

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE I NORDSJØEN  
DEN 26. JUNI 1978 CA. KL. 1115 MED  
HELIKOPTER S-61N LN-OQS. TILHØRENDE  
K/S HELIKOPTER SERVICE A/S

## INNHALDSFORTEGNELSE

### Fortegnelse over bilag til rapporten

	Side
Sammen drag .....	2
1. Undersøkelser .....	3
1.1 Hendelsesforløpet .....	3
1.2 Personskade .....	4
1.3 Skade på luftfartøy .....	5
1.4 Andre skader .....	5
1.5 Besetningen .....	5
1.6 Luftfartøyet .....	7
1.7 Været .....	10
1.8 Navigasjonshjelpemidler ..	11
1.9 Radiosamband .....	11
1.10 Flyplass og hjelpemidler .	11
1.11 Flyregistrator .....	11
1.12 Helikoptervrak et og havaristedet .....	11
1.13 Medisinske forhold .....	13
1.14 Brann .....	13
1.15 Overlevelsesmuligheter ...	14
1.16 Spesielle opplysninger ...	14
1.17 Spesielle undersøkelser ..	20
2. Analyse og konklusjon ....	33
2.1 Analyse .....	33
2.2 Konklusjon .....	49

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE I NORDSJØEN DEN  
26. JUNI 1978 CA. KL. 1115 MED HELIKOPTER  
S-61N LN-OQS, TILHØRENDE K/S HELIKOPTER SERVICE A/S

Typebetegnelse: Sikorsky S-61N

Registreringsmerke: LN-OQS

Eier: K/S Helikopter Service A/S

Fartøysjef: 30 år - omkommet

Styrmann: 31 år  
- omkommet

Passasjerer: Det var 16 passasjerer ombord - alle omkom

Havaristed: Nordsjøen, posisjon 6101N 002440  
Dato og tidspunkt: 26. juni 1978 ca. kl. 1115

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

Rapporten inneholder en del engelsk fagterminologi. Kommisjonen har ikke lagt vekt på å fornorske terminologien, da dette sannsynligvis vil kunne bidra til å gjøre framstillingen uklar.

#### SAMMENDRAG

Luftfartøyet LN-OQS (radiokallesignal HELIBUS 165), et helikopter av type S-61N, tok av fra Flesland den 26. juni 1978 kl. 1025 med 18 personer ombord - 2 flygebesetningsmedlemmer og 16 passasjerer. Helikopteret skulle fly den vanlige trasé direkte fra Flesland til Statfjord A. Beregnet flygetid var 1:05 time og flyggehøyden 1000 fot.

Kl. 1106 hadde Stavanger radio siste radiokontakt med helikopteret da det meldte passering av sjekkpunkt CHARLIE og var på vei til sjekkpunkt DELTA. Da besetningen ikke rapporterte DELTA på beregnet tidspunkt, kalte Stavanger radio på HELIBUS 165 uten å få svar. Det ble gjort gjentagende forsøk på å oppnå kontakt, men resultatet var negativt. Mannskapet på et Bell 212-helikopter som fløy samme ruten 10 minutter etter HELIBUS 165, oppdaget vrakgods i en posisjon omtrent midt mellom sjekkpunktene CHARLIE og DELTA. Vrakgodset viste seg å stamme fra HELIBUS 165. Ingen av de ombordværende overlevde ulykken.

Årsaken til havariet var at et hovedrotorblad falt av helikopteret som følge av et utmattings-

brudd i bladets spindel.

#### UTRYKKING

Flyhavarikommisjonen mottok underretning om havariet fra Hovedredningssentralen Stavanger/Sola den 26. juni 1978 kl. 1140. Kommisjonen fikk følgende sammensetning.

Generalltn. Wilhelm Mohr, formann  
Major Kolbjørn Lunne, medlem  
Politiinspektør Arnstein Øverkil, medlem

Kaptein Per Sagflaat ble knyttet til kommisjonen som teknisk sakkyndig.

Kommisjonens medlemmer møtte på Hovedredningssentralen Stavanger/Sola i løpet av ulykkesdagen, hvor undersøkelsesarbeidet ble planlagt og påbegynt. Den påfølgende dag reiste kommisjonen videre til Flesland hvor undersøkelsene fortsatte.

1.           UNDERSØKELSER
- 1.1          Hendelsesforløpet
- 1.1.1       Helikopteret LN-OQS (radiokallesignal Helibus 165) tok av fra Flesland den 26. juni 1978 kl. 1025 med Statfjord A som bestemmelsessted. Det var 18 personer ombord, derav 16 passasjerer og en besetning på to flygere. Fartøyet, med samme besetning, hadde tidligere på morgenen fløyet en tur Flesland - Statfjord A og retur.
- 1.1.2       Det var innlevert reiseplan for flygingen og helikopteret fløy den vanlige traséen som Helikopter Service A/S benytter. Turen ut mot Statfjord ble fløyet i 1000 fots høyde og flygingen var beregnet

å skulle ta 1:05 time.

- 1.1.3 Besetningen rapporterte passering av sjekkpunktene ALFA, BRAVO OG CHARLIE rutinemessig. Sistnevnte punkt ble passert kl. 1106 i 1000 fots høyde og passering av neste sjekkpunkt, DELTA, var beregnet å skulle skje kl. 1122.
- 1.1.4 Kl. 1128, 6 minutter etter at helikopteret skulle ha passert sjekkpunkt DELTA, begynte Stavanger Radio å kalle på Helibus 165. Da det ikke ble oppnådd kontakt anropte også Statfjord A helikopteret, men uten resultat. Kl. 1132 ble Hovedredningssentralen informert om at man hadde mistet radiokontakt med Helibus 165.
- 1.1.5 Et annet helikopter - Helibus 167, som også var underveis fra Flesland til Statfjord A, kom over havaristedet og meldte kl. 1137 til Statfjord A at Helibus 165 hadde havarert i posisjon 6100,8 N 00244 Ø. Besetningen meldte videre at de kunne se 18 mennesker i sjøen - alle sannsynligvis døde.
- 1.1.6 Etter dette ble Hovedredningssentralen fullt bemannet og redningsaksjon igangsatt. Det ble senere funnet 13 døde personer og 5 tomme overlevelsesdrakter samt en del vrakgods flytende i sjøen. Ingen av de ombordværende overlevde havariet. 5 omkomne og hoveddelene av helikopteret ble senere tatt opp fra en dybde på ca. 200 meter.

## 1.2 Personskade

1.2.1	Skade	Besetning	Passasjerer	Andre
	Omkommet	2	16	-
	Skadet	-	-	-
	Ingen	-	-	-

1.3 Skade på luftfartøy

1.3.1 Luftfartøyet ble totalskadet.

1.4 Andre skader

1.4.1 Ingen.

1.5 Besetningen

1.5.1 Fartøysjefen

1.5.1.1. (30 år) innehadde trafikkflyger-sertifikat klasse 2 (C-sertifikat) nr. 1006, gjeldende for helikopter S-61N. Sertifikatet var utstedt 2. august 1977 og var sist fornyet 30. mars 1978 og hadde gyldighet til 13. oktober 1978. Han var sist legeundersøkt 20. mars 1978 og var erklært fysisk og psykisk skikket som trafikkflyger.

1.5.1.2 Fartøysjefen var utdannet som flyger i Luftforsvaret og hans totale militære flygetid var 439:55 timer på fly og 1218:00 timer på helikopter. Tilsammen var hans militære fartøysjefstid 1169:50 timer. Han ble ansatt i Helikopter Service A/S sommeren 1976 og ble utsjekket som styrmann på S-61N den 18. august samme år. Utsjekk som kaptein på S-61N fikk han 16. juli 1977. Hans totale flygetid på S-61N var 1432:10 timer, hvorav 642:45 timer som fartøysjef.

Fartøysjefen hadde gjennomført foreskrevne periodisk flygetrening (PFT) i selskapet den 19. juni 1978.

1.5.1.3 Fartøysjefens flygetidsstatus før flygingen den 26. juni 1978 var:

Flygetid siste 24 timer	4:15 t
" " 48 "	8:40 t
" " 7 døgn	22:35 t
" " 30 "	62:25 t

1.5.1.4 Fartøysjefens arbeids-/hviletid i perioden  
24. - 26. juni 1978 var:

Lørdag 24. juni

Standby-vakt fra kl. 0900 til kl. 1600 3:30 t

Frammøte til arbeid kl. 1600, arbeids-  
dagen avsluttet kl. 2030 4:30 t

Total arbeidstid: 8:00 t

Søndag 25. juni

Frammøte til arbeid kl. 0600, arbeids-  
dagen avsluttet kl. 1330 7:30 t

Mandag 26. juni

Frammøte til arbeid kl. 0600

1.5.2 Flystyrmannen

1.5.2.1 (31 år) innehadde trafikkflyger-  
sertifikat kl. 2 (C-sertifikat) nr. 1004 gjeldende  
for helikopter S-61N. Sertifikatet var utstedt  
1. juli 1977 og var sist fornyet 9. mars 1978 og  
hadde gyldighet til 15. september 1978. Han var  
sist legeundersøkt 6. mars 1978 og var erklært  
fysisk og psykisk skikket som trafikkflyger.

1.5.2.2 Styrmannen var utdannet som flyger i Luftforsvaret  
og hans totale militære flygetid var 279:40 timer  
på fly og 1266:55 timer på helikopter. Tilsammen  
var hans militære fartøysjefstid 849:35 timer.  
Han ble ansatt i Helikopter Service A/S sommeren  
1976 og ble utsjekket som styrmann på S-61N den



18. august samme år. Utsjekk som kaptein på S-61N fikk han 30. juni 1977. Hans totale flygetid på S-61N var 1413:10 timer, hvorav 538:10 som fartøysjef. Styrmannen hadde gjennomført foreskrevne periodisk flygetrening (PFT) i selskapet den 12. april 1978.

1.5.2.3 Styrmannens flygetidsstatus før flygingen den 26. juni 1978 var:

Flygetid siste 24 timer	4:20 timer
" " 48 "	8:40 "
" " 7 dogn	19:40 "
" " 30 "	63:15 "

1.5.2.4 Styrmannens arbeids-/hviletid i perioden 24. - 26. juni 1978 var:

Lørdag 24. juni

Frammøte til arbeid kl. 0700,  
arbeidsdagen avsluttet kl. 1400

Arbeidstid: 7 timer

Søndag 25. juni

Frammøte til arbeid kl. 1600,  
arbeidsdagen avsluttet kl. 2030

Arbeidstid: 4:30 timer

Mandag 26. juni

Frammøte til flyging kl. 0600

1.6 Luftfartøyet

1.6.1 Luftfartøyet var et 2-motors turbindrevet helikopter av typen S-61N med serienr. 61760. Det var bygget av Sikorsky Aircraft Division of United Technologies, Stratford, Connecticut, U.S.A. i 1977, hadde plass til 2 personer i førerkabinen og normalt 28 passasjerer. Det var utstyrt med

hydraulisk opptrekkbart hovedunderstell og fast halehjul. Det hadde flottører (sponsons) for landing på vann i inntil 1 meters bølgehøyde.

1.6.2 Fartøyet ble innkjøpt av K/S Helikopter Service A/S fra Sikorsky Aircraft høsten 1977.

Før levering fra fabrikken ble helikoptret benyttet i et sertifiseringsprogram som hadde til formål å få helikoptertypen sertifisert for en maksimal vekt på 20500 lbs. Programmet besto av 61,7 timers flyging hvor den maksimale vekt var 1,7 % over 20500 lbs.

Fartøyet ble innført i Norges Luftfartøyregister den 6. september 1977 med K/S Helikopter Service A/S som eier. Det fikk nasjonalitets- og registreringsbevis nr. 1241 og registreringsmerke LN-00S. Ved levering fra fabrikken hadde fartøyet en total gangtid på 101,6 timer.

1.6.3 Fartøyet hadde luftdyktighetsbevis nr. 1241, utstedt 19. oktober 1977 for kategoriene I - a,b,c,d og e. Med denne klassifiseringen var fartøyet godkjent for offentlig postbefordring, offentlig passasjerbefordring, offentlig godsbe-  
fordring, privat personbefordring og for opplæring av flygere.

Beviset var gyldig til den 31. desember 1978.

1.6.4 Fartøyet tomvekt, var 13015 lbs (5903,6 kg). Dets største tillatte totalvekt ved start og landing var 20500 lbs (9299 kg). Totalvekten ved avgangen fra Flesland er beregnet på grunnlag av følgende data:

Basisvekt	13415 lbs
Drivstoff	3100 "
Passasjerer og last	3295 "
Totalvekt	<u>19810 lbs</u>

Fartøyet var i henhold til disse data ikke overbelastet ved avgangen fra Flesland.

Ifølge vitneutsagn hadde passasjerer, bagasje og last en normal plassering i helikoptret, og det antas som sikkert at tyngdepunktets beliggenhet var innenfor tillatt vandringsområde.

1.6.5      Fartøyet hadde før ulykkesturen en total gangtid på 1918:10 timer. Gangtiden siden siste hovedettersyn var 143:30 timer. Siden siste 35 timers "Safety Inspection", 34:30 timer. Siste daglige ettersyn ble utført den 26. juni 1978 og signert for av autorisert personell kl. 0630.

1.6.6      Fartøyet var utstyrt med 2 motorer av type "General Electric, CT-58-140 - 1", med en toppytelse på 1500 HK.

Motor nr. 1

Serie nr.:               GE-E295-213  
Total gangtid:         3231:20 timer  
Siden heloverhaling: 1009:25 timer

Motor nr. 2

Serie nr.:               GE-E-295-145  
Total gangtid:         4472:50 timer  
Siden heloverhaling: 1607:20 timer  
Siden "Light overhaul":       143:30 timer

1.6.7      Hovedrotorhode med spindler ble installert i fartøyet den 13. januar 1977 av Sikorsky Aircraft. Komponentene hadde en total gangtid på 1918:10 timer svarende til fartøyets totale gangtid.

Hovedrotorens serie nr.:	A9-849
Hovedrotorspindelens serie nr.:	A024-00883
"	" " : A024-00887
"	" " : A024-00869
"	" " : A024-00943
"	" " : A024-00953

Vedrørende øvrige tekniske data, jfr. bilag IV,1.

## 1.7 Været

1.7.1 Værvarslet utstedt den 26. juni 1978 gjeldende i tidsrommet kl. 0800 - 1500 (GMT) samme dag for strekningen Flesland - Brent/Statfjord:

Generell vær-situasjon:

Lavtrykk 997 mb. ved Island dyper seg og beveger seg østover.

Signifikant vær:

Spredte regnbyger.

Vind:

Bakkevind, nordvestlig 10 - 15 KTS.

Vind i 3000 fot, langs kysten variabel 05-10 KTS. Ved Statfjord nordvestlig 10 KTS. Vind i 5000 fot, langs kysten variabel 05 - 10 KTS. Ved Statfjord nordvestlig 10 KTS.

Bakkesikt: 7 - 25 km

Skyer: Langs kysten, 1/8 ST 900 fot, 6/8 CU SC 1500 - 2500 fot.  
Ved Statfjord, 1 - 4/8 ST, 500 - 1000 fot, 6/8 CU SC 1500 - 2000 fot.

Frysenivå: FL 60 - 70.  
Ising: Lett over FL 60.

- 1.7.2 Ifølge opplysninger fra besetningen på et helikopter som ankom havariområdet noen minutter etter havariet var det aktuelle været i området:

Lette regnbyger, sikt 10 km, skyer 4 - 5/8 i 3000 fot og 8/8 i 1600 - 1700 fot, vind 360°/15 KTS.

- 1.7.3 Havariet skjedde i dagslys.

1.8 Navigasjonshjelpemidler

- 1.8.1 Ikke relevant.

1.9 Radiosamband

- 1.9.1 Radiosambandet mellom fartøyet og lufttrafikk-tjenestens enheter fungerte normalt. Det ble ikke oppfanget nødsignaler fra Helibus 165.

1.10 Flyplass og hjelpemidler

- 1.10.1 Ikke relevant.

1.11 Flygeregistrator

- 1.11.1 Ikke påbudt og ikke montert.

1.12 Helikoptervrak og havaristedet

- 1.12.1 En del utstyr og vrakdeler ble funnet flytende i sjøen etter havariet. Hovedvraket av helikoptret ble senere ved hjelp av sonar lokalisert

på havbunnen og hevet fra ca. 200 meters dybde. Arbeidet ble utført av Fred. Olsen Oceanics A/S og pågikk i tidsrommet fra 28. juni til 15. juli. Til lokaliserings- og bergingsarbeidet ble det benyttet et moderskip - M/S "BORGHOLM" - som var utstyrt med sidesøkende sonar og en miniubåt.

Helikoptret lå på havbunnen delt i fire hoveddeler. Samtlige observerte og funne vrakdeler befant seg innenfor et område på ca. 70 x 180 meter. Under bergingsarbeidet ble vrakdelene påført ytterligere skader idet disse under ombordheisingen i moderskipet, ble slått mot skipssiden og heisebommen på grunn av sjøgang. Vrakets hoveddel slet seg dessuten fra trossen under første bergingsforsøk, og falt fra havoverflaten og ned til havbunnen.

Den siste delen som ble berget på det avsluttende toktet var hovedrotorblad nr. 5 med tilhørende spindel. Denne spindelen, som har tydelige merker på å ha sviktet (brudd), var av spesiell interesse og spindelen ble omgående demontert og bragt inn til Flyhavarikommisjonens representanter i Bergen for undersøkelse. Øvrige vrakdeler ble transportert til Sola flystasjon og plassert i en hangar ved Sola Sjøflyhavn, hvor en foreløpig besiktigelse og registrering av delene ble foretatt. Vrakdelene ble deretter overført til Luftforsvarets forsyningskommando (LFK) for nærmere undersøkelse.

#### 1.12.2 Beskrivelse av skader

1.12.2.1 Neseseksjonen og nedre del av cockpit var sterkt deformert og istykkerrevet. Kabinseksjonen var revet av like bak hovedgearboksens fremre festeører ved at gearboksens bærebjelke hadde sviktet ved anslaget mot sjøen eller ved fallet mot hav-

bunnen. Gearboksens bakre fester var revet ut av festene ved at boltenes muttere hadde sviktet på grunn av overbelastning. Øvre del av denne seksjonen var påført store knusningskader, mens bunnseksjonen med brennstoff-tanker var relativt intakt. Halebommens øverste del (tail pylon) med halerotorgearboks var adskilt fra det øvrige av skroget. Helikoptrets høyre flottør med hovedhjul var revet løs og ble funnet noenlunde hel flytende i sjøen. Venstre flottør med hovedhjul var avrevet og lå fastklemt under vraket.

Hovedrotorhodet var påført store skader og hovedrotorblad nr. 5 med spindel, ble funnet adskilt fra rotorhodet. Spindelens bakre øre hadde bruddskade som senere viste seg å være tretthetsbrudd. For nærmere skadebeskrivelse vises det til bilag IV,1.

### 1.13 Medisinske forhold

1.13.1 Ved obduksjon av besetningen foretatt ved Gades Institutt - Universitetet i Bergen, er det ikke påvist tegn til sykdom. Det er ikke funnet noe som tyder på at besetningen har vært påvirket av alkohol eller karbonmonoksyd.

### 1.14 Brann

1.14.1 Det er ikke funnet tegn som tyder på at det har vært brann ombord i helikoptret. Det er imidlertid funnet svimerker på innsiden av Foreign Object Deflector (FOD) til venstre motor. Disse merkene antas å være forårsaket av stikkflammer

fra motoren, idet denne antas å ha steilet under havarisekvensen.

1.15 Overlevelsesmuligheter

- 1.15.1 De ombordværende i helikoptret ble obdusert ved Gades Institutt - Universitetet i Bergen. Obduksjonsrapporteretilkjennegir at alle hadde pådratt seg store knusningsskader og at dette ansees som dødsårsaken i samtlige tilfeller.

På bakgrunn av havariforløpet og skadebildet av de ombordværende, utelukker kommisjonen enhver mulighet for å kunne overleve havariet.

1.16 Spesielle opplysninger

- 1.16.1 På grunn av forskjellige forhold måtte hevingen av vrakdeler og omkomne skje i tre etapper. Dette skyldtes tildels at det måtte utføres reparasjon av skader som oppsto på miniubåtens robot-arm, værforholdene samt at moderskipets (BORGHOLM'S) akterdekk ikke var stort nok til at alle vrakdeler kunne tas ombord samtidig.

- 1.16.2 Under det første dykk - hvor hoveddelene av vraket ble lokalisert, "merket" med akkustisk sender (pinger), og filmet ved hjelp av videokamera, ble det bl.a. gjort en meget viktig observasjon, nemlig at et helt rotorblad med tilhørende øyegaffel (spindel) manglet på hovedrotorhodet. På grunn av uforutsette tekniske forhold måtte ubåten bringes til Tananger for reparasjon etter dette første dykket som varte i 9 timer. Ved dette høve ble bare helikoptrets akterdel medbragt.



1.16.3 Straks båten kom til lands den 28. juni 1978, ble det arrangert en visning av videofilmen for interesserte parter, som var blitt varslet på forhånd. Disse var: Representanter fra Luftfartsmyndighetene, de øvrige medlemmer av Flyhavarikommisjonen og representanter fra Helikopter Service A/S, Sikorsky Aircraft og Luftforsvarets forsyningskommando.

Da det ble klart for samtlige at et hovedrotorblad med tilhørende spindel manglet fra rotorhodet og ikke var synlig i det område hvor de større deler av vraket befant seg, opplyste representanter fra Sikorsky Aircraft at det i mai 1978 hadde funnet sted et havari med et U.S. Coast Guard HH-3F helikopter, som også hadde mistet et hovedrotorblad med påsittende spindel. (HH-3F er en variant av S-61, og har et tilnærmet identisk rotorsystem som S-61N).

Spindelgaffelen på dette helikopter hadde vært til overhaling ved Sikorsky Aircraft og blitt plettet, (d.v.s. at innsiden av gaffelørene var belagt med nikkel). Etter dette hadde spindelen akkumulert 613 gangtimer. Det ble funnet at 3 av 4 spindler på det samme helikopt et hadde sprekker i pletteringen.

På denne bakgrunn sendte Sikorsky Aircraft den 7. juni 1978 ut en anmodning til alle operatører, som hadde helikoptre med spindler som var blitt plettet innenfor et visst tidsrom, om å sjekke disse.

Hverken Luftfartsverket eller Helikopter Service A/S mottok denne meddelelse, fordi det på dette tidspunkt ikke ved Helikopter Service A/S var i bruk spindler som var blitt plettet innenfor

det tidsrom som Sikorsky Aircraft på det tidspunkt anså for aktuelt (november - desember 1975).

- 1.16.4 Imidlertid ble det klarlagt at den spindel som var brukket på LN-OQS ikke var plettert og den hadde vært montert i helikoptret siden det var innkjøpt av Helikopter Service A/S. LN-OQS hadde da havarieret inntraff ca. 1920 gangtimer.

Den 6. juli 1978 utstedte Sikorsky Aircraft en Alert Service Bulletin (61B10-3) med påbud om en generell engangskontroll av samtlige S61-spindler basert på "Magnetic Fluorescent Particle Inspection" (MFPI).

Den 18. juli utstedte Sikorsky Aircraft en rekommendasjon om å gjennomføre en "dye penetrant"-inspeksjon av spindler for hver 8. gang-time og ga samtidig instruksjoner om hvordan inspeksjonen kunne foretas uten demontering. Dette skjedde 2 dager etter at hoveddelen av helikoptret med rotorhode var brakt til Sola, og forevist bl.a. representanter fra Sikorsky Aircraft.

Endelig utstedte Federal Aviation Administration (FAA) et pålegg om sjekk av spindler hver 25. gang-time ved hjelp av ultralyd-teknikk, med virkning fra 18. august 1978.

Samtlige av disse rekommendasjoner og påbud ble gjort gjeldende for uplettede spindler med gangtid mer enn 1350 timer og for plettede spindler med mer enn 450 timer.

- 1.16.5 På grunn av de spesielle omstendigheter ved denne luftfartsulykke og den framtreddende rolle S-61N-helikoptrene spiller i forbindelse med oljeaktivi-

teten i Nordsjøen, falt det naturlig at Luftfartsverket ble holdt kontinuerlig ajour og tildels deltok i Flyhavarikommisjonens undersøkelser.

Dette fremsto som en nødvendighet da Luftfartsverket er den myndighet som pålegger operatørene de tiltak som er nødvendig for å ivareta flysikkerheten, og i den forbindelse å være bindeledet til FAA og produsenten.

Det var i en slik større sammenheng at kommisjonen fant det formålstjenlig å føre undersøkelsene noe utover den praktiske grense, som en på dette tidspunkt ellers kunne ha valgt.

- 1.16.6 Kommisjonen vil også anføre at to observatører - en fra Flygerforeningen Helikopter Service A/S og en fra North Sea Operators Committee Norway - har fulgt kommisjonens arbeid. Sikorsky Aircraft har vært invitert til å delta med spesialister som observatører ved de foretatte undersøkelser. Dette tilbud har de også i stor grad benyttet seg av.

I tillegg kan nevnes at Sikorsky Aircraft ble gitt full orientering om resultatet av de foretatte metallurgiske undersøkelser av spindelen på et møte hos produsenten i august 1978. Foruten representanter fra Luftfartsverket deltok to metallurger fra Det norske Veritas (DnV) på dette møtet.

- 1.16.7 Etter at Sikorsky Aircraft hadde fremlagt videre undersøkelsesresultater for FAA, ble det den 12.mars 1979 utsendt et FAA Airworthiness Directive, der gangtiden mellom hver ultralydsjekk av spindlene ble tillatt øket til 75 timer (fremdeles bare gjeldende for spindler med samme henholdsvis gangtider som nevnt i foregående punkt 1.16.4).

- 1.16.8 Under overhaling av et S-61N rotorhode fra Helikopter Service A/S ved Sikorsky Aircraft i mars 1979, ble det funnet sprekk i bakre øret - og i kl. 1200 posisjon - på tre av spindlene.

Gangtiden for hver av spindlene (siden ny) var 1060 timer.

På denne bakgrunn utstedte Sikorsky Aircraft den 8. mars 1979 en Alert Service Bulletin (61B10-35), med anbefaling om øyeblikkelig iverksettelse av ultralydinspeksjon av spindler for hver 75. gangtime, uansett total gangtid, gjeldende for både pletterte og upletterte spindler.

Kommisjonen har brakt i erfaring at det noe før ble konstatert en sprekk i spindeløret (samme posisjon) på ytterligere en spindel fra et av Helikopter Service A/S' S-61N-helikoptre. Denne spindelen hadde en total gangtid på 1390 timer.

- 1.16.9 Sikorsky Aircraft har sendt et spørreskjema til samtlige sivile helikopteroperatører med henblikk på å registrere tilfeller av sprekkdannelse i S-61N hovedrotor spindelører.

I henhold til informasjoner fra Sikorsky Aircraft er sprekker i hovedrotorspindelens ører ikke blitt funnet på S-61N helikoptre tilhørende noen andre sivile operatører.

Kommisjonen har i denne sammenheng merket seg at den sivilt opererte flåte av S-61N besto av 115 helikoptre hvorav Helikopter Service A/S eide 20 maskiner. På den andre siden vet man med sikkerhet at det under punkt 1.16.3 nevnte HH-3F helikopter fra U.S. Coast Guard havarerte som følge av tap av et hovedrotorblad på grunn av utmattingsbrudd i en spindels bakre øre. I dette tilfelle inntraff restbruddet mens helikoptret takset på vannet.

1.16.10 Helikopter Service A/S har over et lengre tidsrom gjort gjentatte henvendelser for å utvirke at et omfattende undersøkelsesprogram skulle bli planlagt og utført i Norge, som et ledd i selskapets anstrengelser for å avdekke de eventuelle ukjente faktorer som har ledet til de utilfredsstillende flysikkerhetsmessige forhold i forbindelse med hovedrotorbladenes spindler. (I tillegg til de undersøkelser av samme karakter, som siden en tid tilbake var igangsatt ved Sikorsky Aircraft).

Slike undersøkelser ble iverksatt i april 1979 med medvirkning av spesialister og avansert utstyr fra Sikorsky Aircraft og under overoppsyn og med godkjennelse av Luftfartsverket.

Undersøkelsene som dekket alle områder av Helikopter Service A/S vedlikeholds- og operasjonsapparat, omfattet også målinger av belastning på hovedrotor-spindlene under normalt forekommende flygeoperasjoner, inkludert trenings- og PFT-flyging. Det ble i denne sammenheng utført ialt 63 flyginger. Resultatet av undersøkelsene blir analysert ved Sikorsky Aircraft. Kommisjonen har for sin del merket seg at målinger ikke ble foretatt under forhold som er representativ for de mer ekstreme operasjonsforhold man finner i Nordsjøen, spesielt den sterke turbulens ved kysten under store vindstyrker.

På et møte mellom Luftfartsverket og Flyhavari-kommisjonen (FHK) den 24. april 1979 ble FHK orientert om de foreløpige erfaringer som ble høstet under undersøkelsesperioden. På spørsmål fra FHK bekreftet LV's representanter at de største

påkjenninger på rotorspindlene, som oppstår i en kort periode under hver flytur, forekom under igangsetting og stopp av rotoren. Avstanden mellom de markerte utmattingslinjer i bruddflaten på bakre spindeløre, blad nr. 5 på LN-OQS, kan således antas å representere en "GAG-cycle". Jfr. pkt. 1.17.9.

I henhold til Sikorsky Aircraft ble de største påkjenninger på hovedrotorspindlene målt under praktisering av "One Engine Inoperative - (OEI)" - landinger, når bladene slo mot "flap-stop".

## 1.17 Spesielle undersøkelser

1.17.1 Under den første rekognosering på havbunnen ble som nevnt bakre del av kabinseksjonen, hoveddelen av helikoptret med cockpit, rotorhode, gearboks, motorer med forreste del av passasjerkabinen og pylon funnet. Pylon var separert fra halebommen og manglet halerotor med tilhørende 90 graders gearboks. Videre kunne observeres mindre deler av skrog og last spredt over et større område. Bakre del av kabinseksjonen var brukket fra hovedskroget ved vindu nr. 3 bakfra og ved nedre ende av pylon. Halehjulet satt på plass uskadet. Hoveddelen ble observert ca. 150 m rett vest for kabinseksjonen. Den lå veltet over på babord side ca. 80 grader. Cockpit så relativt hel ut og begge flygere satt tilsynelatende i sine seter, men lenet over mot babord. Begge motorer var synlige, men de var vridd henholdsvis 45° og 90° ut av stilling. Rotorhodet lå skrått mot bunnen, men nesten hele delen var synlig. Det kom klart frem at et rotorhode med spindel var borte, men hengebolten som spindelen hadde vært festet til

rotorhodet med var synlig. På den andre siden av hoveddelen var bunnen i kabin og cockpitdel trykket inn, og innenfor kunne sees en sammenfiltret masse av skrogdeler, ledninger og last, samt instrumenter som hang i sine ledninger. Det var også mulig å skimte omkomne passasjerer. Venstre hovedunderstell med begge hjul var synlige under vraket. Under bergingsaksjonen av hoveddelen røk heisetauet ved to forsøk på heving.

Ved siste tilfelle var et stort parti av delen synlig over vannet og man kunne se omkomne falle ut av vraket. Vrakdelen ble også revet i stykker. Det ansees som meget sannsynlig at samtlige omkomne som ikke ble funnet på overflaten, befant seg inne i vraket mens det lå på bunnen. Under hevingsforsøkene av denne delen, ble den også flyttet ca. 150 meter i østlig retning.

Halerotoren med 3 blader og ca. halvparten av  $90^{\circ}$  gearboks lå ca. 70 m NNØ av hoveddelen. Det løse hovedrotorblad med den brukne spindel ble funnet ca. 180 m i ØSØ-retning fra hoveddelen. Samtlige vrakdeler på bunnen ble funnet innenfor et område på ca. 180 x 70 m.

- 1.17.2 Et Bell 212 helikopter kom over ulykkesstedet trolig omlag 9 - 13 minutter etter havariet. Det ble da bl.a. observert 13 omkomne, en flottør, oljeflekk og annet vrakgods innenfor et område anslått til 50 x 150 m i utstrekning.
- 1.17.3 Vrakdelene, bortsett fra det bladet som slet seg (blad nr. 5), ble sendt til Luftforsvarets forsyningskommando på Kjeller (LFK). Etter innledende inspek-

sjoner der, ble "sleeve and spindles" fra hovedrotorbladene nr. 1, 2, 3 og 4 og samtlige "horizontal hinge pins" og bladdempere avmontert og sendt til Det norske Veritas for videre undersøkelser. Da blad nr. 5 med den brukne spindel ble funnet, ble M/S "BORGHOLM" beordret inn til Bergen hvor representanter fra Flyhavarikommisjonen og DnV fikk avmontert "sleeve and spindle", som ble fraktet pr. fly til Fornebu og derfra bragt direkte til DnV. Blad nr. 5 ble senere sendt fra Stavanger til LFK. Det var helt, men hadde en del skader som ble bedømt til å være av sekundær karakter.

1.17.4 Ved de undersøkelser av vrakdeler som ble foretatt ved LFK, ble det ikke avdekket skader eller brudd som var tilstede før havariet inntraff, og som samtidig kan ha vært medvirkende til havariet. Samtlige brudd som ble funnet, ble ansett for å være rene voldsbrudd oppstått i luften, ved anslaget mot sjøoverflaten eller mot sjøbunnen.

Av øvrige funn og uregelmessigheter som ble konstatert av LFK kan nevnes:

- a) Foreign Object Deflector (FOD) var blitt knust. Denne har en innvendig kjerne av balsa. Det ble konstatert at dette materiale hadde vært utsatt for stikkflammer og var svidd, men at det ikke i seg selv hadde vært i brann. Knusing og flammepåvirkning har derfor skjedd i luften, før helikopteret traff sjøen.
- b) Det ble funnet fremmedlegemer bak første statortrinn (ved første kompressortrinn) i motor



nr. 1. Disse viste seg å være en nål fra blad nr. 5's horisontalhengselager og en metallbit som stammet fra motorens smøreoljetank.

- c) Ved undersøkelse av toppdekslet til hovedgearboks ble det funnet at den sylindriske del som swashplate spherical bearing glir på, var sterkt deformert. Inne i toppdekslet var det en sirkulær ripe som syntes å være forårsaket av at et bolthode fra planetgearet hadde vært i kontakt med dekslet under havariet.
- d) En av de 4 bolter som fester rotating scissor til selve rotorhodet var helt løs og spalten under boltehodet var ca. 2 mm. Det antas at denne bolten ikke kan ha løsnet under havariet da den ikke viste tegn på ytre skader. Den kan heller ikke ha løsnet plutselig like før havariet.
- e) Ved de innledende inspeksjoner ble det oppdaget at Sleeve & Spindle Assies, var nummerert fra 1 til 5. Tallene var gravert inn i metallet 2 steder på sleeves og 1 sted på spindles. Da man til å begynne med antok at dette var standard Sikorsky merking, ble rotorens deler av LFK merket samsvarende med denne. Det viste seg senere at denne nummerering ikke var forskriftsmessig. Sleeve & Spindle nr. 1 skal samsvare med festet for rotating scissors og ha fargekodingen rød. I LN-OQS's tilfelle var Sleeve & Spindle nummerert med stigende tallverdi mot rotasjonsretningen (med klokka sett ovenfra), nr. 5 hadde nr. 1's plass, mens fargekodingen var korrekt, d.v.s. nr. 5 hadde nr. 1's farge (rød), nr. 4 hadde nr. 2's farge (blå) o.s.v. I denne rapport er alle deler tilhørende hovedrotoren omtalt i.h.t. den merking og farge-

koding de hadde før demonteringen tok til.

- f) På Horizontal Hinge Pin til spindul nr. 5 ble det funnet avtrykk som kunne stamme fra en sprekk i tilhørende spindeløre.
- g) Ved inspeksjon av rotorbladenes vertikalopp-lagring ble det oppdaget at yttersiden til nedre koniske rullelager i øvre opplagring til vertikalhengsel nr. 4, var mer slitt enn de fire andre av samme type. Grunnen til denne slittasje var for lav materialhårdhet (Rockwell C 33) i nevnte lager. Hårdheten på de øvrige lagerbaner ble målt til Rockwell C 60-63. Både inner- og ytterbanen til samme hengsels (nr. 4) nedre opplagring (nålelager) var knust på grunn av kraftig ytre slag mot lagerets "housing".

1.17.5 De store vibrasjoner og voldsomme påkjenninger som ble påført rotorhodet i luften etter separasjon av hovedrotorblad nr. 5, anslaget mot sjøen, to mislykkede forsøk på berging og senere ombordføring av vrakrestene, førte til svære skader.

1.17.6 Som nevnt ble bl.a. hovedrotorens bladdempere brakt til DnV for nærmere undersøkelse. Demper nr. 2, 3 og 5 ble demontert i denne forbindelse. På grunn av slagskader ved havariet måtte demper nr. 3 og 5's dempersylindere sages opp aksielt for at dempernes stempler skulle kunne tas ut. Ingen tegn på unormalt stor slittasje eller blokkering av stemplenes bevegelse ble konstatert, unntatt de ovenfor nevnte skader på demperhusene, som var av sekundær karakter. Ingen lekkasje

ble konstatert ved de uskadde tilkoplinger for hydraulisk olje, og oljemengden i demperne ble ansett å være tilstrekkelig.

Differensialventilene til samtlige dempere ble også før prøving røntgenfotografert uten at det ble avslørt annet enn tilstedeværelse av svært små fremmedlegemer, sannsynligvis korrosjonsprodukter. DnV's konklusjon var at undersøkelsene av demperne indikerte at de hadde fungert tilfredsstillende til det øyeblikk spindeløret til blad nr. 5 sviktet.

Sikorsky Aircraft uttrykte på et noe senere tidspunkt ønske om å få demperne tilsendt for testing i U.S.A. Da dette ikke kunne imøtekommes, inviterte kommisjonen istedet Sikorsky Aircraft til å overvære en testing av dempernes ventilsystemer ved LFK's hydraulikkverksted. Dette ble akseptert, testen ble utført og to representanter fra Sikorsky Aircraft erklærte i et møte arrangert av Flyhavarikommisjonen, at testen hadde vist at demperne fungerte tilfredsstillende og derfor kunne sees bort fra som medvirkende årsak til havariet med LN-008.

1.17.7      Undersøkelser av de deler som ble tilsendt DnV  
kan i korthet  
oppsummeres slik:

- a) Allerede før blad nr. 5 - med spindel - var funnet, kunne DnV på "hinge pin" for dette blad konstatere merker som indikerte at det høyst sannsynlig måtte ha vært tilstede en sprekke i det bakre spindeløre på spindel nr. 5. Det viste seg senere at dette merke passet nøyaktig overens med sprekken i spindeløret.

- b) Da spindel nr. 5 ble undersøkt ved DnV, ble det konstatert at bruddet skyldtes utmatting av materialet i bakre spindeløre. Restbruddet, som var et seigt overbelastningsbrudd, utgjorde bare ca. 8 % av det totale tverrsnittsareal på bruddstedet.
- c) Bruddflaten viste kraftige markante linjer som hver for seg synes å være blitt dannet av et relativt lite antall belastninger med høy spenningsamplitude. De fremtredende linjer forekommer med en regulær innbyrdes avstand som synes å indikere en relasjon til bruken av helikopteret. Det vil si at de muligens opptrer bare en gang pr. flytur. De mindre fremtredende og jevnere områder mellom disse linjer, antas å representere en langsom sprekpropagering under normal cruise.
- d) Ved å studere flyets bevegelser i løpet av de siste 17 dager før havariet (i fartøyjournalen), ble det funnet at hovedparten av flyningene hadde en varighet på mellom 55 og 75 minutter, d.v.s. et gjennomsnitt på omkring 1 time. I denne forbindelse forekom det på dette tidspunkt naturlig å anta at hver av de fremtredende linjer i bruddoverflaten representerte en landing med påfølgende avgang.
- c) Den 27. juli 1978 gjennomførte DnV en enkel spenningsmåling av påkjenninger på en hovedrotorspindel under varierende former for flyging, innenfor det normale operasjonsspekter. Prøven ble utført med et av Helikopter Service's S-61N helikoptre på Sola, med en enkel "spenningsføler" festet utenpå bakre spindeløres ytter-side og på et punkt tilsvarende bruddstedet på LN-OQS' spindel.

Resultatet av prøven var i korthet at det ved to simulerte rig-landinger ble registrert signaler som indikerte en betydelig økning i spenningsnivået i spindelen umiddelbart før fysiske vibrasjoner i helikopterskroget oppsto, ved overgang til hovring (OGE). Disse høye materialspenninger varte ca. 6-8 sek. Videre var disse målte spenninger betydelig høyere enn de som oppsto ved oppkjøring av rotor på bakken og ved cruise ved 120 og 100 KTS med 100, 102 og 104 % ( $N_r$ ).

Fra teoretiske betraktninger finnes det ingen forklaringer på disse høye signalene, og DnV har ikke foretatt nye målinger for å bekrefte eller avkrefte eksistensen av slike spenninger ved landing. Omfattende spenningsmålinger ble imidlertid utført av Sikorsky Aircraft i april 1979. Det ble da ikke registrert høye spenninger i forbindelse med landinger. Derimot ble noen lastveksler med relativt høye spenningsamplituder regelmessig påvist ved start og stopp av rotoren. Det er disse som må anses å gi opphav til de markerte linjene i bruddflaten.

Denne endringen i syn på årsaken til linjene i bruddflaten gjør at DnV's anslag over bruddets propageringstid (Se pkt. f nedenfor) blir konservativt (for lavt), tilnærmet med en faktor på 2. (Jfr. pkt. 2.1.5).

- f) Under forutsetning av at hver av de foran nevnte markerte linjer som sees på bruddflaten representerte en landing, foretok DnV en "telling" av linjene for derved å kunne fastslå utmattingsbruddets omtrentlige propa-

geringstid.

På denne måte var det mulig å kunne følge utviklingen bakover i tid ca. 190 flytimer fra restbruddet.

Ved på denne måte å bevege seg bakover fra restbruddet, avtok naturlig nok avstanden mellom linjene fordi ørets bærende tverrsnitt øket.

Ved å fremstille grafisk avstanden mellom hver 10 påfølgende linjer som en funksjon av avstanden fra restbruddet, forbi det punkt hvor videre telling av linjene er mulig (ca. 7,4 mm fra restbruddet) og forutsatt en forsiktig antagelse om at avstanden mellom linjene deretter ville holde seg konstant, ble det antatt at det ville ta ca. 240 flytimer fra havariet til sprekken i materialet ville ha hatt en dybde av 3 mm. En fortsettelse av ekstrapoleringen utover dette ville være forbundet med så mange usikkerhetsmomenter at dette ikke ble gjort.

Som det imidlertid fremgår av bilag IV,3 reserverer DnV seg med hensyn til disse tallverdier, både fordi det ikke er tatt hensyn til den "shutling" som foregår mellom plattformene i Nordsjøen, samt andre usikkerhetsfaktorer ved spenningsmålingen og operasjonsmønsteret. DnV har overfor kommisjonen forklart at for å ha en ekstra margin for sine beregninger har man regnet med at de store spenninger oppstår ved enhver landing.

- g) Initieringsområdet for utmattingssonen ligger like ved kanten mellom øyegaffelens indre flate og det nedsenkede område på dens bakre flanke. En mindre part av dette området bærer preg av sekundærskade (hamring), noe som ofte er tilfelle ved initieringsområder ved utmattingsbrudd.

DnV anser derfor at det ikke er mulig ut fra en undersøkelse begrenset bare til bruddstedet, å fastslå med sikkerhet om initieringspunktet representerer en defekt oppstått ved fabrikasjon, drift av spindelen, eller fra bunnen av et rustangrep.

- h) Samtlige bakre spindelører av alle LN-OQS' spindler er blitt undersøkt med henblikk på korrosjon. Spindelen som sviktet var tydelig mer angrepet enn de andre, både på den indre flate i øret og det nedsenkede område. Korrosjonsangrepenes lokalisering og korrosjonsgraden varierer på de ulike spindler. Under de metallografiske undersøkelser, ble det både på spindel nr. 4 og nr. 5 observert at korrosjonsangrep har vært medvirkende til dannelse av mikroutmattingssprekker i ørets indre flate. I tillegg er det blitt funnet sprekker i kantområdet på begge sider av bruddet i spindel nr. 5. Disse sprekker er betydelig dypere enn de ovenfor nevnte mikrosprekker (opp til 0,6 mm) og viser tegn på utmatting i sprekspissen. De forekommer også i områder med liten eller ingen generell korrosjon. DnV anser derfor at det trygt kan konkluderes med at utmattingsbruddet har startet fra en defekt i overflaten i overgangen mellom spindelørets indre boring og det nedsenkede området og ikke fra en korrosjonsgrøp.

Det antas også at det sterkere korrosjonsangrep som kunne konstateres på spindel nr. 5, mest sannsynlig har sin årsak i at passingen mellom "horizontal hinge pin" og spindeløret var blitt løsere, som en følge av at utmattingsprekken utvidet seg.

Karakteren av de nevnte defekter kan ikke fastslås med sikkerhet, men deres utseende, lokalisering og grad av oksydasjon/korrosjon indikerer at de er blitt dannet på et tidlig stadium.

Slike sprekker ble funnet på spindel nr. 4 og 5, men ikke på nr. 2 (Spindel nr. 1 og 3 ble bare undersøkt visuelt).

- i) Sprekkene i kantområdet var ikke mulig å påvise hverken med "dye penetrant" eller "magnetic particle"-inspeksjon.
- j) DnV har ved undersøkelser av den brukne spindel ikke kunnet påvise avvikelser fra de fastsatte spesifikasjoner med hensyn til overflatebeskaffenhet, materialets kjemiske sammensetning eller hardhetsgrad. Heller ikke er det som tidligere nevnt, påvist unormale forhold ved undersøkelse av hovedrotorbladenes dempere.
- k) DnV valgte ut spindel nr. 1 og 3 for "over all" kontroll av spindelørenes indre og ytre dimensjoner. Dimensjonene av tilhørende "hinge pins" ble også kontrollert. Ingen avvik fra fastsatte spesifikasjoner ble konstatert.

1.17.8 Sikorsky Aircraft har blant annet til Flyhavari-kommisjonen og Luftfartsverket sendt referat fra "Operators Conference on S-61 Spindle Fractures", avholdt 1. september 1978. I referatet er redegjort for de tiltak som var blitt iverksatt etter spindelbrudd som inntraff med U.S. Coast Guard HH-3F i mai 1978 og med LN-OCS i juni samme år.

Som det fremgår av dette referat gir Sikorsky Aircraft inntrykk av at det ved tidligere møte



mellom deres sjefsmetallurg og DnV, ble enighet om at de tidligere nevnte sprekker i kantområdet, som også hadde vært omtalt som "pre-existing"-sprekker, var "static cracks, service induced, at the bottom of very severe corrosion pits". Dette var imidlertid ikke DnV's mening. Kommisjonen tilskrev i den anledning Sikorsky Aircraft og gjorde oppmerksom på at man ikke anså at referatets tekst på dette punkt var i overensstemmelse med foreliggende informasjon fra DnV. Sikorsky Aircraft har imidlertid ikke gått tilbake på denne påstand.

1.17.9 Flyhavarikommisjonen hadde 16. januar 1979 et møte med representanter fra Sikorsky Aircraft som hadde deltatt i den tidligere omtalte prøving av hovedrotordemperne fra LN-OQS.

Nevnte representanter tok på dette møtet opp de belastningsmålinger som DnV hadde foretatt. De viste i den forbindelse til resultater fra samme type prøver foretatt ved Sikorsky Aircraft, som på forskjellige måter varierte vesentlig fra de som var presentert av DnV.

I skriv til kommisjonen av 12. februar 1979 fra Sikorsky Aircraft, ble dette spørsmål tatt opp på ny, og det ble uttrykt tvil om holdbarheten av DnV's målinger og påpekt forskjellige mulige feilkilder.

Sikorsky Aircraft er av den formening at de største påkjenninger opptrer under oppstart av rotor og "shut down", og de er derfor tilbøyelige til å anta at hver av de markante, regulære linjer som kan observeres i bruddsonen, representerer en såkalt "GAG-cycle". Det vil si oppstart, flyging og påfølgende stopp av rotoren. Blant annet fordi demperstemplene "bunner" (for "lag"-bevegelse) under oppstart av rotoren slik at spindlene derved ut-

settes for en større og udempet belastning enn ved normale flyoperasjoner, hvor sentrifugalkraften utgjør den overveiende del av belastningen.

- 1.17.10 Av luftfartøyets dokumenter fremgår det at helikoptret forut for leveranse til Helikopter Service A/S, ble benyttet til et testprogram med henblikk på å oppnå FAA-godkjennelse til å øke maksimal tillatt avgangsvekt fra 19000 lbs til 20500 lbs for denne helikoptertype.

Kommisjonen forespurte telegrafisk Sikorsky Aircraft om en detaljert oversikt over de flyginger som ble foretatt i nevnte testprogram, som strakte seg over ca. 62 flytimer.

Som svar på dette har Sikorsky Aircraft i skriv av 22. februar 1979, presentert kommisjonen en kronologisk oversikt over de flygningene som ble utført med LN-OQS i forbindelse med omtalte sertifiseringsprogram.

Etter videre anmodning har kommisjonen mottatt Sikorsky's testrapporter i denne forbindelse.

- 1.17.11 Kommisjonen har brakt i erfaring at det i løpet av ovenfor omtalte testprogram utilsiktet ble utført to harde landinger, d.v.s. landinger der en overskred "design limit load" for hovedunderstellet. En av disse landingene (foretatt i.f.m. nødlandingstest fra 15 ft. hover etter kutt på en motor), medførte sågar belastninger som overskred "design ultimate limit", på den ene av hovedunderstellsleggene. Følgen av dette var at "shear pins" i hovedunderstellet "collapsible strut" ble deformert og måtte skiftes.

Sikorsky Aircraft redegjorde i telex til Helikopter Service A/S 16. mars 1979, bare for den ene harde landingen som medførte skader på helikoptret. Etter denne ble helikoptret inspisert i henhold til Maintenance Manual S-61N Ch. 5-50-0 "unscheduled maintainance", og funnet i orden. Denne inspeksjonen berører ingen deler av rotorsystemet, og en har derfor lov til å anta at f.eks. "droop-stops" ikke ble inspisert for eventuelle indiksjoner på "blade bouncing" mot disse.

## 2. ANALYSE OG KONKLUSJON

### 2.1 Analyse

#### 2.1.1 Vær og lysforhold

På bakgrunn av foreliggende informasjoner anser kommisjonen at værforholdene var slike at turen ut til Statfjord A kunne gjennomføres på en forsvarlig måte og i henhold til gjeldende forskrifter. Vær- og lysforhold har ikke hatt innflytelse på hendelsesforløpet.

#### 2.1.2 Besetningen

Kommisjonen anser at besetningsmedlemmene var vel kvalifisert for utførelse av oppdraget og at de hadde hatt tilstrekkelig hviletid før avgang på ulykkesturen. Ingen aksjon fra besetningens side kunne ha forebygget eller avdempet skadevirkningene av tapet av hovedrotorblad.

#### 2.1.3 Medisinske forhold og observasjoner

Besetningen og passasjerer var ikke påvirket av alkohol eller kullos.

Obduksjonsresultatene viser at samtlige ombordværende hadde pådratt seg dødelige skader enten mens helikoptret fremdeles befant seg i luften eller ved anslaget mot sjøoverflaten. Samtlige hadde bl.a. svære knusningsskader i hodet. Kommisjonen antar at de ombordværende kan ha mistet bevisstheten på grunn av voldsomme vibrasjoner og sentrifugalkrefter umiddelbart etter at det ene hovedrotorblad slet seg løs.

#### 2.1.4 Havariforløpet

Undersøkelse av vrakdelene ved LFK har ikke ført til funn som tyder på at det har vært tekniske feil eller mangler ved helikoptret som kan ha ført til driftsforstyrrelser, før hovedrotorblad nr. 5 separerte fra rotorhodet.

De observerte sekundærskader synes å tyde på at havarisekvensen kan ha vært som følger:

- Bakre øre på blad nr. 5's spindelgaffel brakk, Dette medførte forskyvning av innfestningspunktet fra gaffelens midtpunkt til dens fremre festeøre som bøyde seg.  
På grunn av sentrifugalkraften oppstod det et moment om vertikalhengøelen slik at denperen gikk mot fullt "lag".
- Dette resulterte i første omgang i at det kunne observeres en kraftig økning av 1:1-vibrasjonene. Blad nr. 5 var således udempet og dette sammen med tyngdepunktsforskyvningen i bladet skapte stor usymetri, som raskt ledet til økning av "lead lag" og flappe bevegelsene til de øvrige rotorblader. Dette forsterket vibrasjonene.

- Blad nr. 5's økende "lead-lag"-bevegelse overførtes til bladene 2 og 3 og disse 3 blader begynte å flappe ukontrollert.
- Blad nr. 5 slet seg helt løs ved at fremre spindeløre sprengete mutteren på den horisontale hengebolt. Derved oppsto en enorm ubalanse. Umiddelbart etter frigjøringen slo rotenden av bladet inn i halerotorbladene og traff to av disse helt inne ved navet.
- Bladenes flappebevegelse økte ytterligere og kom helt ut av kontroll. Dette forårsaket at rotorblad nr. 3 traff halebommen, slo ut et stort stykke av denne og slo av halerotorens drivaksel 1.3 meter foran intermediate gearboks. På grunn av de skader som dermed oppsto på dette rotorblad, røk det tvers av omtrent på midten, og den ytre del forsvant.
- Flappe og "lead-lag"-bevegelsene ble nå så store at rotorhode med swashplater og servojakker ble brutt i stykker og swashplate "spherical bearing" ble knust av belastningene.
- Rotorblad nr. 4 brakk og den gjenværende del av bladet brettes seg rundt rotorhodet. På dette tidspunkt må rotor-turtallet ha avtatt vesentlig og var ved selve anslaget mot sjøen sannsynligvis null eller meget lite. Det antas at helikopterskroget kom i dreining da halerotoren ble ødelagt, men at denne bevegelse avtok under fallet mot sjøen.
- Skadene på motorene og knusningen av FOD anses å være forårsaket av et vilt flakkende

hovedrotorblad og på grunn av skadebildet på blader og "droop stops", må dette eventuelt ha vært blad nr. 4.

- Da kjernematerialet i FOD har vært utsatt for påvirkninger av stikkflammer fra motor nr. 1, må knusningen av FOD og nedtrykking av luftinntaket på motor nr. 1, ha skjedd mens helikoptret befant seg i luften.

Fra det tidspunkt løftet fra rotoren opphørte i 1000 fots høyde til hoveddelen av vraket traff sjøoverflaten gikk det 8 - 9 sekunder (luftmotstand anslagsvis beregnet) og vertikal treffhasighet anslås til nærmere 70 m/sek. Det antas at hastigheten horisontalt i flyretningen har vært liten. Helikoptret antas å ha hatt krenkning til venstre ved anslaget. Hovedrotorblad nr. 5 har ved separasjonen hatt en egenrotasjon på 3,38 omdreininger pr. sekund, en hastighet i flyretningen på ca. 120 KTS og egenhastighet bort fra resten av helikoptret på ca. 80 m/sek. (155 KTS). Foretatte beregninger viser at bladet maksimalt kan ha blitt kastet 400 - 500 meter bort fra nedslagsfeltet til hoveddelen av vraket. Den virkelige avstand mellom de to deler på sjøbunnen ble målt til ca. 180 meter.

#### 2.1.5 Undersøkelse av bruddstedet i spindeløret til hovedrotorblad nr. 5

Som nevnt under pkt. 1.17.7

, ble det konstatert at årsaken til bruddet var materialutmattning i ca. 92 % av spindelørets totale tverrsnittsareal, og at det i utmattings-

sonen ble funnet markante linjer med en regulær innbyrdes avstand.

For å anskueliggjøre dette mønster ble bruddflaten fotografert ved bruk av skrått innfallende polarisert lys.

- 2.1.5.1 Den enkle måling av spenninger i spindeløret som ble foretatt av DnV ved forskjellige faser av flyging er nevnt i pkt. 1.17.7, e.
- Som nevnt ble resultatet av målingene at de kraftigste spenninger synes å oppstå ved simulerte riglandinger. DnV reserverte seg imidlertid med hensyn til resultatet av de telemetriske målinger, da det synes klart at mer omfattende målinger under flyging måtte utføres for å oppnå entydige verdier. Dessuten er det opplyst at spenningskilden som ble benyttet under målingen var ustabil og varierte med + 5V i forhold til det den skulle yte (28V).

Kommisjonen har senere blitt informert om at en slik spenningsvariasjon vil innvirke vesentlig på målingenes pålitelighet. Det oppnådde resultat ble imidlertid benyttet som grunnlag for å kunne fremlegge et meget konservativt anslag av utmattingsbruddets propageringstid.

Dette var på det daværende tidspunkt svært preserende for de sertifiserende myndigheter hvis oppgave det var å fastsette rimelige inspeksjonsintervaller med adekvat sikkerhetsmargin.

Kommisjonen anser at denne del av det oppdrag som ble gitt DnV ligger på grensen av det som regnes å henhøre under havariundersøkelsene. (Se pkt. 1.16.5. siste avsnitt).

Av resultatene fra de omfattende spenningsmålinger som er foretatt av Sikorsky Aircraft synes det klart at man ved beregning av bruddets propageringstid bør legge 1 "GAG"-cycle til grunn i stedet for antall landinger.

I praksis vil dette si at man nytter antall gangtimer mellom hver landing med full stop av motorene som utgangspunkt. Da en tur til Nordsjøplattformene og tilbake som oftest foregår uten stop av motorene, fører dette til at man - grovt tilnærmet - skulle kunne applisere en faktor på 2 pgr på de timeantall som er angitt på fig.

Det bør presiseres at usikkerheten i denne forbindelse alene hefter ved anslaget av flygningenes varighet og spenningsmålingene (shuttleing etc. er ikke medtatt), mens DnV's metallurgiske undersøkelsesresultater ikke berøres.

Under de undersøkelser og forsøk som ble utført på Forus i april 1979, ble det ytterligere bekræftet at under de ordinære transportflygninger som foregår i forbindelse med aktiviteter i Nordsjøen, forekommer de største påkjenninger på hovedrotorbladenes spindler i forbindelse med igangsetting av rotoren (Rotor engasjement).

Kommisjonen antar derfor at avslutningen på en flytur (med full "shut down") og start før neste tur, må sees som opphavet til en tilnærmet "sammenhengende" periode med særskilt store belastninger på helikoptrets hovedrotorspindler. Sett ut fra begrepet gangtid er det intet tidsmessig opphold mellom avslutning på en flytur og begynnelsen på neste, selv om de i virkeligheten foregår med f.eks. et døgn mellomrom. Dette forhold endrer imidlertid ikke på det resultat som forekommer om



man legger en "GAG"-cycle til grunn for beregning av propageringstiden.

#### 2.1.6 Initiering av sprekkdannelsen som førte til brudd i spindeløret

2.1.6.1 Som det vil fremgå av det foreliggende materiale finnes det ikke noe entydig svar på hva som har vært opphavet til de opprinnelige defekter i materialet, som har vært initieringspunktet for utmattingsprosessen.

Disse regulære skråstilte sprekker ble konstatert i materialet på begge sider av bruddet i spindel nr. 5.

Disse sprekker er betydelig dypere enn de mikrosprekker som skyldes utmatting i sprekkespissen og viser også spor etter utmatting. Slike sprekker er også påvist i områder med liten eller ingen korrosjon.

I DnV rapporten sies følgende om sprekkenes opprinnelse: "The nature of the edge defects is not known with certainty. However, their appearance, location, and degree of oxidation-corrosion, seem to point to formation at an early stage, possibly during manufacturing. They may for instance, be machining tears which have been more or less closed by the shot peening process. However, in order to establish the true nature of these defects more comprehensive work would have to be carried out, involving detailed examination of the various stages of both production and service of the spindle lugs, and this is outside the scope of the present report".

- 2.1.6.2 Sikorsky Aircraft har, som tidligere nevnt, konkludert med at utmattingsbruddet startet som en følge av korrosjonsangrep oppstått under den tid helikopteret hadde vært i operativ bruk. "The preexisting cracks were in fact, static cracks, service induced, at the bottom of very severe corrosion pits".
- 2.1.6.3 Som nevnt under 1.17.10 og 1.17.11 ble LN-OQS før levering til Helikopter Service A/S, benyttet i et spesielt testprogram i forbindelse med sertifisering av øket operasjonsvekt til 20500 lbs, og videre at det under disse prøver forekom to utilsiktede harde landinger. Dersom den spindel som sviktet ble påført skade på dette tidspunkt, kan en anta at disse ikke ville blitt oppdaget ved den påfølgende inspeksjonen som jo ikke omfattet rotorhodet. Dersom bladene under disse harde landingene hadde slått mot "droop stops", ville dette ha ført til kraftig økede belastninger på spindelørene, og det eneste stedet en ville kunne påvise dette ville eventuelt være på "droop stop" mekanismen. Imidlertid kan en etter å ha studert testrapportens forskjellige parameterutskrifter for helikopteret under disse harde landingene, ikke se at sannsynligheten for at bladene har slått mot "droop stop", er særlig stor. Dette vil således si at en nokså trygt kan anta at rotorhodet ikke ble unormalt hardt belastet under de to harde landingene.
- 2.1.6.4 De uregelmessigheter som ble konstatert ved Luftforsvarets forsyningskommando under demontering og undersøkelse av vrakdelene fra LN-OQS, ansees ikke å ha bidratt til initierting eller ut-

vikling av utmattingsbruddet:

- At en av de fire mutre som fester "rotating scissor" til rotorhodet var løs, skulle ikke tilsi noen form for driftsforstyrrelser, så lenge det kunne konstateres at de øvrige tre mutre var fast tilskrudd.
- Uregelmessigheten vedrørende nummerering og koding av hovedrotorblader og "sleeve and spindles" som er nevnt i punkt 1.17.4e), var uten betydning, fordi vektene som skal motvirke ubalansen fra "rotating scissor" allikevel var plassert slik at de virket etter hensikten. Det bør imidlertid bemerkes at kommisjonen ikke har kunnet fastslå hvor og når komponentene er blitt omplassert, idet både - Sikorsky Aircraft og Helikopter Service A/S, mener å kunne dokumentere at de ikke har foretatt en slik operasjon.

Knusningen av nedre opplagring i blad.nr. 4's vertikalhengsel er forårsaket av kraftig slag mot "housingen" for lagret. Dette ansees å ha skjedd under havariet.

Når det gjelder den omtalte slitasje av øvre opplagrings nedre koniske rullelager, har LFK erfaring fra to tilfeller med Sea-King-helikoptre der innerbanen til øvre koniske rullelagre ble funnet meget slitt, og dette skyldtes også lav hårdhet (rundt RC 30). På disse to helikoptre hadde en til tider observert vibrasjoner som var tilstede en kort tid for så å forsvinne igjen, men en kan ikke med sikkerhet si om disse skyldtes de slitte lagrene.

Begge disse lagrene er med på å ta opp sentrifugalkraften. Øvre lager tar i tillegg opp oppadrettede krefter (løftet), og nedre lager bladets egentynge ved "nulløft" og etter "shut down". Det viktigste og mest belastede av disse to er således det øvre.

Hvis et av disse lagrene slites for mye slik at sentrum for universalhengslen forskyves merkbart opp (øvre lager slitt) eller ned (nedre lager slitt), vil bladet komme ut av "track" på grunn av at øvre endefeste for "pitch"kontrollråden samtidig forskyver seg. Stor slitasje vil sannsynligvis også medføre at dragmomentet øker eller opptrer rykkevis. Dette vil trolig av flygeren oppleves som en dårlig rotorbladdemper. Det faktum at lagret i tilfelle med LN-OQS på langt nær var så mye slitt som de som ble oppdaget på Seaking, pluss at type belastning på de to lagrene er forskjellig, gjør at en med stor sikkerhet kan si at dette ikke har forårsaket økt vibrasjonsnivå under flyging, og dermed økt belastning på resten av rotorhodet.

## 2.1.7 Videre undersøkelsen

2.1.7.1 Såvidt kommisjonen har kunnet bringe på det rene har tap av hele hovedrotorblader fra S-61 helikoptrene bare forekommet i fire tilfeller i de 19 år denne helikoptertype har vært i tjeneste.

I to av disse tilfeller har årsaken vært brudd i bakre øre på spindelgaffelen; US Coastguards HH-3F helikoptre i mai 1978 og LN-OQS den 26. juni 1978. I de to øvrige tilfeller brakk selve spindelakselen. Siden sistnevnte dato er det funnet sprekker - tildels langt fremskredne -

i fire spindler (ører) tilhørende Helikopter Service A/S.

I henhold til informasjoner fra Sikorsky Aircraft er det ikke blitt funnet tilsvarende sprekker på S-61N helikoptre hos noen andre sivile operatører. Den sivile flåte av S-61N består av ca. 115 helikoptre. Heller ikke kjenner man til lignende tilfeller med militære S-61 typer. Innhentede informasjoner indikerer at sprekker i spindelører bare har forekommet siden mai 1978. Unntatt herfra er brudd i nikkelbelegget på pletterte spindler, hvor det ikke er fastslått med sikkerhet om sprekken har fortsatt inn i basismaterialet. Kommisjonen har ikke hatt tilgang til det konkrete undersøkelsesmaterialet vedrørende US Coast Guard ulykken eller de sprekker som er funnet på andre spindelører. Det kan imidlertid fastslås at bruddene i spindelørene opptrer omtrent på samme sted (ca. kl. 1200 og muligens 0600 på bakre øre).

Det er etter kommisjonens mening neppe en tilfeldighet at det etter så mange års bruk av S-61N, uten forekomst av feil i spindelørene, inntreffer en rekke slike tilfeller på under 1 år. Spesielt påfallende er det at feilene hovedsaklig har forekommet på relativt nyfabrikerte spindler med liten gangtid og ifølge Sikorsky Aircraft bare ved Helikopter Service A/S. LN-00S-ulykken må sees som en faktor i det problemkompleks som derved er oppstått. Det synes rimelig å trekke den slutning at grunnen til opprinnelsen av materialsvikten i spindlene skyldtes enten endringer/feil i produksjonsprosessen eller vedlikeholds/overhalingsmetodene, eller henger sammen med anvendelsen av helikoptrene i videste forstand.

Når det hevdes at OEI-landinger kan være opphavet til dannelse av mikrosprekker i spindlene, bør det

samtidig presiseres at slike landinger har vært praktisert hos Helikopter Service A/S i de 12 år (1966-78) selskapet har operert helikoptertypen, uten at sprekker er oppdaget tidligere.

- 2.1.7.2 Kommisjonen anser at ansvaret for de videre undersøkelser for å klarlegge grunnen til disse utilfredsstillende tilstander tilligger produsenten, som sitter inne med alle relevante informasjoner, samt at den typesertifiserende myndighet er ansvarlig for til enhver tid å fastsette påbudte gangtider mellom inspeksjoner, slik at det alltid opereres med forsvarlig hensyn til flysikkerheten.

I denne sammenheng vil kommisjonen bemerke, at den er kjent med at Sikorsky Aircraft straks detaljene omkring de to havarier (LN-OQS og US Coast Guard) ble kjent, satte igang et omfattende "Spindle Safety Program", som siden er blitt fortsatt med høy prioritet, samt at Helikopter Service A/S som nevnt tok initiativet til vidtgående undersøkelser på Forus, parallelt med Sikorsky Aircrafts program (Se pkt. 1.17.10).

Videre skal også nevnes at Luftfartsverket nøye har fulgt utviklingen i saken, foretatt reiser til U.S.A., og i møter med FAA og Sikorsky Aircraft, samt i skriv gjort rede for sitt syn på hvilke krav man på nasjonalt hold finner nødvendig å måtte stille for å sikre et akseptabelt teknisk nivå for å opprettholde fortsatt approbasjon av S-61N helikoptrenes luftdyktighet.

- 2.1.7.3 Kommisjonen har etter at dens egne undersøkelser ble avsluttet, mottatt til orientering kopi av DnV's rapport nr. 79-0403 "Suggested Mechanism of Formation of Cracks in Main Rotor Spindle Lugs for S61N Helicopter".

Rapporten er utarbeidet etter oppdrag fra Helikopter Service A/S og er basert på en videreføring av de metallurgiske undersøkelser som ble utført for Flyhavarikommisjonen i forbindelse med LN-OQS' havari, de spenningsmålinger som ble utført på Forus i april 1979 (Jfr. pkt. 1.16.10), samt Sikorsky Aircrafts undersøkelser av sprekker funnet i en spindel fra LN-OSJ og 3 spindler fra LN-OSY. Samtlige av nevnte S-61N helikoptre tilhører Helikopter Service A/S.

I rapporten skisseres en mulig teori om hvorledes små defekter (sprekker) av ca. 0,5 mm dybde, kan ha oppstått i spindelmaterialiet, og dermed dannet utgangspunktet for de konstaterte utmattingsbrudd.

Teorien er i korthet som følger:

Under de foran nevnte OEI-landinger som ble utført under prøvene på Forus, ble det målt maksimale spenninger på opp til 67000 psi nær det kritiske område på spindelørene. Grunnen til dette var at spindlene slo mot flappstopperne.

Spenninger av denne størrelsesorden er imidlertid alene ikke tilstrekkelig til å forvolde deformasjon og sprekkdannelse, da flytegrensen for det materiale spindlene består av ligger på rundt 132000 psi.

Det kreves således ca. dobbelt så høye spenninger som de målte, for at materialet i spindelens kl. 1200- og muligens 0600-posisjon skal deformeres og sprekker oppstå på grunn av lokal overbelastning.

Rapporten nevner visse mindre spenningsbidrag som antas å komme i tillegg til de maksimale spenninger som er målt i det området der sprekken er obser-

servert. Selv om disse bidragene tas med, synes det usannsynlig at spenninger opp mot materialets flytegrense kan opptre.

Det er imidlertid en annen årsak til spenninger som rapporten tillegger stor vekt i forbindelse med dannelsen av små overbelastningssprekker, og det er de lokale strekkspenningene som alltid er tilstede i materialet umiddelbart under trykkspenningssjiktet i en shot peened overflate. For det lille materialvolumet som allerede er strekkpåkjent, vil drifts- spenningen komme i tillegg og flyting kan derfor skje ved et lavere nivå av målte makroskopiske spenninger.

Størrelse og fordeling av disse strekkspenningene under en shot peened overflate er ikke kjent i detalj. Trykkspenningene i et shot peened sjikt er imidlertid funnet (av Sikorsky Aircraft) å ligge i området 90 000 - 100 000 psi. Det ansees derfor ikke usannsynlig at de underliggende strekkspenninger vil være av en størrelsesorden som vil kunne gi et betydelig bidrag. Det kan således teoretisk forekomme at ved et uheldig sammentreff av omstendigheter kan det kritiske punkt på spindelørets indre flate bli utsatt for en påført spenning på grunn av manøvrering, i tillegg til en lokal "innebygget" spenning, slik at det totale spenningsnivå (lokalt), overstiger materialets flytegrense.

DnV anser imidlertid at det gjenstår å finne be- kreftelse på en rekke ubesvarte spørsmål før den fremlagte teori kan aksepteres som løsningen på spindelproblemet, og at så vel ytterligere prak- tiske prøver som laboratorieeksperimenter må ut- føres i denne forbindelse.



Skulle denne teori ved kommende forsøk vise seg å medføre riktighet, vil det si at den generelt gunstige effekt av shotpeeningsprosessen, under visse uheldige omstendigheter kan ha den motsatte effekt, og resultatet vil bli en forminsknet sikkerhetsfaktor i hovedrotorsystemet.

Det fremgår forøvrig av rapporten at den lokale fordelingen av disse "innebygde" spenninger er lite kjent, og at de derfor - med hensyn til det kritiske område i spindeløret, kan variere fra spindel til spindel. Kommisjonen er meget tilfreds med at disse forhold er brakt i fokus, og at det i henhold til innkomne informasjoner vil bli forsket videre på dette felt. Kommisjonen regner med at den fornødne sikkerhet er ivaretatt ved de skjerpede inspeksjonskrav som myndighetene har pålagt.

- 2.1.7.4 Kommisjonen vil i forbindelse med den omtale av de foretatte målinger som er nevnt i pkt. 1.16.10, stille spørsmålet om hvorvidt andre forhold som f.eks. flyging med normal marsjhastighet og tung last i sterk turbulens (evt. isingsforhold) også kan tenkes å medføre flap-pounding med tilsvarende spenningspåkjenninger i hovedrotorspindlene. Forøvrig vil kommisjonen påpeke at den finner det beklagelig at resultatene fra de undersøkelsene som må ha vært foretatt av hovedrotorspindlene fra U.S. Coast Guard-ulykken ikke er trukket sterkere inn i bildet under oppfølgingen av de nevnte prøver på Forus. Kommisjonen er helt klar over at spindlene i dette tilfelle var plettede og at HH-3F ikke er identisk med S-61N, men at hovedrotorsystemet er identisk.

Kommisjonen vil også uttrykke sin forbauselse over hvor lite omfattende Sikorsky Aircrafts metallurgiske undersøkelser av de aktuelle hovedrotorspindler tilsynelatende har vært fram til medio mai 1979. (Ref. DnV report No. 79-0403, Appendix 1, "Summary of Work Done at Sikorsky Aircraft on

Cracked, Unplated S-61N Main Rotor Spindle Lugs Up to 17th May 1979").

- 2.1.7.5 Videre vil kommisjonen anføre at trening i nødlandingsprosedyrer av den type som er kommet i søkelyset med granskning av den foreliggende ulykke, må sies å være høyst relevant for helikopterflygere som jevnlig opererer fra heliports på oljerigger, skibsdekk o.l. Det kan i denne forbindelse nevnes at lignende øvelser praktiseres under utdanning og vedlikeholdstrening av flybesetninger på militære helikoptre, både i Norge og i utlandet. Kommisjonen er kjent med at "OEI-landings to a spot", har vært praktisert i Helikopter Service A/S fra selskapet tok i bruk S-61N og frem til og med 1978. Nevnte disiplin er for tiden tatt ut av PFT-programmet, men det antas at den for fremtiden vil bli kjørt i selskapets nyanskaffede simulator.
- 2.1.7.6 Når det videre arbeid utenfor kommisjonen ikke har ført til en entydig løsning av årsaken til spindelproblemet i hovedrotorsystemet, er kommisjonen også tilfreds med å kunne konstatere at Sikorsky Aircraft har bestemt at ny spindeltype for S-61N nå blir utviklet og gjort tilgjengelig.
- 2.1.8 Flyhavarikommisjonen anser for sin del at den i sine undersøkelser i forbindelse med luftfartsulykken med LN-OQS, har ført disse tilbørlig langt og sågar utover den praktiske grense som er vanlig for avslutning av etterforskningen ved luftfartsulykker.

Kommisjonen har i og med lokalisering og heving av vrakdelene, og gjennom undersøkelser av disse, kunne framlegge bevis for at ulykkens årsak var materialsvikt ved utmatting i spindelen til hovedrotorblad nr. 5.

Likeledes har kommisjonen foretatt omfattende undersøkelser av materialets struktur i utmattingssonen, som er av stor betydning for beregning av bruddets propageringstid (i gangtimer), fra den defekt oppsto som startet utmattingssekvensen.

I betraktning av det arbeid som siden er utført ved myndighetenes, selskapets og produsentens for-  
sorg samt de forhold som er nevnt under punkt 2.1.7.3 (siste avsnitt), finner kommisjonen det i denne rapport ikke behøvelig å fremme tilrå-  
ninger om forebyggende tiltak.

## 2.2 Konklusjon

### 2.2.1 Undersøkelseresultater

- a) Luftfartøyet var forskriftsmessig sertifisert, registrert og forsikret.
- b) Besetningen innehadde forskriftsmessige sertifikater og var fysisk og psykisk skikket for flyging.
- c) Helikopteret hadde før levering til K/S Helikopter Service A/S, vært benyttet i et testprogram med henblikk på å oppnå FAA-approbasjon på en økning av maksimal tillatt avgangsvekt til 20500 lbs.
- d) Helikopteret hadde under nevnte testprogram blitt utsatt for to harde landinger.
- e) Nummereringen av "sleeve and spindles" var ikke i overensstemmelse med Sikorsky Aircrafts originale nummereringssystem.

- f) En av de 4 bolter som fester "rotating scissor" til rotorhodet var løs, og den åpne spalten under boltehodet var ca. 2 mm.
- g) Det oppsto brudd i bakre øre til spindelgaffelen til rotorblad nr. 5, mens helikopteret befant seg i marsjhøyde 1000 ft, med den følge at spindelen ble vrenget av den horisontale hengebolt, og bladet separerte fra rotorhodet.
- h) Årsaken til bruddet i spindelgaffelens øre var materialutmattning. Restbruddet som var et seigt overbelastningsbrudd, utgjorde ca. 8 % av det totale tverrsnittsareal av bruddflaten.
- i) Metallurgiske studier av utmattingssonen viser at bruddforplantingen hadde foregått over et større antall gangtimer. Markante linjer i bruddsonen indikerer at spindelen hadde vært utsatt for store lavfrekvente/høybelastningspåvirkninger i korte perioder med regulære mellomrom (målt i gangtid).
- j) Analyse av materialet i spindelgaffelen viser at dets hårdhet og overflatebeskaffenhet og kjemiske sammensetning var i samsvar med de foreskrevne spesifikasjoner.
- k) Kontroll utført på to av rotorhodets øvrige spindler, viste at spindelørenes ytre og indre diametere samt dimensjonene av tilhørende "hinge pins", lå innenfor tillatte toleranser.
- l) Det ble konstatert slitasje i ytterbanen til nedre koniske rullelager i øvre opplagring til blad nr. 4's vertikalhengsel. På grunn av for lav materialhårdhet (Rockwell C 33).

### 2.2.2 Havariets årsak

Årsaken til at S-61N helikoptret, LN-00S, havarerte i Nordsjøen den 26. juni 1978, var at et hovedrotorblad falt av helikoptret mens dette befant seg på vei fra Flesland til Statfjord A i 1000 fots høyde.

Helikoptret kom derved ut av kontroll, styrtet i havet og sank på ca. 200 meters dyp.

Årsaken til tapet av hovedrotorbladet var materialsvikt på grunn av utmatting i spindelen som for-binder bladroten med rotorhodet.

Førnebu, 17 JAN. 1980  
Wilhelm Mohr  
Wilhelm Mohr

Kolbjørn Lunne  
Kolbjørn Lunne

Arnstein Øverkil  
Arnstein Øverkil