition of splined flange" covers the "inspection for wear or other damage" on splines either on sleeve or flange.**

COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL  
 REPORT

§ 3.1.3 h) "Eurocopter France has not been consistent in describing or assigning names to parts of the helicopter. Because of this, the same part may have several different names depending on where it is mentioned."

**EC:**

- The reference for name is the drawing. This name is recaptured by the IPC (Illustrated Parts Catalogue), MET or MMA and (Maintenance Manual) and MRV (Overhaul Manual). This is an Eurocopter rule in force in the publication. However, in case of synonyms used through the translation process, each word is used in a restrictive context and cannot be a source of errors.

§ 3.1.3 l) "The inspection requirements with regard to wear on the 8000 rpm wheel, as stated in the MRV, are insufficient to weed out examples that subsequently prove to be the cause of undesired vibrations in the MGB"

§ 4) "In collaboration with the civil aviation authorities in France, the NCAA should direct Eurocopter to revise the overhaul criteria for the input pinion and the 8000 rpm wheel on the AS332L1"

**EC:**

- The inspection requirements regarding the wear of the 8000 rpm wheel teeth is of the same standard than any of the other Eurocopter product gears or competitors gears. The general inspection rule during an overhaul consists to perform a visual check and, if a discrepancy is found, a dimensional check.
- The type of wear observed, time to time, on the 8000 rpm wheel teeth is unusual because it is a shiny pattern instead of a pitting or spalling pattern generally observed on gear teeth and more easily detectable. This wear is generated by the dispersion of roughness of the 23000 rpm pinion.  
**It has been demonstrated by test that the vibration generated by this wear has no influence on the 23000 rpm splined sleeve behaviour**  
 In order to improve the reliability, to get the benefit of the new MK II technology and to avoid the inspection difficulty, as an overhaul centre is not equipped with the measuring machine to check the tooth profile, Eurocopter has decided to ask overhaul centres to retrofit the MGB MK I with the nitrided wheel (more resistant to wear) in service on the MKII. It has been also requested to send back to EC a certain race of 23000 rpm pinion in order to check the teeth roughness.

## COMMENTS ON THE CONCLUSION &amp; RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL REPORT

§ 4) "In collaboration with the civil aviation authorities in France, the NCAA should direct Eurocopter to revise the maintenance requirements for the splined sleeve and the splined flange on the AS332L1"

**EC:**

□ Eurocopter has already taken several steps of maintenance presentation improvements starting in 1998. These include reorganisation of the WC 62.10.00.602 and the update of the mandatory SB which brings more details. A modification has been issued to render the sleeve and flange serialised in order to facilitate the monitoring on a log card.

§ 4) "In collaboration with the civil aviation authorities in France, the NCAA should assess whether to direct Eurocopter to draw up a plan for increasing the user-friendliness and clarity of the maintenance programme and the information provided by the factory.

**EC:**

□ EC has already modified the relevant publication in order to improve the clarity of the maintenance program and introduced the issue of new documentation update by Letter-Service to increase its user-friendliness:

□ N° 1385-63-99 which purpose is to inform the operators about the update of the maintenance. It gives a detailed sum-up of the 23000 rpm MGB inputs and Bendix shaft maintenance.

□ N° 1455-63-00 which purpose is to inform the operators about the modifications introducing the serialised splined sleeve and flange in order to facilitate the monitoring of these parts.

§ 3.1.3 f) « The AAIB/N believes that the described NDT-method has weaknesses and limitations in its capability to detect small cracks in the surface coating »

**EC:**

- The recommended inspection method by fluorescent dye penetration complies with aeronautical maintenance practice. It does not have any weakness related to detection of small cracks including on a "Flame plating" coated surface.
- Among the different "NDT" method, the fluorescent dye penetrant is the best adapted method to the part morphology and to the in line maintenance type.
- It requires thorough cleaning of the part before it can be done. Cleaning implies a visual examination which, for the splined sleeve, enables detection of wear on the splines; wear being a preliminary step before crack initiation.

## 8000 rpm wheel

§3.1.2 i) p156 " IHUMS information from several of the company's helicopters was analysed after the accident. This showed that LN-OPG had a gearbox with a vibration pattern which was different, in significant respects, from what might have been expected on the basis of past experience."

§ 3.2. b) p160 "The main gearbox M170 had a nonconformity in the vibration pattern recorded by HUMS in relation to other equivalent MGBs in the company's fleet. A similar vibration pattern was recorded from MGB nos. M136 and M665 (with parts from LN-OPG and MGB no. M136). The AAIB/N has not done any further examination of the effects of these vibrations, and cannot draw any final conclusion from this. Consequently these non conforming vibration patterns cannot be linked directly to the accident as a causal factor"

§ 4. P164 "In collaboration with the civil aviation authorities in France, the Norwegian Civil Aviation Authority should direct Eurocopter to implement a project to map out any connections which might exist between vibrations occurring in the main gearbox and loadings occurring in the drive train between the engine and the main gearbox"

### EC:

- The specific feature of the vibrational signature of main gearbox M170 (38 omega phenomenon) is caused solely by wear of the 8000 wheel teeth. This phenomenon has been observed on aircraft in the Super Puma fleet for many years. It occurs at a frequency of 5000 Hz, and therefore cannot be detected using conventional maintenance means (Chadwick, etc.), but it can be displayed very well with current HUMS systems
- No link between the vibration signature in 38 omega and an overload on the sleeve flange coupling has been evidenced through all the investigations carried out (modelling and measurements).
- Furthermore, several worn wheels have been identified with sleeves in good condition. A recent example is main gearbox M197 (installed at NHS) that continued for more than 2000 hours with a worn wheel and on which several sleeves installed one after the other showed no signs of abnormal wear (disassembly for inspection of the sleeve performed every 500 hours by NHS).

### Conclusion:

**This "non conformity" in the vibration pattern, recorded by HUMS on the MGB M170 is not a contributory factor to the splined coupling failure.**

COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL  
 REPORT

## Failure process

§ 3.1.4 a) "It has not been possible to determine with certainty why the R/H splined sleeve on LN-OPG began to crack."

§ 3.2. c) "The R/H splined sleeve did not have the prescribed O-ring and this contributed to an increase in the freedom of movement between the splined flange. However, it seems evident that the fatigue cracks in the splined sleeve did not initiate as a result of a missing O-ring, but that the subsequent crack propagation in the splined sleeve may have been hastened by this deficiency."

### EC:

- A number of investigations were carried out based on the results of examinations performed on parts on which accidents had occurred, analyses of incidents in 1984-1987 and the analysis of similar incidents in Sweden and Japan:
  - calculation of the fatigue strength to determine necessary and sufficient conditions for splines failure
  - bench tests of the main gearbox: confirmation of the kinetic behavior of the splined coupling and the wear phenomenon
  - tests on aircraft, to perform vibrational measurements on the complete dynamic system consisting of the main gearbox - shaft - engines
  
- These investigations have permitted to set up the failure process, the influence of the various factors on the splined coupling and the failure history. The fact that there is no O-ring enables an angular movement in the splined link 50% greater than the movement in a splined assembly at the maximum wear removal criterion. The lack of the O-ring generates dynamic stresses in the splines and an abnormal wear rate that affects the strength of the part. The combination of these two phenomena, loss of strength and dynamic stresses, is a deciding factor in the splines crack initiation and propagation.

### Conclusion:

**The lack of the O-ring is an essential factor in the failure process.**

The conclusion of this analysis is consistent with past experience. The removal of the O-ring in the assembly following the modification in 1985 quickly led to in-service cracks in the sleeve similar to the LN-OPG case (the Sealand AS332 L2016 & the Helikopter Service AS332 L2073 aircraft). Modification AMS 52.297 (01.86) was immediately implemented to reintroduce the O-ring in the assembly (Mandatory SB 63.21 dated 86.04 - Airworthiness Directive No. 23).



COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL  
 REPORT

§ 3.1.4 e) p 158 "The splined flange began to crack on 31 August 1997, approx. 62 flying hours before the accident"

§ 3.2 e) p 161 "Based on the material available, the AAIB/N believes that a series of fatigue cracks arose in the splined sleeve in question, during the period 121 to 62 flying hours prior to the accident. This corresponds to the period 22 to 31 August 1997. However, it is probable that the cracks began to form several dozen before 31 August".

**EC:**

- The DNV has evidenced, on the failure, three types of fatigue marks: Strongly marked stop lines, finer and numerous stop lines and fine striations.
- The DNV has retained the strongly marked stop lines to assess the crack propagation time. The EC and DNV results related to the mark counting on flange and sleeve are consistent.
- The EC experience in this field shows that, generally speaking, the fatigue ruptures showing these three kinds of fatigue marks are interpreted as follow:
  - the strongly marked lines are representative of the rotor stoppage cycles
  - the finer and numerous stop lines are representatives of the torque variation cycles
  - the fine striation are representative of vibratory fatigue cycles.
 This interpretation is confirmed by the Eurocopter laboratory investigations on Japan and Sweden similar incidents. In both cases the number of strongly marked stop lines are very well correlated with the rotor stoppage cycles.

**Conclusion:**

**Eurocopter considers that the strongly marked stop lines , in the LN-OPG case are representative of the rotor stoppage cycles.**

- **Based on the marks count, it is deduced that:**
  - the flange began to crack at 234 h. before the accident, namely at about 8/08/97 (a/c time: 7561 h.).
  - the sleeve began to crack not later than 201 h. before the accident, namely at about 12/08/97, at the latest (a/c time: 7594 h.).

**Consequently the sleeve was partially broken on the date of the NDT inspection (23/08/97). Please refer to the graph page 10/12.**

This chronology is consistent with the vibration history of the recorded signal on the engine side (1 Omega unbalance). The change in slope of the vibration signal that occurred shortly after this period from August 8-12 could correspond to the unbalance generated by the gradual loss of stiffness of the assembly (cracks propagation in the splined sleeve and flange)

Considering the demonstration elements above and experience acquired through HUMS systems, the absence of "step change" in the vibration level is not consistent with a disassembly and re-assembly operation needed to perform the "NDT inspection" of the 23 000 rpm coupling.

COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL  
 REPORT

§ 3.1.4 f) "The splined sleeve began to crack before the splined flange".

**EC:**

- The most probable assumption is that the brutal vibration increase on the 3 of September is due to the unbalance generated by the crack "opening" of the splined flange which allows, consequently and simultaneously, the crack "opening" on the sleeve because the flange forms a retaining cage around the sleeve. This implies that the crack "opening" on the sleeve occurred, at the latest, at the same time than the one on the flange.  
According to Eurocopter hypothesis about the crack propagation beach marks counting (120 on flange and 83 on sleeve) and the above considerations, Eurocopter cannot be sure which one occurs the first. (Please refer to the graph page 9/12)

§ 3.1.4 h) "There are no findings to indicate that the crack in the splined sleeve arose as a result of deficient lubrication"

**EC:**

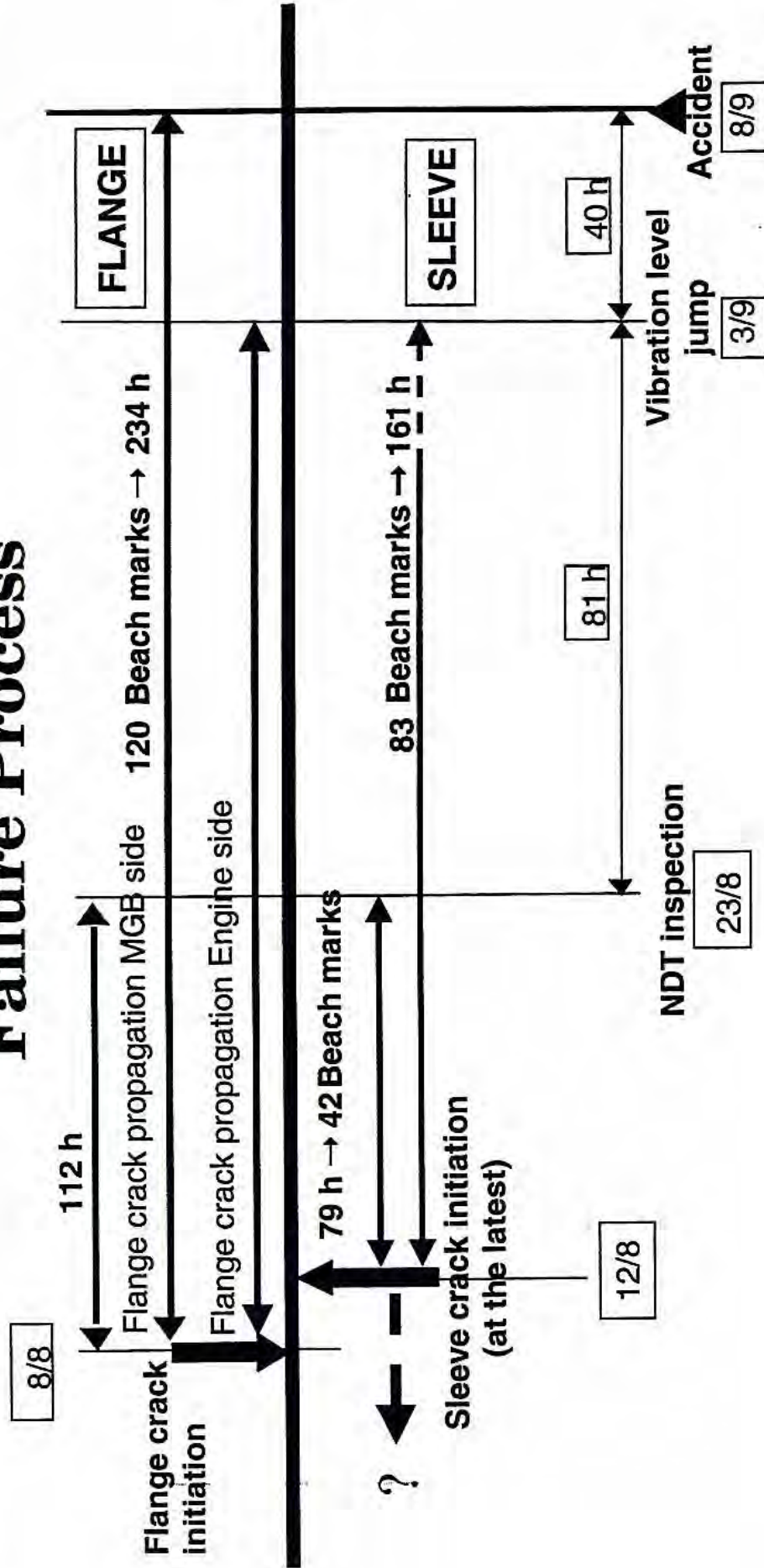
- It has to be also stated that there is no findings to eliminate the lubrication as a contributing factor in the wearing process as demonstrated in the Eurocopter test results summary already provided and discussed with AAIB/N.

§ 3.2 k) "The cracking of the splined sleeve gradually brought about the fracture of the Bendix shaft".

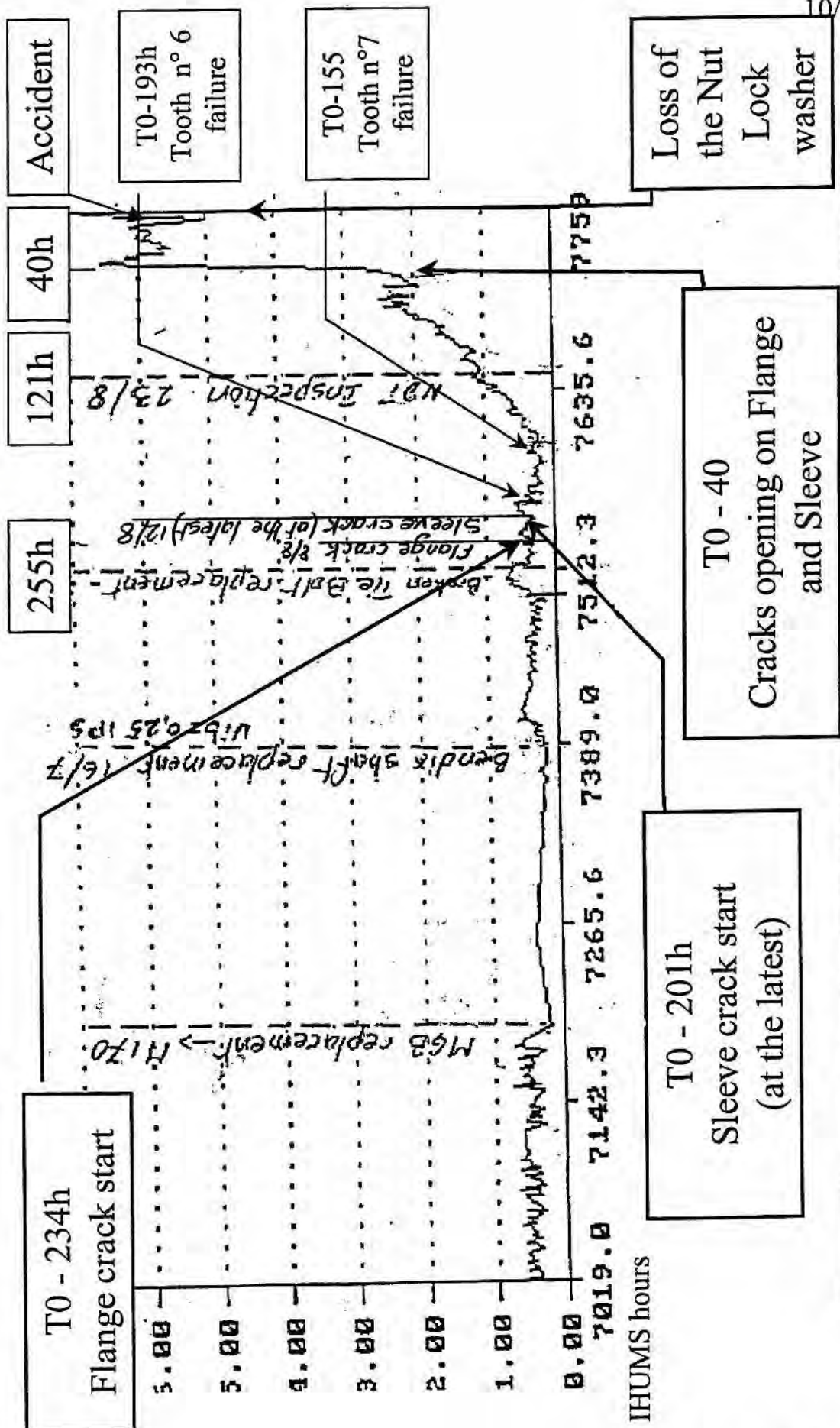
**EC:**

- The sequences of event are the following:
  - Wear has been initiated on the splined sleeve and flange by a powerful fretting process
  - Cracking process has been initiated due to the wear (stress concentration and lower fatigue resistance) under dynamic loads.
  - The cracking ended in opening the flange and sleeve which frees the nut lock washer. Then the nut lock washer fell, later on, inside the Bendix shaft
  - The unbalance thus created brought about the fracture of the Bendix shaft.

# Failure Process



**COMMENTS ON THE CONCLUSIONS & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL REPORT**



10/12

T0 - 201h  
Sleeve crack start  
(at the latest)

T0 - 40  
Cracks opening on Flange  
and Sleeve

"Ce document est la propriété d'EUROCOPTER, il ne peut être communiqué à des tiers et/ou reproduit sans l'autorisation préalable écrite d'EUROCOPTER et son contenu ne peut être divulgué". © EUROCOPTER 04/2001

## Hard metal coating

§3.1.2 c) " ECF chose to surface coat the splined sleeve with a type of plasma spray based on experiences gathered from completely different components used on other helicopter. It is the opinion of the AAIB/N that there is no comparison between these components and that the choice of coating is therefore not necessarily ideal"

### EC:

- The choice of the CWCO carbide plating was made based on experience with specific parts and tests to evaluate the behavior of mechanical helicopter parts under all usage cases:
  - tests on fretting fatigue test samples: the behavior demonstrated by these tests is excellent:
    - the behavior of the basic material without fretting is restored
    - the flame plating process is one of the best surface treatments currently known against Fretting Corrosion.
  - wear tests on disks rotating at high speed: CWCO is one of the best wear treatments at pressures of up to 1200 MPa (pressure significantly higher than the pressure on the splined sleeve): no significant wear observed.
  - wear tests of the cylinder / plan contact: It was demonstrated that wear, when it occurs, is gradual.

**CONCLUSION: CWCO plating is a surface treatment adapted to sleeve operating conditions; namely limitation or elimination of wear. The PRAXAIR company's carbide "flame plating" process is one of the most efficient.**

**EUROCOPTER uses the CWCO plating for areas subject to intense fretting and/or severe wear.**

**Experience on several types of parts has always demonstrated satisfactory behavior.**

**Consequently the EC choice is justified and is the best solution.**

§ 3.1.4 k) "The hard metal coating on the splined sleeve contained grains of Tungsten carbide of a size equivalent to or greater than the thickness of the coating"

§ 3.2 a) "The investigation has proven that the hard metal coating on the R/H splined sleeve did not comply with the specifications in several areas. In combination with several scratches in the coating, this reduced the wear resistance of the coating to a significant extent".

### EC:

- It is correct that a detailed metallographic examination with a large magnification of the carbide coating on sleeves can locally demonstrate some differences concerning the porosity level, or small separations, or a thickness variation. On the other hand, the change in the size of carbides is normal, considering the size grading of the powder used.

COMMENTS ON THE CONCLUSION & RECOMMENDATIONS ON THE DRAFT OF THE FINAL  
 REPORT

- These differences can be observed particularly at the bottom and top of the splines, and are inherent to the coating process.  
Dispersion of a series production is very low, considering the frozen manufacturing and inspection processes. Differences identified by the DNV (as mentioned above and scratches on the coating surface) have also been observed on sleeves after operation for several thousand hours without any particular damage to the coating. These differences are within the normal dispersion of series production.  
Therefore, variations observed on the LN-OPG sleeve are therefore representative of the variations of the whole other sleeve population in use.
- In every splined coupling there is an intrinsic play which allows micro movements. If AAIB/N hypothesis is true, we should have wear on all the splined sleeve inspected during checks or overhauls.
- However, the in service experience on the sleeve hard metal coating is excellent. No sign of fretting corrosion is present on the splined sleeve entering the overhaul process each 3000 hours. We have several instances in which failure of the Bendix shaft diaphragms do not induced any damage on the splined sleeve. Further more, the condition of the splined sleeve related to "undesired" vibration cases, is very good. Not a single case of fretting corrosion or hard coating flake off have been reported from the fleet.  
The in service experience is based on a fleet flight time of more than 2 000 000 hours (4 000 000 hours on the splined sleeve)

**Conclusion:**

**The Praxair "Flame plating" process is suitable for this application.**

§4 "In collaboration with the civil aviation authorities en France, the Norwegian Civil Aviation Authority should direct Eurocopter to assess Whether the requirements for final production control of the splined sleeve on AS 332L1s are sufficient."

**EC:**

- The inspection procedure guarantees all the drawing characteristics and is sufficient to ensure conformity.  
This inspection is representative of a Safety Class 1 procedure.

MRSno.	nummer på vedlikeholdsoppgave i henhold til MRS
MRV	Eurocopter Overhaul Manual – overhalingshåndbok fra ECF
NCAA	Civil Aviation Authority Norway – Luftfartsverket (Nå Luftfartstilsynet)
NDT	Non Destructive Testing
Nf	turtall på kraftturbinen – speed on turbine
Ng	turtall på gassgenerator – speed on gas generator
NIL	intet (om vær)
NM	Nautical Mile(s) – nautisk(e) mil
Nm	Newton meter
Nr	turtall på rotor – speed on rotor
OC	On Condition – vedlikeholdsprosess
OSC	On Scene Commander
OSM	Optical Stereo Microscope – optisk stereomikroskop
OVSP	overspeed – for høyt turtall/fart
P	Planning - planlegging
PFC	Pre Flight Check
PM	Procedures Manual – prosedyremanual
PM-L	Procedures Manual Logistic – prosedyremanual logistikk
PM-MR	Procedures Manual Maintenance Records
PM-TD	Procedures Manual Technical Data
PRE	fransk betegnelse for Master Servicing Recommendation - vedlikeholdsprogram
RA	Rain – regn
RADZ	Rain/Drizzle – regn/yr
RH	Right Hand – høyre
ROV	Remotely Operated Vehicle
RPM	Revolutions Per Minute – omdreininger per minutt
SB	Service Bulletin – meddelelse fra fabrikant
SCT	Scattered – spredt (om skyer)
SE	Sout East – sørøst
SEM	Scannin Electronic Microscope - elektronmikroskop
SHRA	Rainshowers – regnbyger
SIG_PP	Peak to Peak of signal average
SIG_SD	Standard Deviation of the signal average
SINTEF	Stiftelsen for Industriell og TEknisk Forskning
SL	Service Letter – meddelelse fra fabrikant
SW	South West – sørvest
T	Tidspunkt bestemt til kl. 06:56:30
TAF	Terminal Aerodrome Forecast – værvarsel for flyplass
TCU	Towering Cumulus – opptårnet cumulus
Tq	Torque – dreiemoment/tiltrekningsmoment
T4	Turbine Temperature
Q	forkortelse for QNH benyttet i METAR
QA	Quality Assurance - kvalitetssikring
QNH	høydemålerinstilling relatert til trykket ved havets overflate
UTC	Universal Time Coordinated

VIS	Visibility
W	West – vest
W.C.	Work Card – arbeidskort
WX	vær
XNNE	ICAO kode for oljeproduksjonsskipet "Norne"
Ø	øst - east
µm	en tusendels mm



# FLIGHT TIME - EVENT

MGB replaced 613 H

3/6

Number of flight hrs before the accident

550 H

500 H

18/6

450 H

25/6

400 H

16/6

Shaft replaced 383 H

350 H

EPI BRG FWD (ALB x 10) x

ENG 2 (ALB x 10) x

7  
6  
5  
4  
3  
2  
1

