



HAVARIKOMMISJONEN FOR SIVIL LUFTFART (HSL)

RAP.: 03/99

RAPPORT

**LUFTFARTSULYKKE PÅ RIKSVEI 84 I SKØELVDALEN I
SØRREISA KOMMUNE, TROMS 5. APRIL 1997 MED
EUROCOPTER AS350-B2 LN-ORT**

AVGITT MARS 1999

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE PÅ RIKSVEI 84 I SKØELVDALEN I SØRREISA KOMMUNE, TROMS 5. APRIL 1997 MED EUROCOPTER AS350-B2 LN-ORT

Typebetegnelse:	Eurocopter AS 350-B2
Registrering:	LN-ORT
Eier:	Heli-Team A/S
Bruker:	Heli-Team A/S
Besetning/fartøysjef:	1
Passasjerer:	1
Havaristed:	På riksvei 84 i Skøelvdalen ca. 8 km syd for Sørreisa i posisjon 69°06' N 018° 00' Ø
Havaritidspunkt:	5. april 1997 kl. 1253

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

MELDING OM HAVARIET

HSL fikk melding om luftfartsulykken fra fartøysjefen 5. april 1997 ca. kl. 1400 og via kontrolltårnet på Bardufoss flystasjon kl. 1600. Kort tid etter ulykken ble riksveien ryddet og vraket av helikopteret fraktet til Harstad. To havariinspektører reiste til Heli-Teams base i Harstad 7. april og startet undersøkelsene samme dag. Kommisjonen ble fløyet til havaristedet 8. april og fullførte arbeidet der samme dag.

I henhold til "Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation" oppnevnte den franske kommisjonen, Bureau Enquêtes Accidents (BEA), Chef de la Division Aviation Général et Hélicoptères D. Bonnel til akkreditert representant. Som sakkyndig hadde han med Senior Manager G. Stievenard fra Eurocopter.

Som sakkyndig i helikopteraerodynamikk har HSL støttet seg til tidligere havariinspektør og spesialist på aerodynamikk siv. ing. Åge Røed og professor dr.techn. H. Nørstrud, Institutt for mekanikk, termo- og fluidodynamikk, Norges teknisk-natur-vitenskapelige universitet. De metallurgiske undersøkelser er foretatt ved Det Norske Veritas (DNV) laboratorium på Høvik. Etter ønske fra fartøysjefen

på LN-ORT har kommisjonen knyttet til seg ytterligere ekspertise på den operative side ved å oppnevne flykaptein T. Aanestad som sakkyndig.

SAMMENDRAG

I forbindelse med ett oppdrag for Statskog Troms og Senja politikammer som gjaldt kontroll av snøscooterkjøring i utmark, hadde fartøysjefen landet helikopteret på riksvei 84 for å slippe av en politimann. Fordi det kunne innebære faremomenter for veitrafikken om helikopteret ble stående, påbegynte fartøysjefen uten unødig opphold avgangen. Ved ca. 50% torque oppstod det kraftige vibrasjoner i helikopteret, det vred seg mot venstre, halen løftet seg og det beveget seg fremover mot to personer i veibanen. Helikopteret var nå i realiteten delvis ute av kontroll. I et forsøk på å unngå og skade personene prøvde fartøysjefen å stoppe helikopterets ferd fremover ved å benytte "collective and cyclic pitch controls" og ved å bremse hovedrotoren i brøytekanten på høyre side. Det resulterte i at helikopteret hoppet fremover samtidig som det vred seg ca. 90° til høyre. Fra avgangsposisjonen til der helikopteret ble stående i ro, var det ca. 10 m. HSL anslår at hendelsesforløpet tok ca. fem sekunder. Følgende signifikante undersøkelsesresultater er identifisert:

Fartøysjefens vurdering av landings- avgangsstedets egnethet var en konsekvens den utdannelsen han hadde fått. Ved landingen var han kun opptatt av å unngå ledningene på begge sider av veien og av at det var klaring mellom hovedrotorplanet og brøytekantene. Han var opplært til at "ground effect" forbedret helikopterets ytelse spesielt ved avgang. Han var aldri blitt informert om at "ground effect" kunne forårsake kraftige vibrasjoner ved varierende, kort avstand mellom hovedrotorplan og underlag, ei heller at de aerodynamiske forhold på et avgangssted mellom høye terrengdetaljer nær et helikopter kunne føre til ubalanse. Vibrasjonene, som startet hendelsesforløpet, skyldtes varierende avstand mellom hovedrotorbladene og underlaget. Denne "ground effect" ga vibrasjoner med frekvens 39 vekslinger ("cycles") pr. sekund. Grunnen til at helikopteret tippet forover var en kombinasjon av "ground effect" på høyre side og mulig resirkulasjon på venstre side, forhold som påvirket hovedrotorbladene til å "flappe" opp over halen og "flappe" ned foran pga. gyroeffekten. Vridningen av halen mot høyre skyldtes sannsynligvis tap av halerotoreffekt pga. forstyrret luftstrøm fra hovedrotoren mellom brøytekantene. Bedre arbeidsforhold for halerotoren når halen løftet seg og varierende behov for effekt fra halerotoren som følge av hurtige bevegelser med "collective pitch control" samtidig med fullt utslag med høyre pedal, kan ha bidratt til denne vridningen. Resultatene av de tekniske undersøkelsene viser at helikopteret var helt og uskadet da hendelsesforløpet startet. Det var korrekt av fartøysjefen å avbryte avgangen med de indikasjoner han hadde på at noe var alvorlig galt med helikopterets haleparti.

Grunnen til at helikopteret ble så skadet, var følgeskader av at fartøysjefen raskt førte "collective pitch control" til bunnstilling og "cyclic pitch control" til høyre for å bremse rotoren i høyre brøytekant og til bakre posisjon for å stoppe bevegelsen

fremover. De viktigste følgeskadene var at hovedgearboksens fester og opphenging ble ødelagt slik at hovedrotorbladene kappet halebommen og helikopterets hale med halerotor separerte fullstendig. Luftfartsulykken medførte ingen skader på personer eller tredjemanns eiendom.

1 FAKTISKE OPPLYSNINGER

1.1 Hendelsesforløpet

- 1.1.1 Helikopteret var på oppdrag for Statskog Troms og Senja politikammer for å kontrollere snøscootertrafikken i utmarksområdet rundt Sørreisa i Troms. Kontrollen av scooterførerne ble foretatt av to polititjenestemenn. Dessuten deltok en representant for Statskog Troms. Etter flere landinger og kontroller på diverse steder var det en scooterfører som unnlot å stoppe på polititjenestemennenes anmodning. Etter flere landinger foran denne føreren, der han bare kjørte utenom kontrollen, og etter at den ene av politimennene under en slik landing ble etterlatt i fjellet, så det ut til at det oppstod tekniske problemer med snøscooteren. Føreren begynte å søke ned mot riksveg 84 i Skøelvdalen. Det så derfor ut til at det skulle bli mulig å stoppe vedkommende ved riksvegen. Det sporet scooterføreren fulgte krysset riksvegen midt på en rett strekning med ca. 75 m avstand til svinger i begge retninger. Fartøysjefen vurderte muligheten for å lande på dette stedet som akseptabel, men marginalt pga. ledninger og høye brøytekanter på begge sider. Han var konsentrert på å unngå ledningene, men han var ikke bekymret for brøytekantenes høyde på annen måte enn at hovedrotorplanet måtte gå klar av kantene. Fordi det heller ikke var biltrafikk å se i begge retninger, besluttet han seg for å gjennomføre landingen. Helikopteret ble satt rett ned midt i veibanen. Den gjenværende politimannen forlot helikopteret på venstre side og beveget seg mot scooterføreren, som hadde stoppet i veikanten ca. 10 m foran helikopteret. Fordi det når som helst kunne komme biler fra begge retninger, kunne ikke helikopteret bli stående lenger enn høyst nødvendig. Med en gang politimannen var utenfor hovedrotoren begynte fartøysjefen avgangen. I sin forklaring til kommisjonen fortalte han at ved ca. 50 % torque, mens helikopteret fremdeles var på bakken ("light on skids") følte han kraftige, relativt høyfrekvente vibrasjoner som syntes å komme fra halen. Omtrent samtidig vred helikopteret seg mot venstre og halen løftet seg. Fartøysjefen følte at han hadde liten eller ingen retningskontroll ved hjelp av pedalene. Han førte "collective pitch control" raskt til bunnstilling og "cyclic control" til høyre og til fullt utslag bakover for å prøve å bremse hovedrotoren i høyre brøytekant og samtidig prøve å stoppe bevegelsen fremover. Denne manøvreringen var et resultat av at han fryktet for å skade de to personene foran og til venstre for helikopteret. Han mener også at han på et tidspunkt forsøkte å forbedre retningskontrollen ved å løfte "collective control" noe. Helikopteret beveget seg noen meter fremover og dreide mot høyre slik at fronten traff enden av brøytekanthen ved innkjørselen til et bolighus. Som et resultat av at helikopterets hovedrotor traff nær toppen av brøytekanthen på høyre side fortsatte det ytterligere

3 - 4 m og ble stående 90° til høyre på avgangsretningen delvis inne i innkjørselen. Fartøysjefen bedømmer at det gikk fra 5 til 10 sekunder fra problemene oppstod og til helikopteret stod sterkt skadet, men opprett i innkjørselen. Ca. 2,75 m av haleseksjonen med haleratoren lå igjen nær opprinnelig startposisjon i høyre veikant, og ga dermed tilsynelatende forklaringen på manøvreringsproblemene. Selv om deler fra helikopteret ble spredt rundt i stort omfang ved havariet, ble hverken personer eller tredjemanns eiendom påført skader.

1.2 Personskade

SKADER	BESETNING	PASSASJERER	ANDRE
OMKOMMET	0	0	0
SKADET	0	0	0
LETT/INGEN	1	1	2

1.3 Skade på luftfartøyet

- 1.3.1 Helikopteret ble sterkt skadet. Fabrikkens sakkyndige har antydnet at det muligens er lønnsomt å bygge det opp igjen.

1.4 Andre skader

- 1.4.1 Ingen.

1.5 Personellinformasjon

- 1.5.1 Fartøysjefen, mann (36 år) ble utdannet på helikopter i Canada i 1985. Ved ulykken innehadde han Trafikkflygersertifikat CPL for Helikopter (CPL-H) gyldig til 07.02.06 forutsatt gyldig legeattest. Siste legesjekk ble gjennomført 15.01.97 og var gyldig til 23.02.98. Siste LPT-2 (Licence Proficiency Test) på AS 350 ble gjennomført 07.02.97 og var gyldig til 07.02.98.
- 1.5.2 Fartøysjefen hadde opparbeidet en total flygetid på ca. 3 100 timer hvorav ca. 3 000 timer på aktuell type. Dagen ulykken inntraff, hadde han fløyet 1:45 timer og gjennomført 10 avganger og landinger. De siste 90 dager hadde han logget 250 avganger/landinger.

FLYGETID	TOTAL	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	7:20	7:20
SISTE 3 DAGER	8:00	8:00
SISTE 30 DAGER	37:30	37:30
SISTE 90 DAGER	80:00	80:00

Tid siden siste hvile var 4:45 timer da ulykken inntraff.

1.6 Luftfartøyet

1.6.1 Helikopterets data:

Fabrikant:	Eurocopter, France
Type/ modell:	AS350 - B2
Byggeår:	Gjenoppbygget og nullstilt av fabrikken i 1996
Serienummer:	1883
Total gangtid/ tid siden overhaling:	557 timer
Helikopter total lengde:	12,94 m
Helikopterskrog lengde:	10,93 m
Understell:	Meier ("Skids")
Motor:	Ett stk. Turbomeca Arriel 1D1, "max. continuous power 466 kW"
Gangtid siden siste overhaling:	59:10 timer
Hovedrotor:	"3-blade, Starflex semirigid, bearingless hub without a dragdamper"
Hovedrotor turtall:	"Power on - on the ground at low pitch 380 ± 5 rpm, in stabilized flight 390 (+4 to -5) rpm"
Hovedrotor diameter:	10,69 m

Hovedrotorplan høyde over bakken:	3,33 m (high L/G)
Hovedrotor rotasjonsretning:	Med urviseren sett ovenfra
Halerotor:	"Two-blade, hingeless, greaseless see-saw rotor with glass roving spar. Pitch change by spar twisting"
Halerotor turtall:	"2 086 rpm when main rotor rpm is 394"
Halerotor drivakselturtall:	"6 125 rpm when main rotor rpm is 394"
Halerotor rotasjonsretning:	Sett fra høyre side, mot urviseren

Motor kontroll: Før avgang settes rotorturtallet med gasshåndtaket, som sitter i gulvet under "collective pitch control". Deretter reguleres effektuttaket fra motoren med "collective pitch control". Det er ikke "twist grip" på "collective pitch control".

1.6.2 Masse og balanse

Ved havaritidspunktet var helikopterets masse 1 658,3 kg og tyngdepunktet 3.34 m dvs. innenfor begrensningene.

1.7 **Været**

1.7.1 Det var meget pent vær da havariet fant sted. Ifølge fartøysjefens rapport var vinden lett og variabel med maksimal styrke på 5 kt. Sikt og skybase var CAVOK. Temperaturen var 2°C.

1.7.2 Lysforhold: Dagslys.

1.8 **Navigasjonshjelpemidler**

1.8.1 Ikke relevant.

1.9 **Samband**

1.9.1 Ikke relevant.

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

1.10.1 Ikke relevant. Se havaristedet 1.12.1

1.11 Flygeregistratorer

1.11.1 Ikke påbudt og ikke montert.

1.12 Havaristedet og helikoptervraket

1.12.1 Havaristedet

Fartøysjefen landet (Bilag 1, p. 1 og p. 1-a) midt på en ca. 150 m lang, rett strekning av riksvei 84 i Skøelvdalen. Sett i nordøstlig retning ligger landingsstedet rett før avkjøringen til et bolighus på høyre side. På dette stedet er veibanen 6,65 m bred og den var dekket av hardpakket snø/ is. På begge sider av veien var det høye brøytekanter - opptil 3,10 m på høyre side og 2,60 m på venstre side ifølge en oppmåling foretatt av oppmålingsavdelingen, Sørreisa kommune etter anmodning av politiet. Kommisjonen har i sin vurdering tatt hensyn til at det hadde snødd og vært brøytet etter ulykken. Det medførte at det var 10 - 15 cm ned til gammel snø. Basert på fartøysjefens forklaring og den skissen han laget til kommisjonen rett etter ulykken, mener HSL at cockpiten på helikopteret stod i nærheten av profil 8,35 (8,35 m fra midten av innkjørselen, bilag 1, p.1-c, p.2, p.3). Rett overfor innkjørselen kom ett snøscooterspor ned brøytekanter til veibanen. Havaristedet var identisk med landingsstedet.

Høyre brøytekant, sett nordøstover, hadde tydelige spor etter anslag av hovedrotorbladene (Bilag 1, p. 4). Kommisjonen fant ikke spor etter anslag av halerotorbladene i den harde snøen i den samme brøytekanter. Ifølge fartøysjefen hadde han umiddelbart etter havariet sjekket om han hadde vært borti snøkanter, men han hadde ikke funnet antydning til merker.

1.12.2 Helikoptervraket

I samarbeide med representantene fra BEA/ Eurocopter ble følgende vesentlige skader og merker fra havarisekvensen registrert (beskrivelsene er gjort på engelsk i mangel av dekkende norske uttrykk og betegnelser):

1. Impact finger on tailrotor yellow blade bent 45° backwards in relation to direction of rotation. Impact finger red blade bent 90° in relation to direction of rotation (Appendix 1, p. 5).

2. Interference marks on the outboard rib of the two tailrotorblades at the leading edges. In addition red blade has interference marks from rotation at the trailing edge.
3. Due to the inertia of the blades the red blade set a mark at the hub (leading edge) when yellow blade hit something. The position of these marks indicate a large angle of attack.
4. There are indications of delamination on both tailrotor blades, more on the yellow than on the red blade.
5. Tailrotor laminated half bearing had touched hub yoke on both sides. Measure on the axis to establish angle of attack when mark to mark = 46 mm.
6. Aft flexible coupling on the tailrotor driveshaft was deformed towards the engine. A slight deformation backwards on the flange corners of the forward flange and a slight deformation towards the engine on flange corners on the aft flange was seen (Appendix 1, p. 6).
7. Rotation marks on the control rod by the flexible coupling corresponding to marks in item 5.
8. Overload failure of the tail rotor driveshaft at the last bearing support. The support was bent backwards/downwards (bending/ tension).
9. The tail rotor controlrod was bent outwards towards the left looking forward.
10. All driveshaft bearing supports deformed because the bearings were pulled out.
11. A rotational witnessmark set on the underside of the right horizontal stabilizer (Appendix 1, p. 7) by the tip of the red main rotorblade before the blade cut through the tail boom just ahead of the frame ahead of the horizontal stabilizer. According to Eurocopter the bending down of the main rotor blade requires a force of 4.17 tons providing an undamaged blade and supportsystem. For the red blade to reach aft below the stabilizer the main gearbox had to be tilted backwards.
12. Failure of tail boom at first frame ahead of horizontal stabilizer.
13. About one meter ahead of the red main rotor blade hit, the yellow blade cut through the tail boom.
14. At the first frame of the tail boom from the main body the blue main rotor blade cut off the tailboom, but the blade was stopped by the engine exhaust tube.

15. The first flexible coupling at the exit from the engine gearbox totally destroyed by overtorque applied in the direction of the shaft rotation. The driveshaft was OK. The controlrod was flattened by the blue main rotor blade.
16. The tip of the red main rotor blade was tinted by the red paint from the underside of the horizontal stabilizer. There were more red paint marks 1,5 m from the blade tip coming from the tailboom. The blade showed a lot of damage due to drag moment. The trailing edge was open and foam was pulled out.
17. The yellow main rotor blade had red paint marks from the tailboom at the middle area of the blade. The trailing edge had the same damage as the red blade.
18. The blue main rotor blade had red paintmarks 1/3 of the blade from the rotorhead. The blade had failed by flap bending moment. The leading edge showed metal contact with the engine exhaust tube.
19. The main rotor starflex arms and sleeves red and yellow blades had both failed by drag moment applied in the direction leading edge to trailing edge.
20. The blue starflex arm showed the same type of rupture, but with more flapping damage. The outer part of the arm had been torn loose and had departed the rotor hub damaging the hub top cover.
21. The yellow pitch rod was bent by compression (may be the first blade to hit the snowbank with low pitch angle). This compression load caused interference between one arm of the rotating swashplate and the scissors and at the same time failed the stirrup for the retaining ring (stirrup between yellow and blue blade).
22. Three of the four suspension bars were broken by bending or buckling. The fourth bar (left aft) was bent only.
23. The laminated pad attachments between the main gear box sump and the structure were destroyed by overtorque. The elastomer part of the laminated pads did not seem damaged. After those failures the main gear box was free to rotate which explains the failures of the suspension bars.
24. The left skid was bent upwards between the cross tubes. It was an indication of deformation in the baggage compartment - indication in the middle of the longitudinal bulkhead (cross-support in the left baggage compartment).
25. There were no signs of ground resonance. The shock absorbers on the front cross tube was checked OK - no leakages.

26. The tailguard had been bent a bit upwards (55 mm measured at the tailguard end) close to the attachment to the tail boom. DNV has calculated that a load of 2562 Newton was needed to bend the guard permanently material specification and active cross section area taken into account. The lower surface of the ground contact section had suffered a significant indentation and score marks (for example from grains of sand on the icy road surface), which shows a bright, "fresh" appearance. The contribution of scoring was made in the transverse direction towards the R/H side of the helicopter later than the longitudinal marks usually brought about during autorotation,. Thus a rather hard ground contact during clockwise rotation is indicated.

1.12.3 Undersøkelse foretatt av Det Norske Veritas (DNV)

Etter at DNV hadde foretatt en generell undersøkelse av vraket i HSLs lokaler på Kjeller, ble det besluttet å overføre alle deler fra helikopterets haleparti til DNVs laboratorium på Høvik. DNV ble spesielt bedt om å gjøre en inngående analyse av den avrevne delen av halebommen (nagleskjøten) og bruddene i drivakselen og kontrollstaget til halerotoren. Etter at undersøkelsene var fullført, ble DNVs arbeide sammenfattet i DNV Technical Report No. 98-1067 datert 16. april 1998 overlevert HSL med revisjon nr. 01 11. mai 1998.

Utdrag av rapporten er gjengitt nedenfor (DNV illustrasjoner i bilag 1, p. 8 - 21):

"G Tail guard

The lower surface of the ground contact section had suffered a significant indentation and score marks, which shows a rather bright ("fresh") appearance. The contribution of scoring is made in the transverse direction, towards the R/H side of the helicopter. Thus a rather hard ground contact during clockwise rotation is indicated.

The indentation and score mark in question is shown in Fig. 10 (DNV).

J. Tail rotor pitch control rod

Visually determined, both the tube fractures seen in Fig. 11 (DNV) are found to be a consequence of a regular material overload, in the form of tension and sideways bending (45 degrees shear pattern). A main contributor to the fracture seen to the right in the Fig. 11 (DNV), is the wall penetration caused by the attachment screw which obviously has obstructed any further axial movement of the pitch control rod.

A closer examination of the two fracture surfaces in question by use of an optical stereo microscope (OSM), and a scanning electron microscope (SEM), is described later in this report.

K. Tail rotor drive shaft

The rear drive shaft has suffered two fractures, sideways bending and a slight spiral formation, which makes a relevant control of the total length impossible.

The position of the rear fracture is found to be about 3 cm behind the rear ball bearing mount, corresponding to the location of maximum sideways bending for the TR pitch control rod. The appearance of the fracture surface is shown in Fig. 13 (DNV), seen towards the nearest ball bearing.

Visually determined, this fracture is fully a material overload fracture, caused by shear tension during bending and buckling. Some torsional load is also indicated to be a contributor to the geometry of the fracture, but the torque in question has not been of vital importance related to the bending and buckling load situation.

The position of the forward fracture is found between the third and fourth ball bearing support, counted from the rear end flange. At the location in question, the tube has been locally flattened as a consequence of a significant impact force, also leading to a shaft fracture. The position of the fracture in question, related to other impact deformation, corresponds to the estimated strike path of the red MRB.

Visually determined, the fracture surface at this location indicated a regular material overload (45 degrees shear fracture).

However, all the fracture surfaces of the rear drive shaft were also more closely examined by use of an optical stereo microscope, and a scanning electron microscope. The result of this examination is presented later in this report.

As previously mentioned, the slight spiral formation also suffered by the rear drive shaft, is indicating a presence of a torsional load. Most likely, this axial deformation is found to be a consequence of a sudden rotational obstruction caused by the impact strike of the MRB (tube somewhat twisted close to the centre of flattening) while the turbine power and TGB/TR mass forces, respectively, are acting at the two opposite end sections.

It should also be noted that during a sequence of failure, a permanent deformation was suffered by the rear bushed flexible coupling, as shown in Fig. 14 (DNV). The photo shows the dark red coupling being bent backwards towards the TGB, without any axial load applied to the TR rear drive shaft. However, the three light alloy flange corners connected to the coupling are

also seen slightly bent towards the same direction. (Comment by AAIB/N: The coupling was delivered to Veritas in this state. A closer examination by Veritas and AAIB/N revealed that the coupling could snap over towards the tail and that the deformation towards the engine was the state after the accident - in agreement with BEA/ Eurocopter examination. The deformations seen were corresponding to a high tensional axial load inflicted by the main rotor blade when cutting through the drive shaft and resulting in a pull sideways and forwards.)

4 FRACTOGRAPHIC EXAMINATION OF THE TAIL ROTOR PITCH CONTROL ROD AND DRIVE SHAFT

The fracture surfaces of the TR pitch control rod were examined by use of an optical light microscope (OSM), magnification X 6 - X 50. No evidence of a changing fracture mode or former defects was brought to light.

From the rear fracture location (ref. fracture seen to the right in Fig. 11 DNV), a sample was taken for a detail examination and documentation of the mode of fracture. The sample was examined by use of a scanning electron microscope (SEM), and the fracture micropattern was found as seen in Fig. 18 (DNV), magnification X 520. Characteristic dimples are seen, stating the mode of a ductile material overload. The almost circular geometry of the dimples indicates an axial tension to be the most dominating load.

A similar OSM and SEM examination was carried out for the fractures of the TR drive shaft. The samples for the SEM examination was taken from the rear fracture location (ref. fracture surface shown in Fig. 13 DNV).

No evidence of a changing fracture mode or former defects was noted. The fracture micropattern, which is seen in Fig. 19 (DNV) at a magnification X520, shows a dimpled surface, stating a regular material overload. However, these dimples are not as distinct as the ones seen in Fig. 18 (DNV), indicating a somewhat more high-tensile material used for the TR drive shaft. The geometry of the dimples indicates a tensional load axial (tension or bending tension) to be the most dominating load situation.

3 FURTHER EXAMINATION OF THE DOUBLE-ROW RIVET CONNECTION FOR THE TWO TAIL BOOM UNITS

The double-row rivet connection between the forward and the rear tail boom unit was given a closer examination related to rivet and rivet bore shear deformations or rivet tear fractures. This work was made by a careful examination of each individual rivet position in an optical stereo microscope (OSM), magnification X6 - X50.

The scope of work for this examination was to elucidate the general pre-accident condition of the rivet joint in question, and further to determine and to record the direction - or directions - of loading for each rivet position. Based on the final recording, the direction of separation between the two tail boom units should be established.

Due to severe skin deformation at the lower sector of the tail boom, a comprehensive cutting of specimens had to be made.

By comparing profiles of the mating fracture surfaces, it was also stated that a smaller section of the rivet joint in question was missing. This section was located within the hardest impacted and most deformed area caused by the MRB strike.

However, a total of 45 rivet positions for the front row were present, of which 16 rivets were still present. 9 of these rivets were found intact, the remaining 7 were cut by shear. The rear row showed a total of 49 rivet positions, of which 17 rivets were still present. 7 of these rivets were found intact, 2 were pulled out of their positions without suffering a fracture, and the remaining 8 were fractured by shear load.

All the individual rivet positions were examined by OSM, and significant edge deformation (sector indentation) was seen for all "open" rivet positions. The rivets fractured by shear (and still present) showed axial bending and a characteristic profile deformation. No indications of former ("old") rivet fractures or surrounding skin cracking were noted.

Consequently, it is found that the double-row rivet joint connecting the two tail boom units has been fully intact before the accident in question occurred.

Fig. 15 - Fig. 17 (DNV) show three interior surface locations from the rear tail boom unit, representing the rivet joint in question. As seen, the direction of bore edge deformation caused by rivet shear is marked by red arrows during the OSM-examination. The locations shown are representing the upper boom surface, the R/H side, top surface and L/H side, respectively. Note the two reference letters "a" and "b" marked on the photos.

When reaching the side positions of the rear tail boom unit, just in front of the horizontal stabilizer, it was noted that many of the rivets or rivet bores showed deformation in two nearly opposite directions. Comparing the different recordings, it was indicated that the rear tail boom had suffered a rivet joint tension on the L/H side of the boom and a backwards and downwards directed tension on the R/H side.

This load situation was to be expected as a consequence of a MRB strike towards the R/H side of the tail boom at the rivet joint location. Obviously, a large number of rivets, mainly located to the lower R/H side of the rear tail boom unit, have fractured by shear at this stage.

However, another tail boom movement is found to follow, turning the tail end towards the L/H side and also downwards. The following rivet joint separation has started on the R/H side, and while turning the aft end towards the left, the L/H side of the boom surface at the location of the rivet joint has acted as a "hinge", before a total separation occurred.

5 CONCLUDING REMARKS

From the explanations and comments made through this report, some concluding remarks should be listed:

- The double-row rivet connection, joining the front and rear tail boom unit, is found to have been fully intact before suffering a severe boom distortion by MRB (main rotor blade) strike.
- The TR (tail rotor) pitch control rod has been caught and flattened locally by a MRB strike, and then bent towards the L/H side of the helicopter until its rear fracture occurred. During this bending, the rod was also pulled in the forward direction, introducing a maximum pitch angle to the TR blades.
- The TR rear drive shaft has also been hit and locally flattened by a MRB strike. Thus, the rotational movement has been obstructed, introducing a slight spiral formation of the drive shaft. During a later sequence of failure, this shaft has suffered a backward movement and then sideways bending and buckling located to just behind the rear ball bearing support.
- The break-up pattern of the double-row rivet connection between the two tail boom units indicates an aft end movement towards the R/H side (MRB strike) followed by a movement towards the L/H side and slightly downwards, using a L/H side skin section as a "hinge" before the final rupture occurs. The last movement indicated is also found to be supported by transverse "fresh" tail guard scores towards the R/H side.
- The main deformation and score marks noted at the outer end (end surface mainly) of the TR blades are found to be far below what should be expected during a rotational TR obstruction at the ordinary service speed. Also the buckling of the yellow blade (half span its straight section) is found to be in the same way.

- In order to allow the MRB to conflict the tail boom units, the MRM (main rotor mast) and also the MGB (main gear box) must have been loose from at least some of the suspension bar attachments to the body (three bars found broken, one significantly bent)."

1.13 Medisinske forhold

1.13.1 Ikke relevant.

1.14 Brann

1.14.1 Det oppstod ikke brann.

1.15 Overlevelsesaspekter

1.15.1 Slik havariet utviklet seg var fartøysjefen og passasjerer inne i cockpiten godt beskyttet mot roterende helikopterdeler og deler som ble slått løs av hovedrotoren. Politimannen, som hadde forlatt helikopteret, og snøscooterføreren, var svært utsatt for å bli truffet av helikopteret eller flygende deler fra det. Heldige omstendigheter gjorde at de unngikk å bli skadet. Det faktum at helikopterets hale med rotor separerte fra helikopteret, medførte at de to utenfor helikopteret unngikk å bli påført alvorlige eller fatale skader da helikopteret meget raskt forflyttet seg fra landingsstedet til innkjørselen.

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 Ingen.

1.17 Organisasjoner og ledelse

1.17.1 Selskapet presenterte seg generelt som en ryddig og veldrevet organisasjon.

Selskapets Flight Operation Manual (FOM) har et kapittel som omfatter "Overvåkningsflyging/ fjelltjeneste". I pkt. 3.5.7.3 Spesielle forholdsregler står det:

"Flyging i forbindelse med kontroll av motorisert ferdsel i utmark krever stor forsiktighet og stor oppmerksomhet fra vedkommende flygers side. Han må

alltid være forberedt på at uforutsette situasjoner kan oppstå i forbindelse med kontroll av snøscooterførere fra politiets side, og at det kan forekomme forsøk på å unnsnippe politikontroll. En eventuell oppfølging av en slik kontroll må bare utføres etter anmodning fra vedkommende politimyndighet. Fartøysjefen skal i denne forbindelse utvise den største forsiktighet for å unngå at farlige situasjoner oppstår og at tredjeperson ikke utsettes for direkte fare fra helikopterets side. Helikopteret skal under overvåkningsflyging der scooterkontroll utøves alltid være godt synlig merket på begge sider med både Politi og Fjelltjeneste.

Det skal alltid være minimum to med politimyndighet med i helikopteret under slik kontroll."

1.18 Andre opplysninger

1.18.1 Vitneutsagn fartøysjef

1.18.1.1 Fartøysjefen har forklart seg til kommisjonen både skriftlig og muntlig samt gjentatt og utdypet sine forklaringer til kommisjonens sakkyndige helikopterflyger etter eget ønske. Viktige elementer av hans forklaringer er sammenfattet nedenfor:

1.18.1.2 Etter å ha fulgt en snøscooter for kontroll der føreren gjentatte ganger unnlot å stoppe på politiets anmodning, ble det besluttet å lande på riksvei 84 i Skøelvdalen for å identifisere og kontrollere vedkommende der. Området var vanskelig med kraftlinjer på begge sider av vegen og det var brøytekanter. Bunnen var hard vinterveg.

1.18.1.3 Fartøysjefen vurderte nøye alle hindringer spesielt ledningene på begge sider av veien og trakk den konklusjon at det tross alt kunne gjennomføres en forsvarlig landing. Han oppfattet ikke de høye brøytekanterne som noen fare så lenge rotorplanet gikk klar. Han foretok deretter en vertikal nedstigning til landing midt i veibanen og senket "collective pitch control", men han reduserte ikke turtallet på hovedrotoren. Fartøysjefen ga klarsignal til at politimannen kunne forlate helikopteret. Han steg ut og lukket døren bak seg. Deretter vekslet de blick som tegn på at alt var OK. Politimannen snudde seg å begynte å gå skrått forover mot snøscooterføreren, som hadde stoppet i brøytekannten. Fartøysjefen gikk straks over på kontrollene for å løfte av og hadde til hensikt å stige rett opp og ut av veien forbi alle hindringer.

1.18.1.4 Ved ca. 50 % torque oppstod kraftige høgfrekvente vibrasjoner påfulgt av venstre dreining og et kraftig smell. Det ble samtidig kraftig ubalanse i C.G. (tyngdepunktet) og helikopteret tippet opp bak. I det øyeblikket forekom det fartøysjefen at det var noe alvorlig galt med halerotoren. Frykten for å skade personene utenfor helikopteret fikk han til å presse maskinen kraftig mot høyre og

prøve å stoppe bevegelsen framover ved å prøve å bremse hovedrotoren i brøytekanten på høyre side. Det ble gjort ved å føre "collective pitch control" raskt til bunnstilling samtidig som "cyclic pitch control" ble ført til høyre og til fullt utslag bakover. Han mener også at han på et tidspunkt kan ha prøvd å gjenvinne retningskontrollen ved å løfte "collective pitch control" noe.

- 1.18.1.5 Helikopteret beveget seg noen meter forover og dreidde mot høyre slik at høyre del av fronten traff høyre brøytekant ved innkjørselen. Umiddelbart etterpå traff hovedrotorbladene brøytekanten og satt merker. Samtidig var det kraftige rystelser i helikopteret og hovedrotoren ble øyeblikkelig bremsset ned. Helikopteret fortsatte ytterligere 3 - 4 m og ble stående 90° på retningen det hadde da vibrasjonene oppstod. Fra vibrasjonene startet til alt stod stille anslår han at det gikk ca. 5 - 10 sekunder.
- 1.18.1.6 Vibrasjonene, som oppstod, var kraftigere og liknet vibrasjoner han hadde erfart dagen før mens helikopteret var i en slak nedstigning og hadde en medvindskomponent. Vibrasjonene liknet ikke på den "kilingen" man kan føle med føttene på pedalene når det er ubalanse i halerotoren.
- 1.18.1.7 Fartøysjefen mente at helikopteret ikke hadde dreid så mye at halerotoren hadde vært borti brøytekanten. Han sjekket likevel om så hadde vært tilfelle, men fant ingen merker.
- 1.18.1.8 På spørsmål fra kommisjonens sakkyndige helikopterflyger bekreftet fartøysjefen at han hadde plassert "cyclic pitch control" i den erfaringsmessige posisjon som ville gi en kontrollert avgang under de forventede startforhold.
- 1.18.1.9 I sine forklaringer til kommisjonen har fartøysjefen med styrke påpekt at han mener han ville hatt større sjanse til å beholde kontrollen over helikopteret dersom det hadde hatt "twist grip on the collective pitch control".
- 1.18.2 Vitneutsagn passasjer
- 1.18.2.1 Passasjeren som satt i venstre forsete, har fortalt at han bøyde seg ned for å ta opp en logg. Han registrerte både bevegelser og lyd, men forbandt ikke det med at det skjedde noe unormalt. Da han så opp stod helikopteret allerede i innkjørselen til bolighuset. Dette var helt uventet og virket svært forvirrende.
- 1.18.3 Vitneutsagn politimann
- 1.18.3.1 Politimannen på utsiden av helikopteret hørte at noe skjedde bak ryggen hans. Dette fikk ham til å krype sammen. Forøvrig registrerte han ingenting av hendelsesforløpet før helikopteret stod i innkjørselen uten halepartiet og med ødelagt hovedrotor.

1.18.4 Vitneutsagn snøscooterfører

- 1.18.4.1 Føreren av snøscooteren registrerte at helikopteret plutselig beveget seg fremover, at halen falt av og at det fløy deler gjennom luften. Alt skjedde så fort at han ikke var i stand til å gi en detaljert forklaring om hva som hadde funnet sted og i hvilken rekkefølge.

1.18.5 Rapport fra BEA

Den akkrediterte representanten fra BEA og hans sakkyndige fra Eurocopter undersøkte vraket av helikopteret 17.04.97 etter at HSL hadde fått transportert vraket til Kjeller. HSL fikk derved meget verdifull assistanse til å identifisere alle de mangfoldige skader på helikopteret og mulige konsekvenser og hendelsesforløp basert på de forskjellige skademønstre. To måneder senere mottok HSL en foreløpig rapport fra BEA som konkluderte med at hendelsesforløpet kunne forklares dersom helikopterets halerotor hadde truffet høyre brøytekant da helikopteret dreide seg med halen mot høyre. BEA har ikke hatt tilgjengelig resultatene av de undersøkelsene HSL iverksatte etter 17.04.97 og har derfor vært avskåret fra å kunne vurdere saken i sin helhet før høringen. I forbindelse med høringen har ikke BEA funnet grunn til å fremme anmerkinger til rapporten.

1.18.6 "Lift and Ground Effect"

A wing or rotor blade moving through the air deflects, or pumps, air downward. The downward velocity of the air behind the wing is called "downwash". The force required to do this gives, in accordance with Newton's third law, an upward directed reaction or lifting force.

Since the air pressure above the lifting surface decreases when the flow of air is bent down to follow the profile of that lifting surface, the local speed of the air increases. The lower surface of the profile deflects the flow of air downward giving the result that the average pressure increases and the local speed of the air decreases. Due to the pressure difference the air in front of the lifting surface sweeps up to flow in the high speed region along the upper surface. This upsweep (upwash) accelerates air in the wrong direction for creation of lift thereby increasing the downwash required to obtain the desired lift.

The work done by the wing or rotor blade to create lift gives a rearward acting induced force. However, when a lifting surface comes close to the ground, the ground restricts the upwash in front of the lifting surface thus reducing the downwash required to create lift. Hence induced drag is reduced and for a constant angle of attack lift is increased.

For a helicopter ground effect begins at approximately one rotor diameter above the ground. The induced drag reduction obtained near the ground can be used for take-offs under conditions where Out of Ground Effect (OGE) hovering is not

possible. This is a positive effect. However, if the rotor rotates over uneven ground and where the distance between the ground and the rotor blades varies significantly and each rotor blade during a rotation at times is very close to the ground, the rapidly changing lift increases/ decreases obtained from the ground effect may create medium frequency rotor vibrations. If the distance variations between the ground and the rotor blades are large (as in this case about two meters) the vibrations may become severe. The vibrations will diminish and disappear as soon as the helicopter is lifted off the ground and the distance between the rotor disk and the uneven ground is increasing.

The reduction in effect for a hovering helicopter in ground effect with decreasing distance between the main rotor plane and the ground (snow bank) is indicated in appendix 1, p. 22.

1.18.7 "Recirculation close to the ground"

En nærmere forklaring på resirkulasjon er gitt i bilag 1, p. 23 i form av et utdrag fra læreboken "Safe Helicopter Flight " av Åge Röed.

1.19 **Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder**

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

2 **ANALYSE**

2.1 **Innledende bemerkninger**

2.1.1 Etter havariet stod kommisjonen overfor et sterkt skadet vrak som følge av at fartøysjefen med vilje hadde bremsset hovedrotoren i brøytekanten for å unngå å skade personene utenfor helikopteret. Det var derfor en reell mulighet for at skadene som oppstod som følge av denne bevisste handlingen, samt at alle merkene som ble avsatt på forskjellige helikopterdeler i løpet av hendelsesforløpet, kunne skjule skader og merker som hadde oppstått tidligere. Det var også viktig for kommisjonen at fartøysjefen virket troverdig og oppriktig slik at det var all grunn til å ta hans forklaring på alvor.

2.1.2 Kommisjonen valgte derfor å søke bistand fra relevant ekspertise og transporterte helikoptervrakket til HSLs tekniske base på Kjeller. Her ble tilgjengeligheten bedre for gjennomføringen av de videre undersøkelsene.

- 2.1.3 Under avgangen oppfattet fartøysjefen situasjonen som om det var klare indikasjoner på at det var noe alvorlig galt med halen. Helikopteret vred seg mot venstre og løftet seg bak etter at det hadde oppstått kraftige vibrasjoner. Når halepartiet etter at helikopteret hadde falt til ro lå igjen i nærheten av avgangsposisjonen, var dette bare en bekreftelse på at det måtte ha oppstått en alvorlig svikt. Naturlig nok oppfattet fartøysjefen det faktum at helikopteret tippet forover som et balanseproblem som følge av at halepartiet hadde falt av. Politimannens og scooterførerens observasjoner var ikke til hjelp for å avklare hva som hadde skjedd. Mistanken om svikt rettet seg i første omgang mot den doble nagleskjøten på halebommen like foran horisontalstabilisatoren. At hovedrotorbladene åpenbart hadde kappet halebommen i biter kompliserte skadebildet.
- 2.1.4 Ved eksaminasjonen av skadene på hovedrotorblader og "hub" (starflex) ble det snart klart at dette var sekundærskader som følge av at hovedrotorbladene hadde truffet brøytekanten i samsvar med fartøysjefens bevisste manøvrering. Det var derfor ikke nødvendig å forfølge disse skadene ytterligere. Det var imidlertid viktig for forståelsen av hvordan halebommen hadde blitt kappet å få konstatert at begge "main gear box (MGB) sump laminated pads" var revet av som følge av "overtorque". Tre av de fire "suspension bars" hadde deretter brukket med den følge at MGB og dermed hovedrotorsystemet var fritt til å bevege seg bakover. Dermed ble det mulig for hovedrotorbladene å kappe halebommen i biter etter at rødt blad hadde kunnet nå langt nok til å avsette rotasjonsmerket på undersiden av "horizontal stabilizer".
- 2.1.5 Det var imidlertid ingen åpenbare indikasjoner som kunne forklare hvorfor fartøysjefen med bestemthet kunne hevde at det hele startet med alvorlige og kraftige vibrasjoner. I og med at vibrasjonene var det første elementet i et hendelsesforløp som utviklet seg lynraskt, var det god grunn til å regne med at fartøysjefens beskrivelse av dette kunne være korrekt.
- 2.1.6 Et annet forhold som måtte betraktes som en reell mulighet var at fartøysjefen på det glatte underlaget hadde vært uheldig med kontrollbruken og delvis tapt retningskontrollen med den følge at halerotoren hadde truffet brøytekanten. Det hadde i sin tur gitt vibrasjoner som følge av berøring med snøen og halen hadde løftet seg pga. rotasjonsretningen på halerotoren (bladene roterer mot urviseren sett fra høyre side). Dessuten kunne bruddet i drivakselen til halerotoren 68 cm foran bakre flens, minne om et torsjonsbrudd som følge av at halerotorens bevegelse var blitt hindret.
- 2.1.7 Det at hverken fartøysjefen eller kommisjonen kunne se merker i brøytekanten etter eventuell kontakt med halerotorbladene, var derfor i utgangspunktet bemerkelsesverdig. Man kunne også forvente at de to "impact fingers" på bladene burde vært bøyd på samme vis dersom bladene hadde vært i kontakt med denne harde snøen ved en rotasjonshastighet på ca. 2086 RPM. Det var de ikke, men bøyd henholdsvis 90° og 45° noe som like gjerne kunne skyldes bladanslag mot veibanen

etter at halebommen hadde separert. Det er også kommisjonens erfaring at det ikke skal så meget til før halerotorbladene ødelegges atskillig mer enn i dette tilfelle, når de treffer et eller annet under full kraft. Kommisjonen antar også at anslagene av halerotorbladene måtte være forholdsvis kraftige for å løfte halen. Dersom løftingen av halen kunne forklares på annen måte enn ved kontakt med brøytekanten, innebar dette at halerotoren fjernet seg fra kanten av andre grunner. Dette ville i så fall være i samsvar med at det ikke ble funnet merker i brøytekanten. I og med at helikopteret hadde meiene på bakken ("light on skids") da hendelsesforløpet startet, ville ikke tap av vekten av halepartiet få noen innflytelse på balansen slik at halen ville løfte seg. At helikopteret tippet forover måtte også i så fall skyldes noe annet.

- 2.1.8 Tilsammen tilsa dette at det var nødvendig med en mer inngående teknisk undersøkelse for å klarlegge om den doble naglerikken ved skjøten i halebommen hadde sviktet, eller var revet opp som en følge av at rødt hovedrotorblad hadde kappet halebommen. Dessuten måtte det foretas en inngående undersøkelse av hva slags brudd det var i drivakselen samt at kommisjonen ønsket å få bekreftet at skadene på "tail rotor pitch control rod" var følgeskader etter anslagene fra hovedrotorbladene.

2.2 Tekniske delkonklusjoner

- 2.2.1 Det vises til resultatene av de tekniske delundersøkelsene som ble gjennomført. Kommisjonen trekker følgende delkonklusjoner:

- Det er lite sannsynlig at halerotoren var i kontakt med høyre brøytekant fordi "impact fingers" ikke var likt deformert. Det ble ikke funnet merker i brøytekanten. Da halen løftet seg, fjernet den seg fra brøytekanten.
- Skadene på halerotorbladene skyldtes kontakten med veibanen etter at haleseksjonen ble kappet av rødt hovedrotorblad.
- Konsekvensen av at rødt hovedrotorblad hadde avsatt rotasjonsmerke på undersiden av "horizontal stabilizer" var at haleseksjonen måtte ha blitt skilt fra resten av helikopteret etter at fartøysjefen hadde lagt hovedrotoren i høyre brøytekant.
- Deformasjonen av den bakre "flexible coupling and flange corners" skyldtes i hovedsak aksiale strekkrefter påført av rødt hovedrotorblad.
- Det er ikke holdepunkter for at vibrasjonene som startet hendelsesforløpet skyldtes tekniske forhold.
- Deformasjonene på venstre meie, i venstre bagasjerom og på "tail guard" indikerer at halen hadde løftet seg og hadde rom til å akselerere nedover som en følge av at fartøysjefen raskt førte "collective pitch control" til nedre bunnstilling. Den permanente bøyingen av "tail guard" må ha funnet sted før

halebommen ble kappet av hovedrotorbladene. Deformasjonene av meien og bagasjerommet kan også ha skjedd i det helikopteret stoppet i innkjørselen.

- Det er ikke holdepunkter for at den doble nagleskjøten foran "horizotal stabilizer" var svekket og hadde begynt å gi etter for "anti torque" kreftene fra halerotoren under avgangen.
- Så lenge meiene hadde bakkekontakt ville ikke et eventuelt vekttap ved at haleseksjonen separerte, medføre at helikopteret ville bikke forover. Det at halen løftet seg måtte ha en annen årsak.
- Bruddene i "tail rotor drive shaft and tail rotor pitch control rod" skyldtes kreftene påført av rødt og gult hovedrotorblad.
- De skadene som ble registrert på helikopteret var følgeskader av den manøvrering som ble foretatt under hendelseforløpet. Helikopteret var således helt og uskadet da hendelsesforløpet startet.
- Merkene avsatt på "tail rotor hub yoke" indikerer stor angrepsvinkel på bladene mens kraft ble tilført rotorsystemet.

2.3 Operative/aerodynamiske forhold

2.3.1 Parallelt med de tekniske undersøkelsene så kommisjonen nødvendigheten av å vurdere de operative og aerodynamiske forholdene ved ulykken. Det som umiddelbart pekte seg ut som et avvik fra det normale, var landingsstedets beskaffenhet i form av en dyp "grøft" dannet av veibanen og høye brøytekanter. Som en følge av at diameteren på hovedrotorplanet var større enn avstanden mellom brøytekanterne, ble de delvis overlappet av hovedrotoren. Det var derfor grunn til å vurdere om det kunne oppstå aerodynamiske forhold som kunne påvirke hendelsesforløpet.

2.3.2 Ifølge fartøysjefens forklaring startet hendelsesforløpet med vibrasjoner. Selv om forløpet i tid var meget kort fra begynnelse til slutt, mener kommisjonen at det er god grunn til å akseptere dette fordi det kom først. De tekniske undersøkelsene, som ble gjennomført, gir ikke indikasjoner på svikt i strukturen i halen eller andre feil i halerotorsystemet. Forklaringen må søkes andre steder og kan etter kommisjonens vurdering tilskrives påvirkning av "ground effect" på hovedrotoren. Rotorplanet strakk seg innover de høye brøytekanterne, som var noe høyere på høyre enn på venstre side. Fordi denne effekten er avhengig av avstanden til bakken under rotorplanet og er høyest umiddelbart under rotorbladene, vil det ha betydning at et rotorblad passerer like over brøytekanter, deretter med større avstand over veibanen, mindre avstand over venstre brøytekanter og igjen med større avstand over veibanen før en ny runde starter. Med tre blader som gjennomgår denne syklusen pr. omdreining, kan følgende regnestykke settes opp

hovedrotorturtall pr. minutt 392 x 3 hovedrotorblader x 2 brøytekanter

60

som gir 39 vibrasjoner pr. sekund. Dette gir vibrasjoner som er i samsvar med det fartøysjefen forklarte at han erfarte. Ved en tilfeldighet kom kommisjonen i kontakt med en tidligere fartøysjef på Luftforsvarets Sea King helikoptere som hadde erfart slike vibrasjoner en gang han manøvrerte rotorplanet over en brøytekant. Vibrasjonene kom helt overraskende på ham og ble opplevd som kraftige og skremmende.

I sammenheng med vurderingen av hvorfor de kraftige vibrasjonene oppstod, har kommisjonens sakkyndige helikopterflyger anført at høyfrekvente vibrasjoner fra halepartiet ofte kan erfares med litt vind inn bakfra. De vedvarer inntil "collective pitch control" er øket nok til at slippstrømmen fra hovedrotoren motvirker vinden som kommer bakfra.

- 2.3.3 Det tapet av retningskontroll fartøysjefen erfarte ved at nesen på helikopteret vred seg mot venstre kan forklares med at halerotoren ikke ytet tilstrekkelig effekt i en fase der det kreves høy ytelse for på motvirke dreiemomentet fra hovedrotor/transmisjon (hovedrotoren på franske helikoptere dreier med urviseren hvilket innebærer at halerotoren skal motvirke at halen dreier mot urviseren - mot høyre). Han fikk også liten hjelp fra underlaget i og med at den relativt glatte veibanen ga liten friksjon mot helikopterets meier. Det at helikopteret vibrerte minsket friksjonen ytterligere.
- 2.3.4 Etter kommisjonens mening skyldtes den utilstrekkelige ytelsen fra halerotoren at luften halerotoren arbeidet i ble forstyrret fordi helikopteret stod nede i en "grøft" der brøytekanter særlig på høyre side kunne styre luftstrømmen fra hovedrotoren på en uheldig måte i forhold til halerotoren. Det er også vurdert hvorvidt høyre brøytekant kunne skape en uheldig tilleggseffekt ved at halerotoren kunne bli utsatt for resirkulasjon som måtte bli sterkere jo nærmere halerotoren kom kanten. Kommisjonen mener at dette er mindre sannsynlig fordi slippstrømmen fra hovedrotoren etter alt å dømme ville blåse slippstrømmen fra halerotoren bakover og dermed forhindre resirkulasjon.

En nærmere vurdering av høyre brøytekants innflytelse på slippstrømmen fra hovedrotoren gir følgende muligheter. Slippstrømmen fra hovedrotor og halerotor møttes ett stykke oppe i høyre brøytekant hvilket fikk den effekt at slippstrømmen fra hovedrotoren ble avbøyd mot urviseren sett bakfra. I tillegg må luftstrømmen inn mot halerotoren på venstre side av halebommen påvirket den forsterkede slippstrømmen fra hovedrotoren til å bevege seg langs veien i rotasjon mot urviseren. Det ga resulterende luftkrefter til høyre ved helikopterets haleparti. Kommisjonen ser heller ikke bort fra at det kan ha oppstått en mindre virvel som følge av resirkulasjon fra høyre side av hovedrotorplanet selv om det lå bedre tilrette for dette på venstre side. Dersom denne virvelen kom nær finnen kunne dette indukere en kraft til høyre som ville forsterke vridningen til venstre.

At halen løftet seg er sannsynligvis forklaringen på at halerotoren ikke traff brøytekanten. Løftingen kan ha gitt den effekt at halerotoren fikk bedre arbeidsbetingelser og derfor ga bedre ytelse samtidig som fartøysjefen prøvde å motvirke bevegelsen av helikopterets nese mot venstre med høyre pedal. Det er en forklaring på at DNV kunne lese av merker på "tail guard" som innebærer at helikopteret hadde en bevegelse med halen mot venstre da "guarden" traff veibanen (som en følge av at fartøysjefen raskt hadde ført "collective pitch control" til bunnstilling). Den permanente deformeringen av "tail guard" kom som en følge av støtet mot veibanen og må nødvendigvis ha skjedd før halebommen ble kappet av hovedrotorbladene. Da halen etter alt å dømme løftet seg igjen etter støtet, fortsatte dreiningen av halen mot venstre slik at helikopterets nese traff høyre brøytekant.

En annen mulighet som må nevnes er at det var at det må ha vært svært vanskelig å få til koordinerte bevegelser med kontrollene under et så kort og voldsomt hendelsesforløp. Hurtig senking av "collective pitch control" samtidig som retningskontrollen ble forsøkt gjenvunnet med full høyre pedal, kan ha resultert i en bevegelse til høyre fordi behovet for effekt fra halerotoren plutselig minsket vesentlig.

- 2.3.5 Det siste elementet i fartøysjefens innledende forklaring var at halen løftet seg. Igjen mener kommisjonen at dette kan forklares bl.a. med "ground effect". Når et av hovedrotorbladene passerte over høyre brøytekant medførte det øket løft pga. denne effekten. Bladet flappet derfor opp, men pga. gyroeffekten, som innebærer at en påført kraft flytter seg 90° i rotasjonsretningen, skjedde dette over halen. Den løftet seg. På grunn av flappingen opp endret også hovedrotorplanet stilling, hvilket ga en foroverrettet kraft og dermed en bevegelse fremover. Dette ble en effektiv påvirkning fordi hovedrotorplanet må betraktes som en stor kontrollflate. Det skal derfor ikke så store utslaget til for å påføre helikopteret kraft nok til bevegelse i en bestemt retning.
- 2.3.6 Fordi hovedrotorbladene passerte noe høyere over venstre brøytekant, ble ikke "ground effect" like høy på denne siden. Et element, som kan ha svekket eller opphevet følgene av "ground effect" på venstre side og derav følgende flapping opp foran helikopteret, var at venstre brøytekant hadde en profil som kunne medføre tidlig resirkulasjon. Denne påførte kraften ville i så fall kunne få bladet til å flappe ned og dermed forsterke effekten av flapping opp over halen. Resultatet ble en bevegelse opp med halen og en bevegelse forover for helikopteret.
- 2.3.7 En av kommisjonens sakkyndige på aerodynamikk har påpekt at helikopterets plassering i veibanen er viktig for de aerodynamiske resultater man kan få. Dersom helikopteret f.eks. stod litt til høyre for midtlinjen og litt dreiet mot snøscooterføreren ville resirkulasjonen bli anderledes enn dersom det stod på midtlinjen parallelt med brøytekantene. Det er ikke sikkert at så var tilfelle, men kommisjonen viser til fartøysjefens skisse og tar diskusjonen med for å vise hvor komplisert de aerodynamiske forholdene kan ha vært. Stod helikopteret slik at hovedrotorplanet overlappet venstre brøytekant tilstrekkelig, ville resultatet bli at

slippstrømmen fra rotoren ville følge brøytekanten lenger og forsinke resirkulasjonen. Dersom helikopteret stod litt til høyre for senterlinjen ville slippstrømmen separere mye tidligere fra kanten og umiddelbart resirkulere til oversiden av den venstre delen av rotorplanet. Resultatet ville bli at forovergående rotorblad ville miste løftet tidligere og flappe ned. På høyre side ville resirkulasjonen oppnås tidligere enn over et flatt område, men fordi det ikke var noen brå forandring i høyre brøytekants kurvatur, ville resirkulasjonen komme senere enn på venstre side. Fordi rotorplanet var nærmere snøoverflaten på denne siden, ble "ground effect" den dominerende faktoren. Den kombinerte effekten av påvirkningene på høyre og venstre side ble at hovedrotorplanet senket seg foran, noe som ga en foroverrettet kraftkomponent. Pekte helikopterets nese litt til venstre for midten av veibanen, ville rotorplanet flappe ned til høyre for nesen. Resultatet ville bli både en foroverrettet kraftkomponent og en siderettet komponent som ville forsøke å rotere nesen mot venstre.

I og med at helikopterets nese dreide mot venstre tidlig i hendelsesforløpet ville dette i alle fall bidra til å forsterke kreftene som fikk helikopteret til å vri seg mot venstre selv om det ikke nødvendigvis var en utløsende faktor.

- 2.3.8 Det at fartøysjefen prøvde å forhindre bevegelsen forover og få helikopterets hale ned igjen ved å føre "collective pitch control" raskt til bunnstilling, fikk den følge at "tail guard" traff veibanen med relativt stor kraft. Det resulterte i at den ble bøyd opp. Dette kan dessuten forklare at det ble en mindre deformasjon av bakre del av venstre skid, men deformasjonen kan også, som tidligere nevnt, ha oppstått da venstre skid traff bakken i det helikopteret stoppet i innkjørselen. Etter det første treffet i veibanen er det sannsynlig at helikopteret hoppet noe opp igjen med halepartiet. Dette kan ha falt sammen i tid med at fartøysjefen forsøkte å påvirke retningskontrollen ved å løfte "collective pitch control" noe. Dersom den antatte hopping opp med halen i tid falt sammen med at hovedrotoren ble bremset mot høyre brøytekant (med den følge at MGB ble revet løs fra festene), kunne den nye oppbevegelsen med halen ha medvirket til at hovedrotorbladene kappet halebommen i biter. Det er også mulig at MGB bikket bakover etter at den var løs som følge av treghet i systemet ("cyclic pitch control" ble ført bakover og til høyre) eller pga. utilsiktede servo påvirkninger.

Det smellet fartøysjefen forteller han hørte tidlig i hendelsesforløpet kan ikke kommisjonen henføre til en bestemt skade. Kommisjonen antar at det kan ha smelt som en følge av at noe sviktet i forbindelse med manøvreringen da halen traff bakken og "tail guard" ble bøyd. På grunn av det meget korte hendelsesforløpet er det sannsynlig at enkelte elementer i forløpet mer eller mindre overlappet slik at det var menneskelig umulig for fartøysjefen holde alt klart fra hverandre. Kommisjonen ser derfor heller ikke bort fra at smellet for eksempel kunne skyldes kappingen av halebommen.

2.4 Fartøysjefens disposisjoner

- 2.4.1 Kommisjonen har ikke grunn til å tvile på at fartøysjefen gjorde en grundig vurdering av landingsstedet med hensyn til hindringer og omgivelsene nede på veibanen. Han var dessuten på det rene med at landingsstedet var marginalt og betegnet det selv som et "høl". Fartøysjefen har påpekt at hans vurdering først og fremst gjaldt ledningene på begge sider av veien og i mindre grad brøytekantene sålenge hovedrotorplanet hadde klaring. Han kom likevel til at det var mulig å gjennomføre en sikker landing, og gjorde det også. I realiteten hadde han ikke annet valg enn å lande på dette stedet så nær scooterføreren som mulig, dersom politimannen skulle kunne få identifisert og kontrollert vedkommende. Med erfaringen fra de andre forsøkene på å stoppe og kontrollere ham, var det derfor ikke aktuelt å lete etter et annet landingssted. Det ville vært uhensiktsmessig pga. for lang avstand til stedet der scooterføreren søkte ned til riksveien.
- 2.4.2 På grunn av landingsstedets posisjon midt mellom to svinger på veien kunne han ikke bli stående lenger enn høyst nødvendig. Avgangen ble derfor påbegynt umiddelbart. De indikasjoner fartøysjefen fikk under avgangen tydet på at noe var alvorlig galt med helikopteret. Etter kommisjonens mening ville det vært ufor-svarlig å fullføre en avgang med indikasjoner på et alvorlig kontrollproblem og mulige skader i halepartiet. Kommisjonen mener også at fartøysjefen fortjener honnør for at han i en uhyre presset situasjon uten å nøle ofret helikopteret for ikke å skade de 2 personene i nærheten. Selv om det ikke var tilsiktet, var det et hell i uhellet at halepartiet ble kappet av. Hadde det vært intakt da helikopteret hoppet fremover og dreidde 90° til høyre som en følge av at hovedrotoren ble manøvrert mot brøytekanten, ville politimannen og scooterføreren etter all sannsynlighet blitt påført alvorlige og/eller fatale skader av halen og halerotoren.

2.5 Tidsaspektet

- 2.5.1 Fartøysjefen har bedømt at fra vibrasjonene startet og til helikopteret stod i ro i innkjørselen, gikk det fra 5 til 10 sekunder. Tatt i betraktning den korte avstanden som ble tilbakelagt (8-10 m) og de voldsomme kreftene som ble utløst da hovedrotoren traff brøytekanten, mener kommisjonen at hendelsesforløpet sannsynligvis tok nærmere 5 enn 10 sekunder. Et moment som underbygger et så kort tidsrom var passasjeren som bøyde seg og tok opp en logg. Da han så opp igjen stod helikopteret i innkjørselen.

2.6 Utdannelse/erfaring

- 2.6.1 Fenomenet "ground effect" er vel kjent blant alle som flyr. At denne effekten også kunne være en negativ faktor det måtte tas hensyn til ved landing og avgang under de foreliggende forhold, var ikke like åpenbar. Kommisjonen har presentert

avgangsstedet for flere, meget erfarne helikopterflygere. Fra alle sammen fikk kommisjonen høre at de hadde landet på vanskelige steder i flygerkarrieren, men kanskje ikke like trangt som dette. Det var ingen som umiddelbart så konsekvenser ved å lande og ta av på et slikt sted. Kommisjonen betrakter også fartøysjefen i dette tilfellet som en erfaren helikopterflyger. Han var velkjent med "ground effect" som et positivt tillegg til helikopterets ytelse. Det at "ground effect" i det foreliggende tilfellet ville kunne føre til kraftige vibrasjoner og ubalanse var like overraskende for ham som for andre, erfarne helikopterflygere kommisjonen har konsultert.

- 2.6.2 Etter at den første utdannelsen er fullført, vil enhver flyger måtte utvide sin erfaring og flytte egne grenser ved gjennomføringen av operativ virksomhet. Heri ligger det en åpenbar risikofaktor som må tillates, men som må styres ved å løse de problemene som måtte oppstå på sikrest mulig måte. Det innebærer å benytte ervervet kunnskap, men samtidig benytte den på en mest mulig konservativ måte for å unngå å havne i problemer man ikke har de nødvendige forutsetninger og erfaring for å takle. Drøfting av problemer med andre flygere er i denne sammenheng en viktig faktor. Det å delta i et faglig miljø kan ikke undervurderes.
- 2.6.3 Kommisjonen har ikke grunnlag for å hevde at utdannelsen til helikopterflyger er utilstrekkelig, men ser allikevel stor betydning i at hendelsesforløp, vurderinger og konsekvenser fra denne ulykken blir brukt i forbindelse med "risk awareness training" ved utdanning /etterutdanning av norske helikopterflygere.

2.7 **Kontrolloppdrag/ polititjeneste**

- 2.7.1 Oppdraget var i utgangspunktet et kontrolloppdrag med rikelig tid i det enkelte kontrolltilfellet til å vurdere situasjonen og bedømme forhold som kunne få innflytelse på sikkerheten. På bakgrunn av scooterførerens utillatelige oppførsel ved å unndra seg kontroll gjentatte ganger, endret oppdraget etterhvert karakter. Fordi slik oppførsel overfor politimyndigheten ikke er akseptabel, var det naturlig at politiet satte meget inn på å identifisere vedkommende. Sett i dette perspektivet ble helikopteret etter flere mislykkede forsøk mer å betrakte som et utrykningsfartøy. Det ble i realiteten scooterførerens valg av kjørevei i terrenget som bestemte landingsstedet.
- 2.7.2 Fartøysjefen kom i en situasjon som han fremdeles hadde det fulle ansvar for, men han ble stillt overfor valget mellom å benytte et marginalt landingssted for å tilfredsstille behovet til oppdragsgiver eller å måtte ta en avgjørelse som ville kunne få som konsekvens at scooterføreren ville slippe unna. Etter den oppførselen scooterføreren hadde demonstrert ved de tidligere forsøkene på å kontrollere ham, var dette siste et lite attraktivt alternativ. I slike tilfeller er det en politioppgave å vurdere om det er forsvarlig å tøy eventuelle grenser. Etter kommisjonens oppfatning er det betenkelig at et privat, ervervsmessig selskap trekkes inn i en slik situasjon. Saken illustrerer også på en utmerket måte helikopterets sårbarhet ved

bruk i utrykkingspregede oppdrag der i realiteten den person politiet ønsker å pågripe får innflytelse på valg av landingssted. En fartøysjef kan i slike sammenhenger utsettes for et utilbørlig press som kan føre til uheldige avgjørelser som igjen kan få innflytelse på sikkerheten for personer både ombord i og utenfor luftfartøyet. Etter kommisjonens mening bør det derfor være mulig å tilkalle støtte fra en bakkepatrulje fra politietaten.

2.8 Helikopter til polititjeneste

- 2.8.1 I og med at politiet for tiden vurderer bruk av helikopter som et hjelpemiddel i polititjenesten og er inne i en prøveperiode, mener kommisjonen at denne saken kan gi et verdifullt bidrag til evalueringen. Den gir innspill av verdi både for flysikkerhetsaspektet og for helikopterets begrensninger som utrykkingsfartøy. Mer enn noe annet illustrerer ulykken behovet for samtrening av de involverte besetningsmedlemmer og politiets representanter. For at det i vanskelige situasjoner ikke skal oppstå forventningspress med sikkerhetsmessige konsekvenser, må alle aktørene på forhånd være innforstått med hvor grensene for de enkelte typer oppdrag går. Slike grenseoppganger vil også gi en gjensidig forståelse av sikkerhetsproblemer som kan oppstå og blir spesielt viktige der politiet må utenfor egne rekker for å engasjere operatørselskaper.

2.9 Selskapets regelverk ved polititjeneste

- 2.9.1 Den foreliggende type oppdrag er spesielt beskrevet i selskapets FOM. Det manes til spesiell forsiktighet nettopp i situasjoner som kan oppstå i forbindelse med slik politikontroll. Kommisjonen mener det er positivt at selskapet har tenkt igjennom slike forhold på forhånd, men mener likevel at selskapet bør gå igjennom FOM på nytt i lys av denne ulykken. Det kan ligge en flysikkerhetsmessig gevinst i å vurdere retningslinjer og kriterier bl.a. med hensyn til valg av landingssteder i slike situasjoner. Dessuten kan det være av verdi å se nærmere på krav til etterutdanning i selskapet med tanke på spesielle situasjoner som kan oppstå i forbindelse med utelandinger under vanskelige forhold.

2.10 Landingen

- 2.10.1 Det er berettiget å stille spørsmål om hvorfor denne ulykken ikke skjedde allerede under landingen. Etter kommisjonens mening må det ha vært liten margin til en tilsvarende utvikling, men forutsetningene for at vibrasjonene og kontrollproblemene skulle starte (dvs. effektuttaket, tidsfaktoren og helikopterets stilling/ posisjon i forholdet til omgivelsene) ble ikke tilfredsstillt.

2.11 "Twist grip"

Fartøysjefen påpekte overfor kommisjonen at han ville hatt større mulighet til å kontrollere helikopteret under hendelseforløpet dersom det hadde vært utstyrt med "twist grip" for kontroll av effektuttaket fra motoren. Ifølge opplysninger kommisjonen har fått, har siste modellen av denne typen fått et slikt system montert. Kommisjonen tar derfor dette forholdet til etterretning.

3 KONKLUSJON

3.1 Undersøkelseresultater

3.1.1 Generelt

- a) Helikopteret hadde gyldig registrerings-, miljø- og luftdyktighetsbevis.
- b) Da hendelsesforløpet startet, var helikopterets masse og tyngdepunktsplasing innenfor tillatte grenser.
- c) Fartøysjefen innehadde nødvendige sertifikater og hadde gjennomgått fastlagt trening.
- d) Fartøysjefens arbeids- og hviletid forut for luftfartsulykken, var innenfor bestemmelsene.

3.1.2 Operative forhold

- a) Snøscooterførerens valg av kjørevei i terrenget bestemte landingsstedet.
- b) Værforholdene var ikke en faktor i hendelsesforløpet.
- c) Kommisjonen anslår tidsrommet fra hendelsesforløpet startet til helikopteret stod i innkjørselen til ca. 5 sekunder.
- d) På landingsstedet overlappet hovedrotoren brøytekantene med ca. 2 m på begge sider avhengig av om helikopteret ble landet nøyaktig på midten av veibanen eller ikke.
- e) Høyre brøytekant var nærmere hovedrotorplanet enn venstre brøytekant.
- f) Høyre brøytekant hadde tydelige merker avsatt av hovedrotorbladene. Det ble ikke funnet merker etter eventuelle anslag av halerotorbladene.

- g) Etterhvert som erfaringen øker, er det en generell tendens til å stille mindre strenge krav til landingsplasser i terrenget, noe som medfører en reduksjon av sikkerhetsnivået.
- h) Selskapet hadde tenkt igjennom og beskrevet at kontrolloppdrag kunne endre karakter til utrykking. Det er likevel et behov for å vurdere om kriterier og retningslinjer i forbindelse med valg av landingssteder i slike stressede situasjoner kan utdypes og forbedres.

3.1.3

Tekniske resultater

- a) Skadene på halerotorbladene er vesentlig mindre enn forventet dersom halerotorbladene hadde truffet hindringer ved normal omdreiningshastighet.
- b) "The impact fingers" i endene av de to halerotorbladene, var bøyd henholdsvis 90° og 45° i forhold til rotasjonsretningen.
- c) "The tailguard was bent a bit upwards close to the attachment to the tailboom and had score marks from contact with the road surface in a clockwise rotation. The bending happened before the tail separated."
- d) Kontrollstaget til halerotoren var skadet som følge av at halebommen og dermed staget ble kappet av hovedrotorbladene.
- e) Drivakselen til halerotoren var skadet i samsvar med at den ved høy rotasjonshastighet ble kappet av hovedrotorbladene. Den dominerende belastningen som førte til det bakre bruddet i halerotorens drivaksel, var aksiale strekkrefter.
- f) Enden av rødt hovedrotorblad var farget med rød maling fra undersiden av "the horizontal stabilizer."
- g) "The horizontal stabilizer " hadde et rotasjonsmerke på undersiden avsatt av enden på rødt hovedrotorblad.
- h) For at rødt hovedrotorblad skulle få avsatt rotasjonsmerket måtte "main gear box" være løs fra sine fester ("Three out of four suspension bars were broken. The laminated pad attachments between the main gear box sump and the structure were destroyed by overtorque").
- i) "The suspension bars and the laminated pads were destroyed because the main rotor was manouvered into the snowbank by the pilot-in-command."
- j) Rødt hovedrotorblad kuttet halebommen etter at fartøysjefen hadde manøvrert hovedrotoren inn i høyre brøytekanal.

- k) Den doble naglerekken som skjøter bakre delen av halebommen til den fremre, var intakt da rødt hovedrotorblad kuttet halebommen.

3.1.4 Overlevelsesaspekter

- a) De to personene utenfor helikopteret ble spart for alvorlige eller fatale skader ved at halepartiet ble separert fra resten av helikopteret.

3.1.5 Organisatoriske forhold

- a) Et privat, ervervsmessig flyselskap kan delta i kontrolloppdrag i regulerte former, men bør støttes av bakkepatrulje fra politietaten ved situasjoner som får preg av utrykking for pågripelse.
- b) Denne ulykken illustrerer klart behovet for samtrening av aktørene ved politioppdrag, behovet for gjennomgang av hvor grensene for gjennomføringen av det enkelte oppdrag går og behovet for en gjensidig forståelse av hvilke sikkerhetsproblemer som kan oppstå.

3.2 Signifikante undersøkelsesresultater

3.2.1 Kommisjonen mener at de følgende undersøkelsesresultater hadde avgjørende innflytelse på hendelsesforløpet eller var spesielt viktige flysikkerhetsmessig sett.

- a) Fartøysjefens vurdering av landingsstedets egnethet var en konsekvens av den utdannelsen han hadde fått. Han var opplært til at "ground effect" påvirket helikopterets ytelse i positiv retning under avgang og landing, men han var ukjent med at denne effekten kunne føre til kraftige vibrasjoner og ubalanse på et sted som havaristedet. I så måte skilte han seg ikke ut fra andre, erfarne helikopterflygere kommisjonen har konsultert i sakens anledning.
- b) Det var korrekt av fartøysjefen å avbryte avgangen med de indikasjoner han hadde på at noe var alvorlig galt med helikopterets haleparti.
- c) Vibrasjonene, som startet hendelsesforløpet, skyldtes varierende avstand mellom hovedrotorbladene og underlaget. Denne "ground effect" ga vibrasjoner med frekvens 39 vekslinger (cycles) pr. sekund.
- d) "Ground effect" over høyre brøytekant medførte at hovedrotorbladene "flappet" opp over halen pga. gyroeffekten. Resirkulasjon på venstre side og gyroeffekt fikk sannsynligvis hovedrotorbladene til å "flappe" ned over nesepartiet. Resultatet var at rotorplanet bikket forover og halen løftet seg. Helningen på rotorplanet ga også en kraftkomponent som fikk helikopteret til å bevege seg forover.

- e) Slippstrømmen fra hovedrotoren styrt av høyre brøytekant forstyrret halerotorens arbeidsforhold. Resultatet ble utilstrekkelig effekt til å hindre at helikopteret begynte å vri seg, og til å hindre at halen nærmet seg høyre brøytekant. Vridningen ble muligens forsterket av at hovedrotorplanet hellet forover stadig mer til høyre for nesepartiet - noe som ga en siderettet kraftkomponent. I tillegg kan vridningen til høyre ha kommet som en følge av at halerotoren fikk bedre arbeidsforhold når halen løftet seg samtidig med fullt utslag på høyre pedal. Varierende behov for effekt fra halerotoren som følge av hurtige bevegelser av "collective pitch control" og fullt utslag med høyre pedal, kan også ha bidratt til denne i vridningen.
- f) Resultatene av de tekniske undersøkelsene viser at helikopteret var helt og uskadet da hendelsesforløpet startet. De skader og merker som ble påført helikopteret, var en følge av fartøysjefens manøvrering etter at han delvis hadde mistet kontrollen grunnet de aerodynamiske forhold som oppstod pga. avgangstedets utforming skapt av veibanen og de høye brøytekantene.

4 TILRÅDINGER

4.1 Tilrådingene fremmes til luftfartmyndigheten som overordnet ansvarlig for flysikkerheten.

Det tilrås at

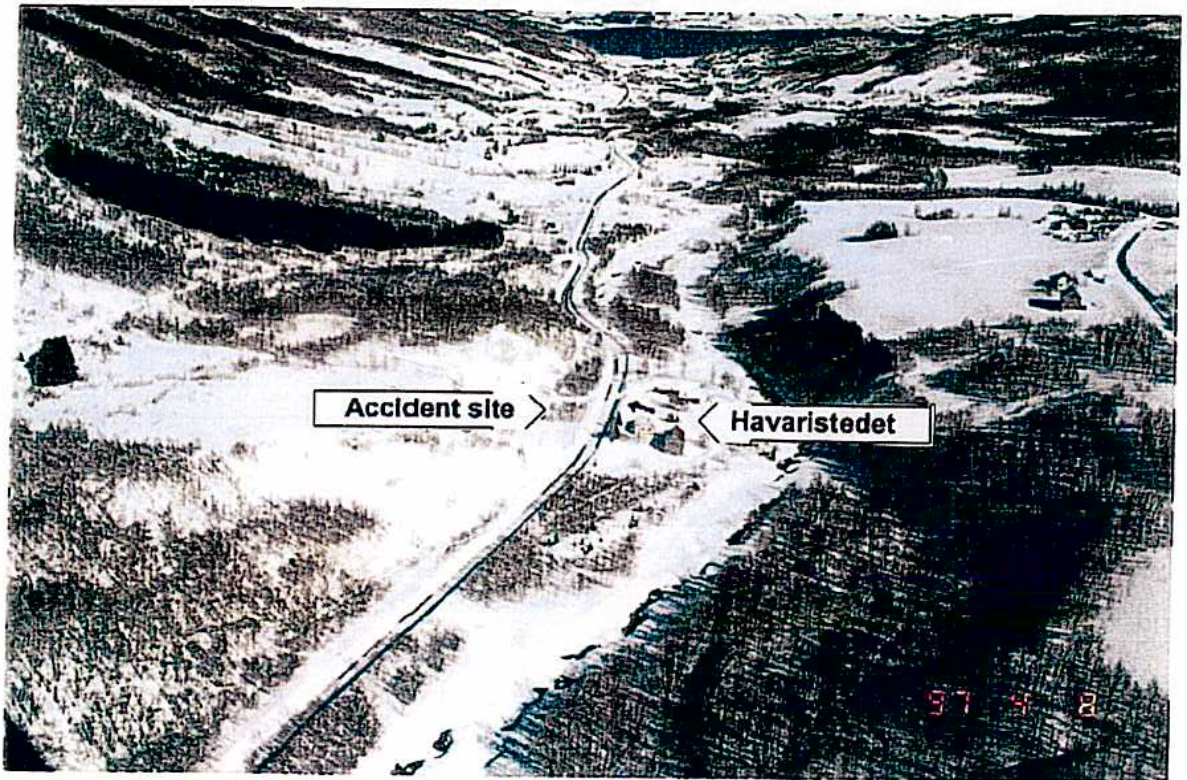
- 4.1.1 Luftfartsverket vurderer om utdannelsen/etterutdannelsen av helikopterflygere kan forbedres ved mer "risk awareness training".
- 4.1.2 Selskapet vurderer om kriterier og retningslinjer i forbindelse med valg av landings- og avgangsteder spesielt i stressede arbeidssituasjoner, kan utdypes og forbedres.

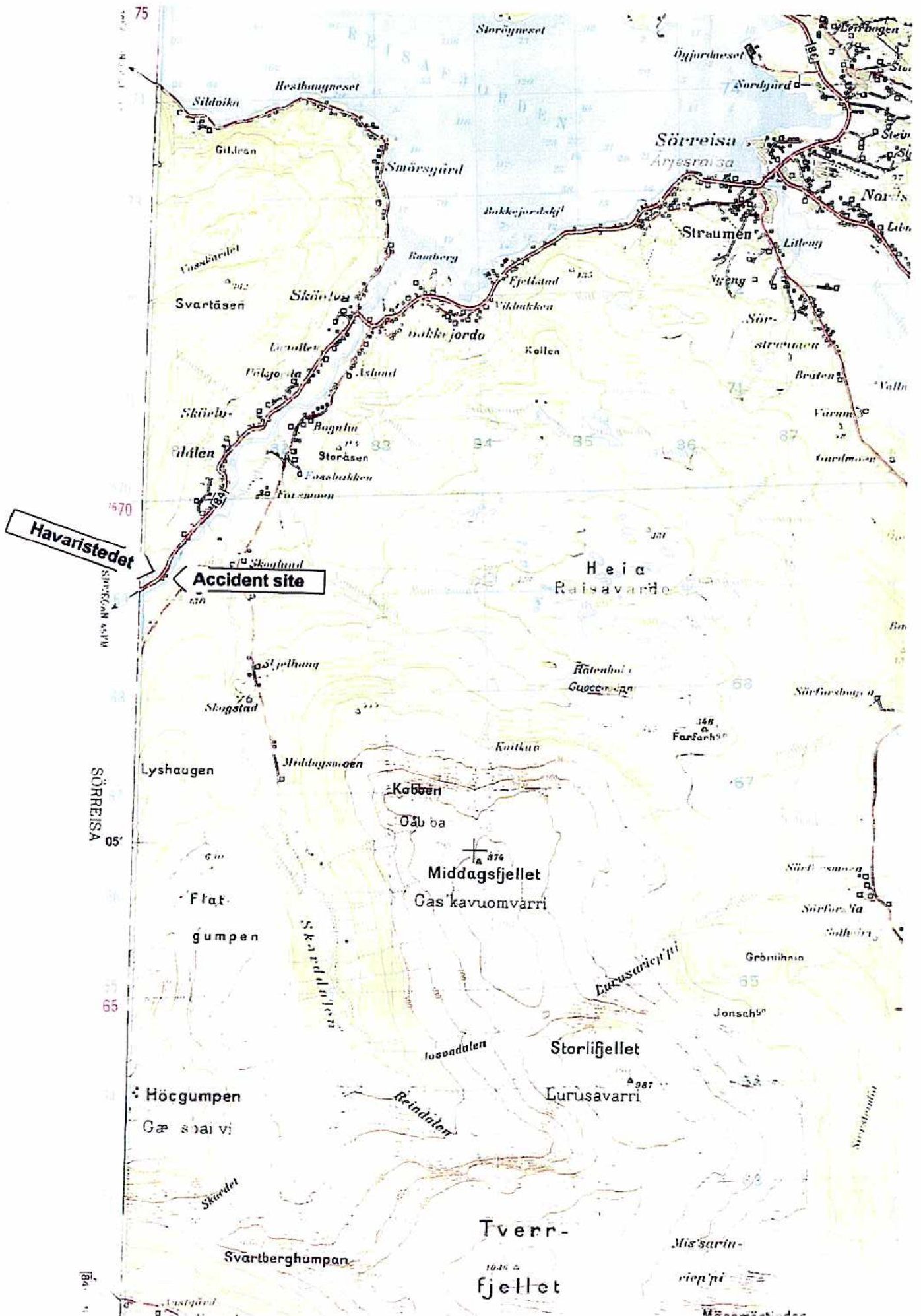
5 BILAG

- 1. Kart, fotografier, illustrasjoner og utdrag av "Safe Helicopter Flight"
- 2. Forkortelser

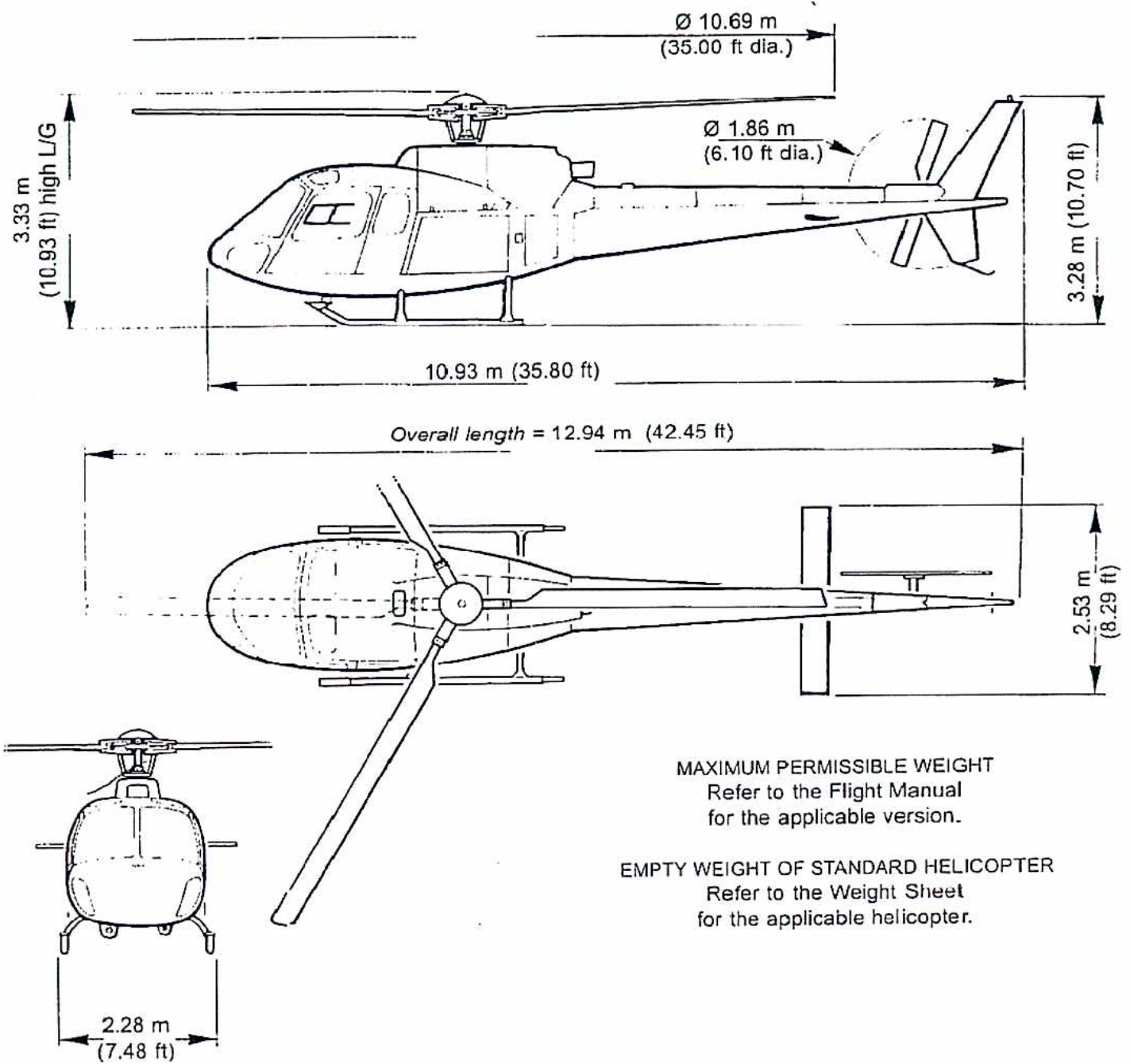
HAVARIKOMMISJONEN FOR SIVIL LUFTFART (HSL)

Kjeller, 26. mars 1999





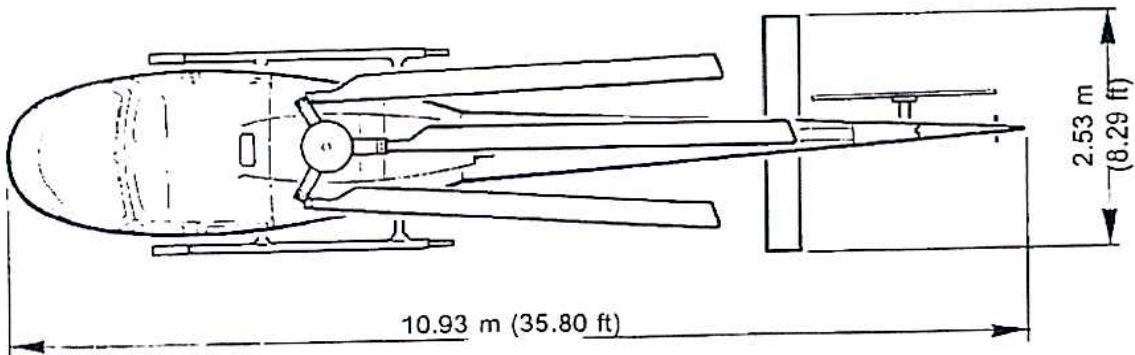
1.4 - MAIN DIMENSIONS



MAXIMUM PERMISSIBLE WEIGHT
Refer to the Flight Manual
for the applicable version.

EMPTY WEIGHT OF STANDARD HELICOPTER
Refer to the Weight Sheet
for the applicable helicopter.

WITH MAIN ROTOR BLADES FOLDED



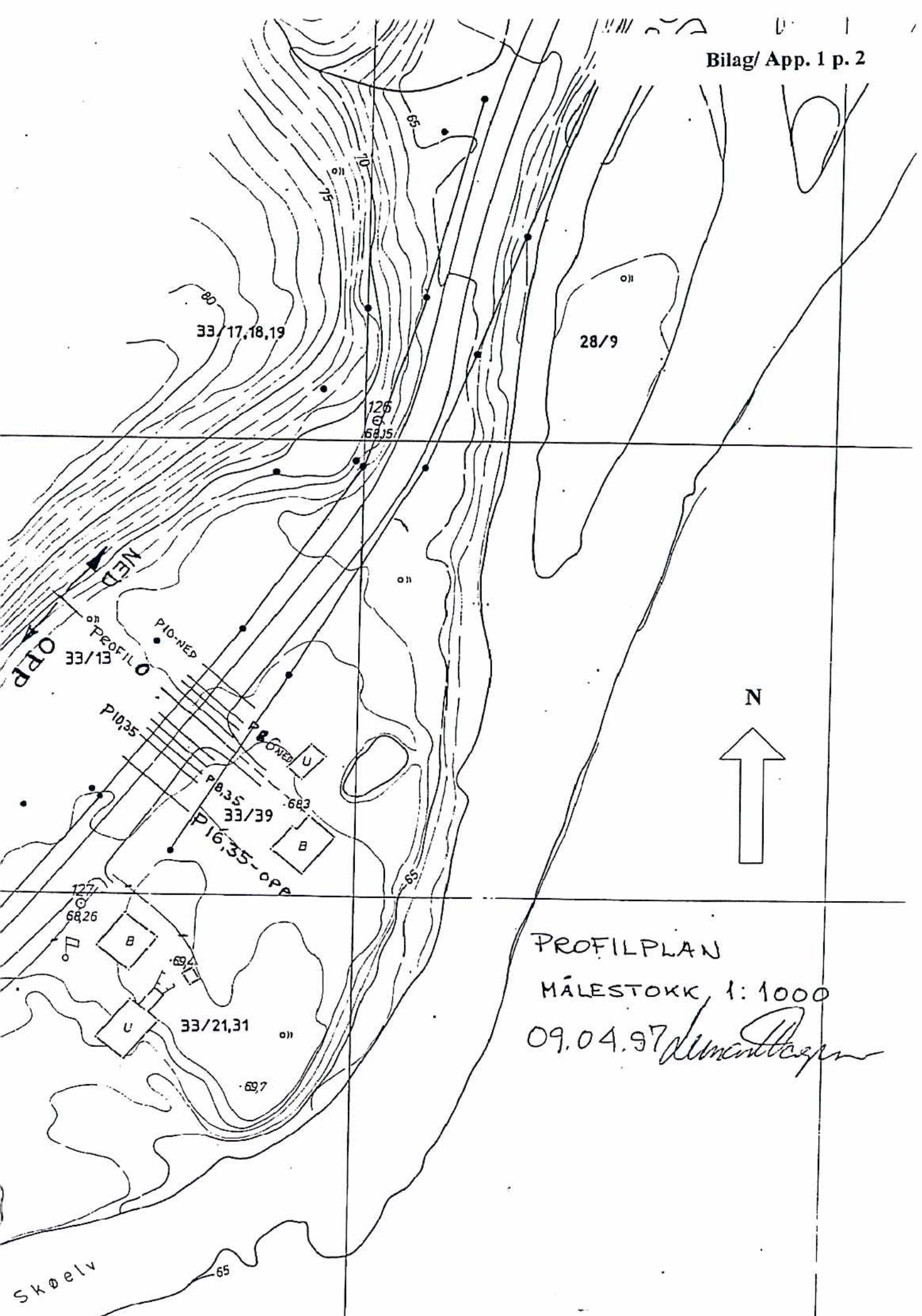


Skisse av havaristedet tegnet av fartøysjefen etter ulykken.
Sketch of the accident site drawn by the pilot-in-command after the accident.

Ung fløyse

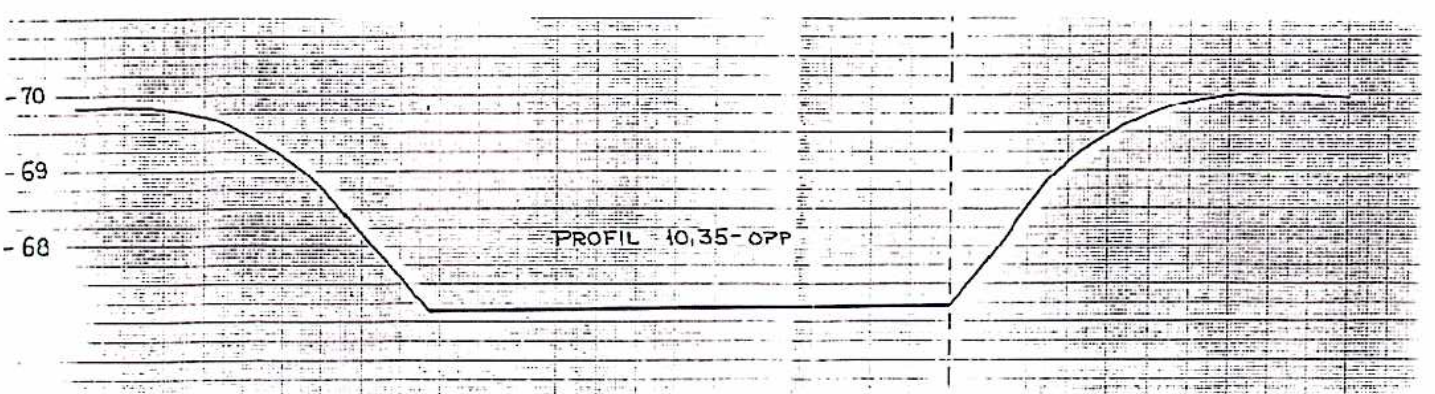
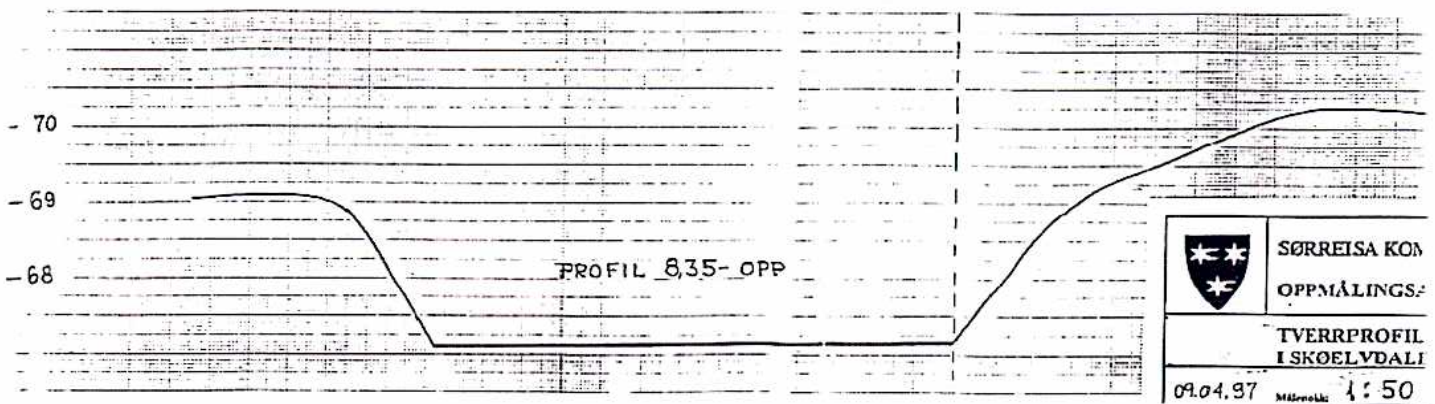
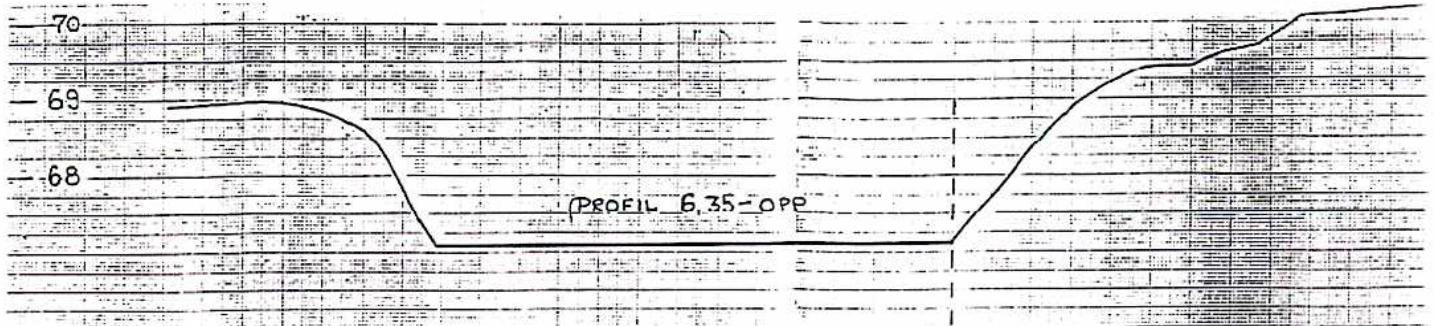
Sonesta

Jon Hovne



PROFILPLAN
MÅLESTOKK 1:1000
09.04.97 *[Signature]*

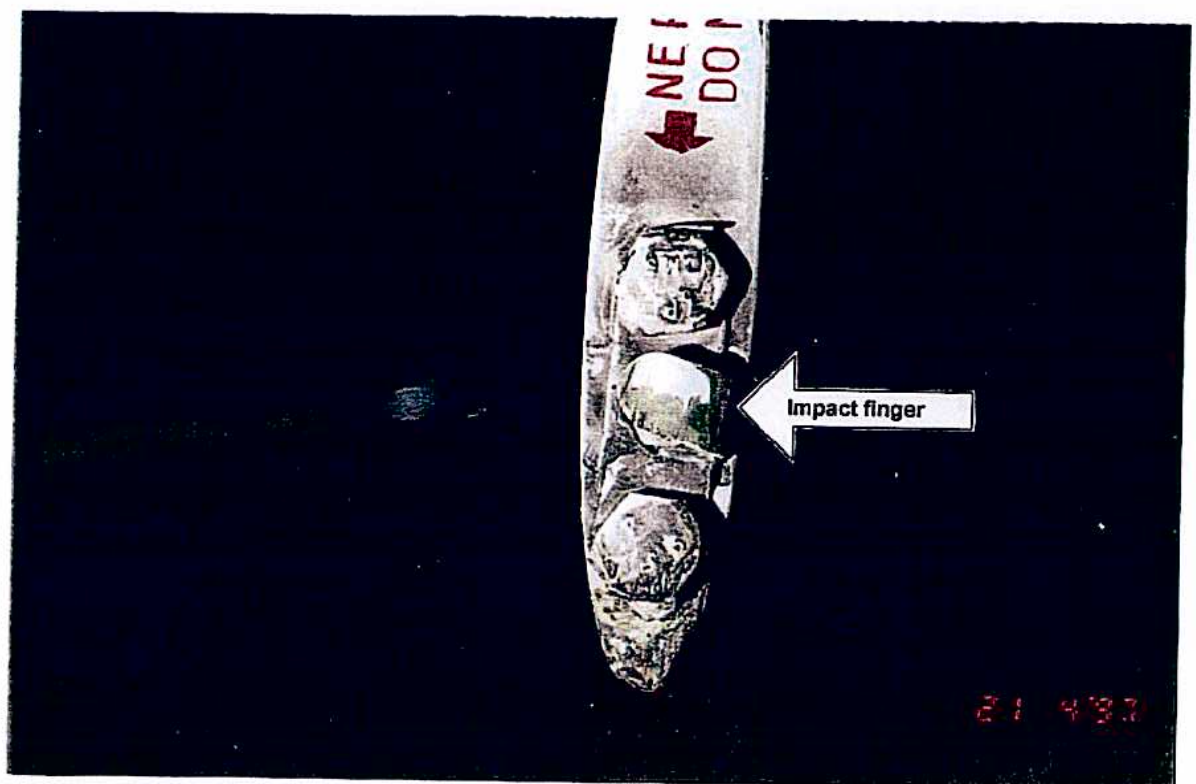
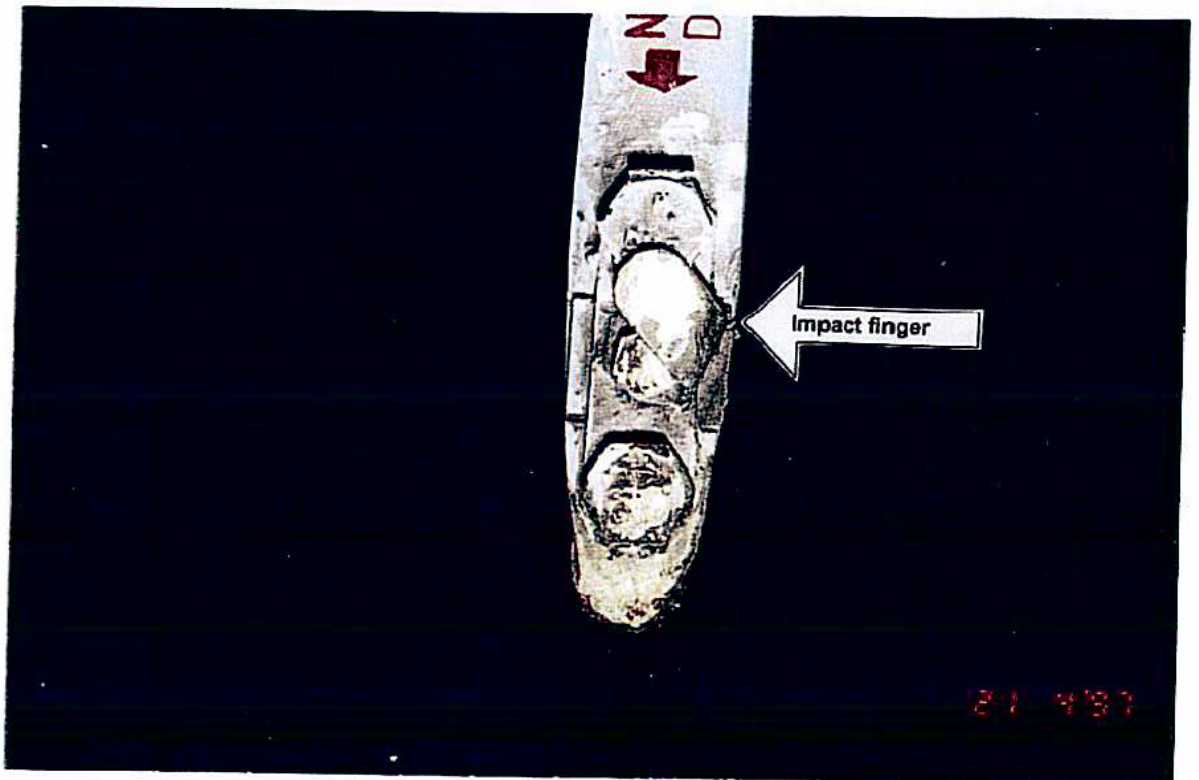
Skøelv



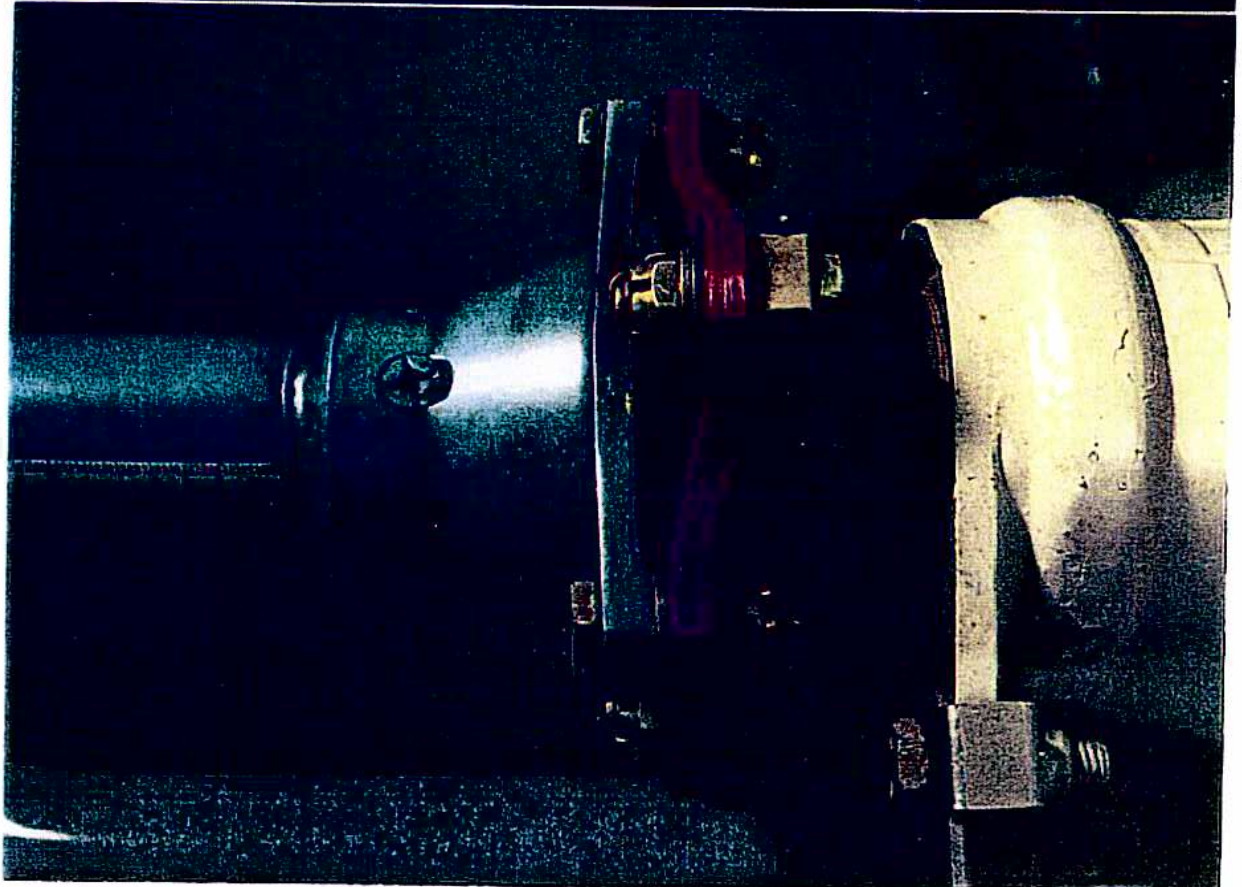
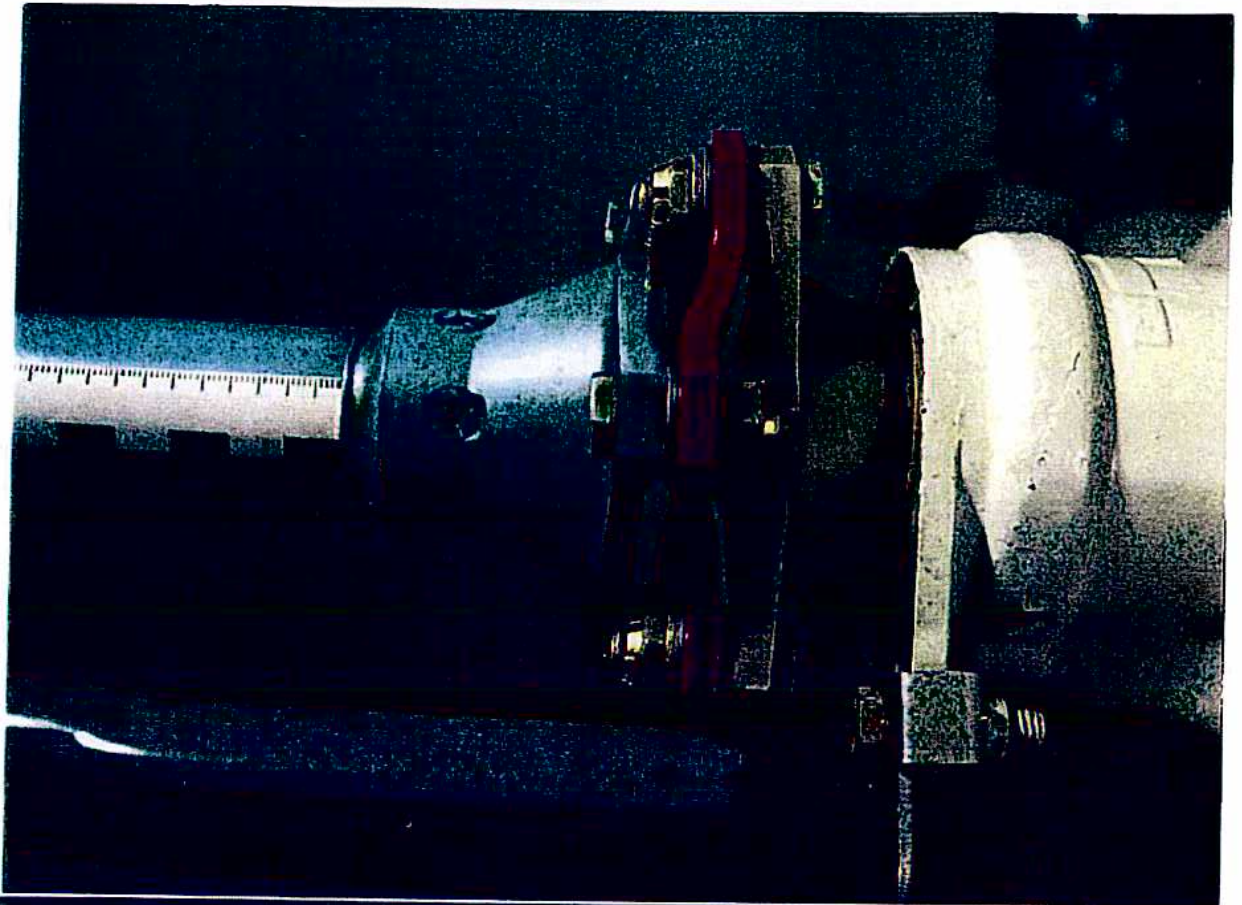
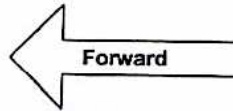
Profiles 6,35 - 8,35 - 10,35 of the road and snowbanks



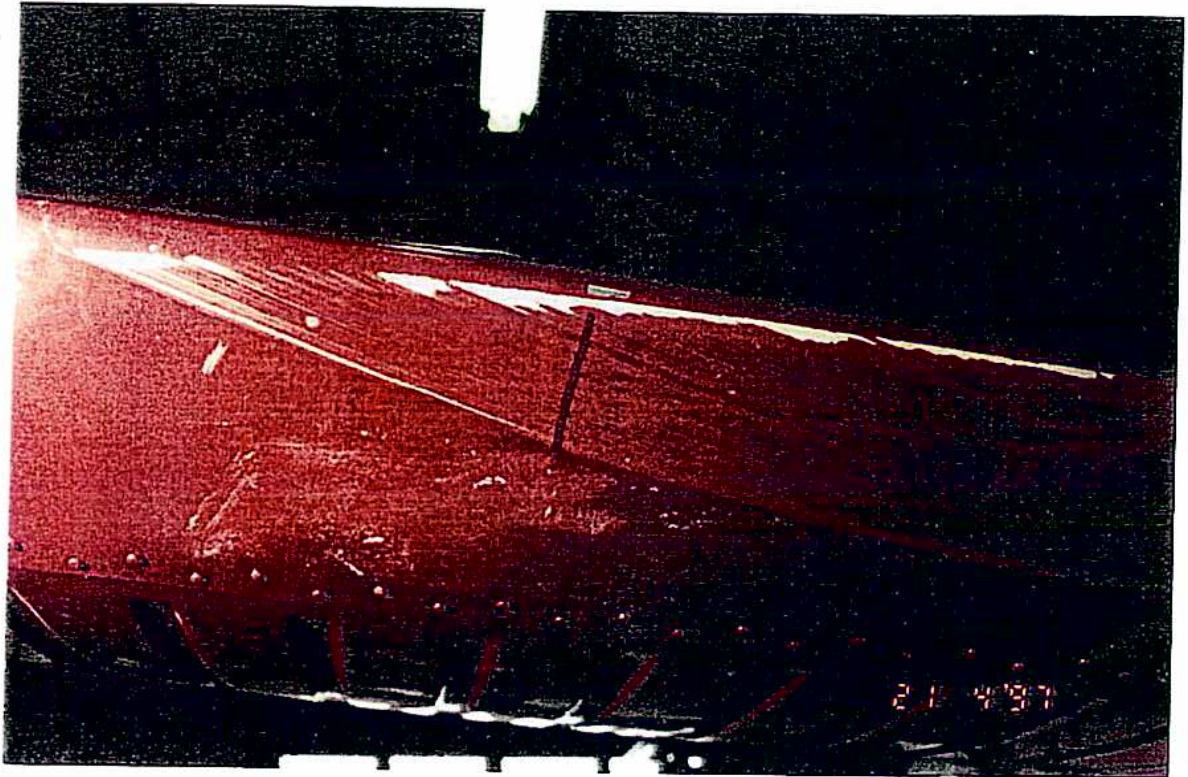
Main rotorblade rotation marks



The two impact fingers



The deformed aft flexible coupling in the forward position. Flange corners on forward and aft flange slightly bent due to a forward directed force. (Photos by DNV)



Red main rotorblade rotation mark on
the underside of the horizontal stabilizer

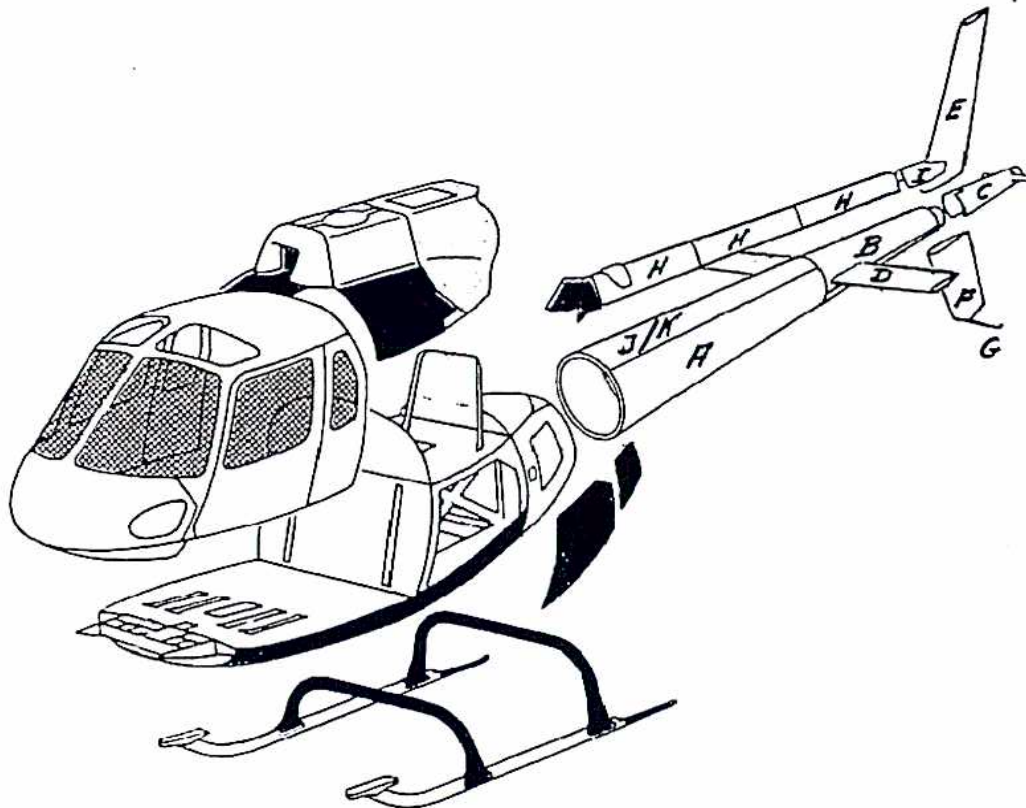


Fig. 1 Sketch illustrating the main sections of the helicopter AS 350 B2, (ex. rotors). The components of the tail boom / tail unit are:

- A Forward tail boom unit
- B Rear tail boom unit
- C Tail cone (tail boom end fairing)
- D Horizontal stabilizer
- E Upper (vertical) fin
- F Lower (vertical) fin
- G Tail guard
- H Tail rotor drive shaft fairings
- I Tail gearbox fairing
- J Tail rotor pitch control rod
- K Tail rotor drive shaft



Fig. 2 General view of the main rotor mast/rotor hub. Photo by AAIB/N.

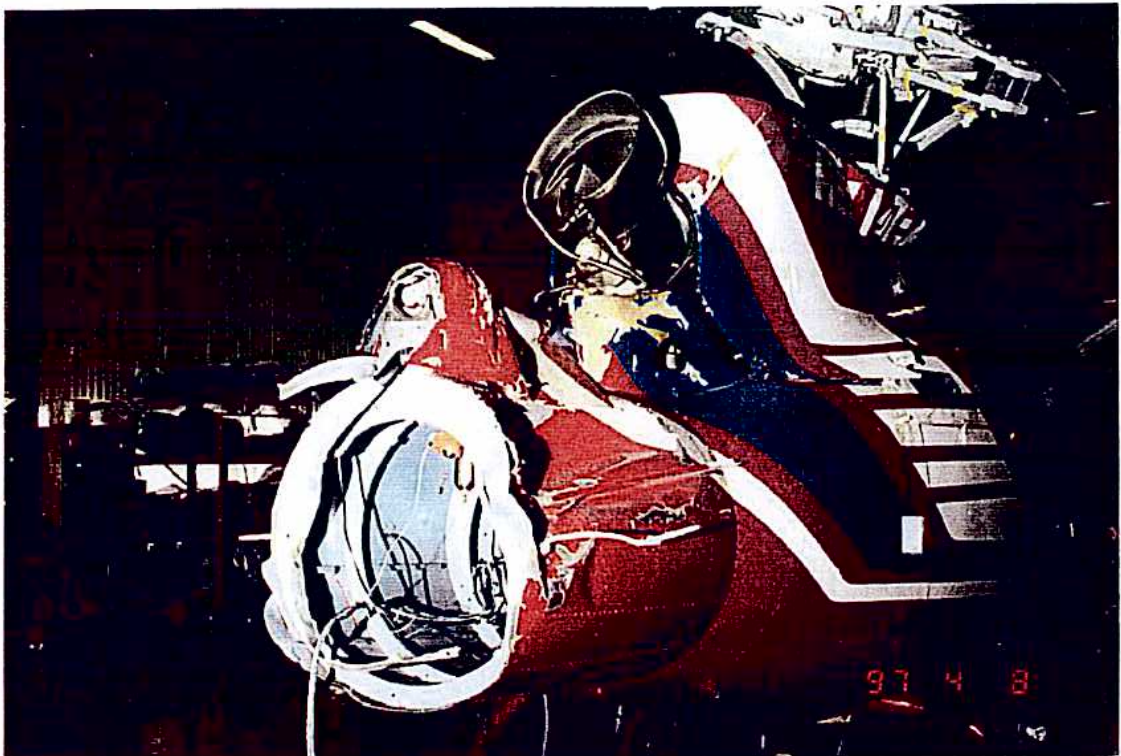


Fig. 3 Photo showing the abnormally tilted main rotor mast/rotor hub, and also stating that the most forward section of the tail boom was still attached to the body structure. Photo by AAIB/N.

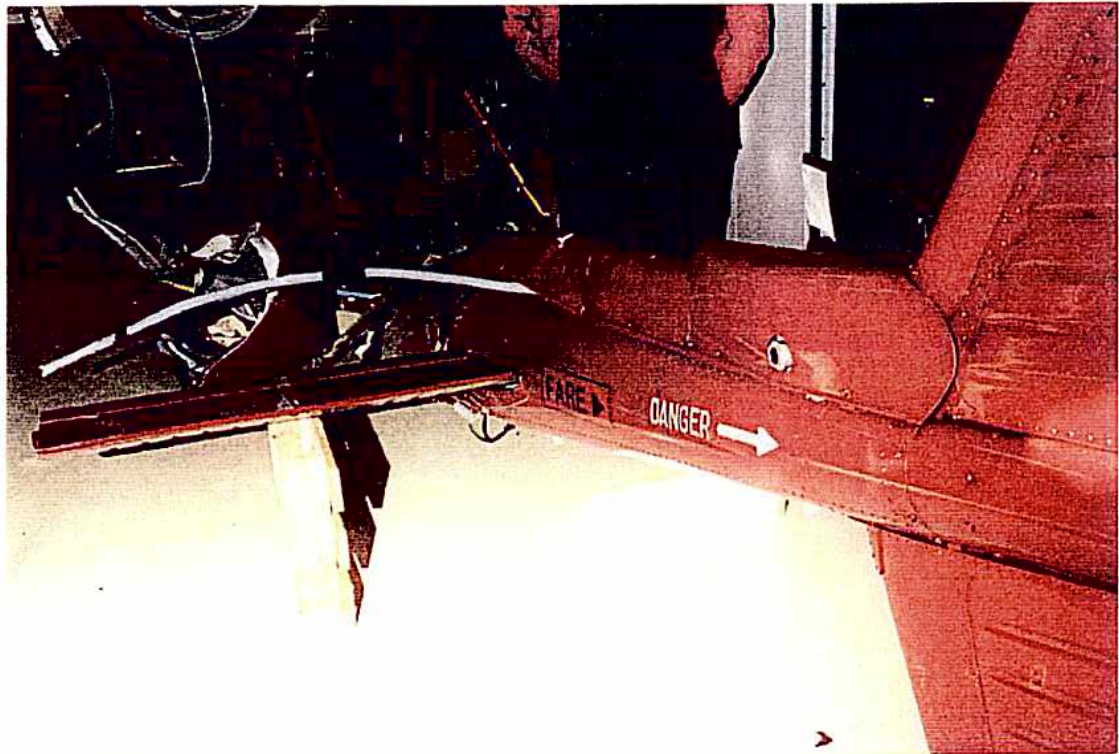


Fig. 4 General view of the rear tail boom unit and the horizontal stabilizer.
Photo by AAIB/N.



Fig. 5 Close-up photo illustrating bending and pulling of the TR pitch control rod through the fairing attachment, towards the L/H side of the helicopter.
Photo by AAIB/N.

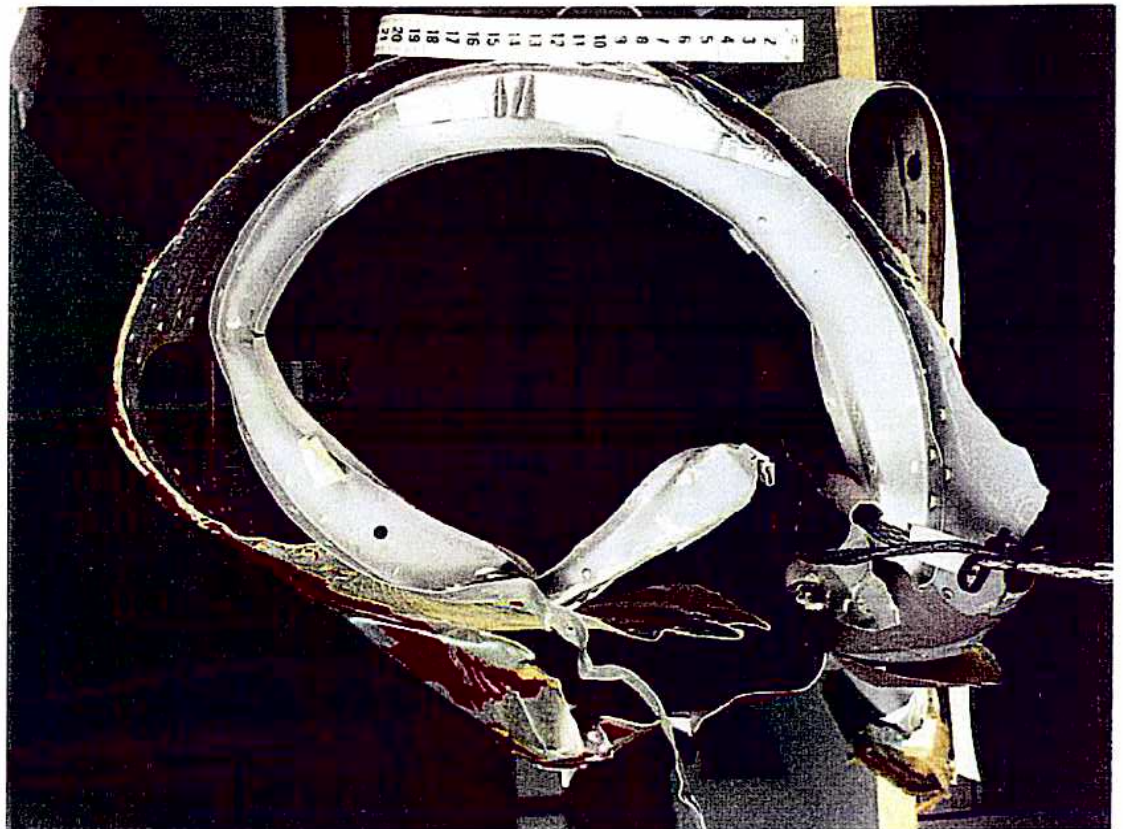


Fig. 6 Front view, illustrating the profile deformation of the rear tail boom unit. At this location the R/H side of the tail boom (ref. helicopter axis) has been severely indented just below the leading edge of the horizontal stabilizer.

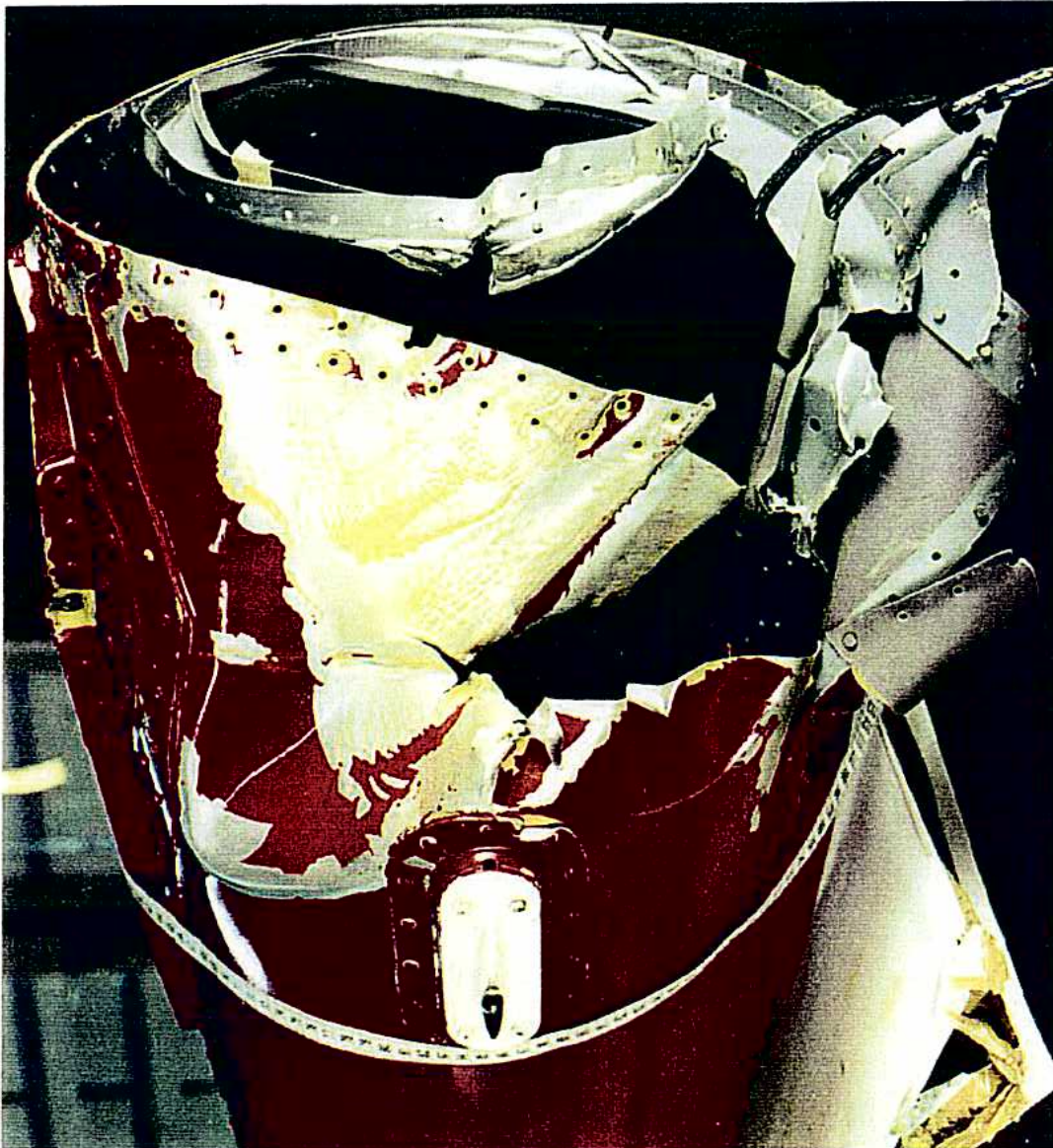


Fig. 7 Underneath view of the front end of the rear tail boom unit. The location and direction of the scratch marks and skin folding are found to confirm a MRB strike towards this location.

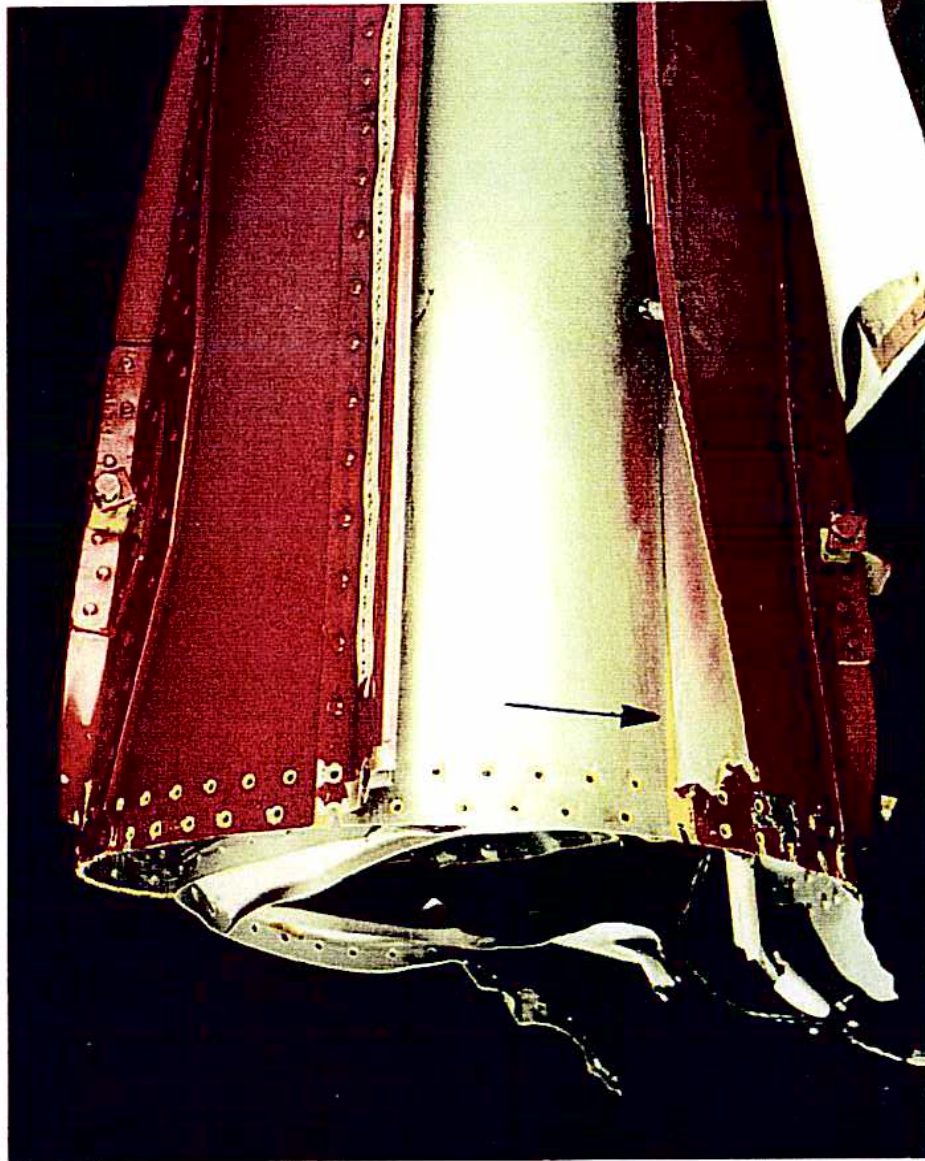


Fig. 8 Upper surface view of the front end of the rear tail boom unit. Note that the one support stiffener for the drive shaft fairing is significantly bent towards the L/H side (helicopter axis) as a consequence of the pitch control rod bending and pulling, shown in Fig. 5. The deformed stiffener in question is arrowed.

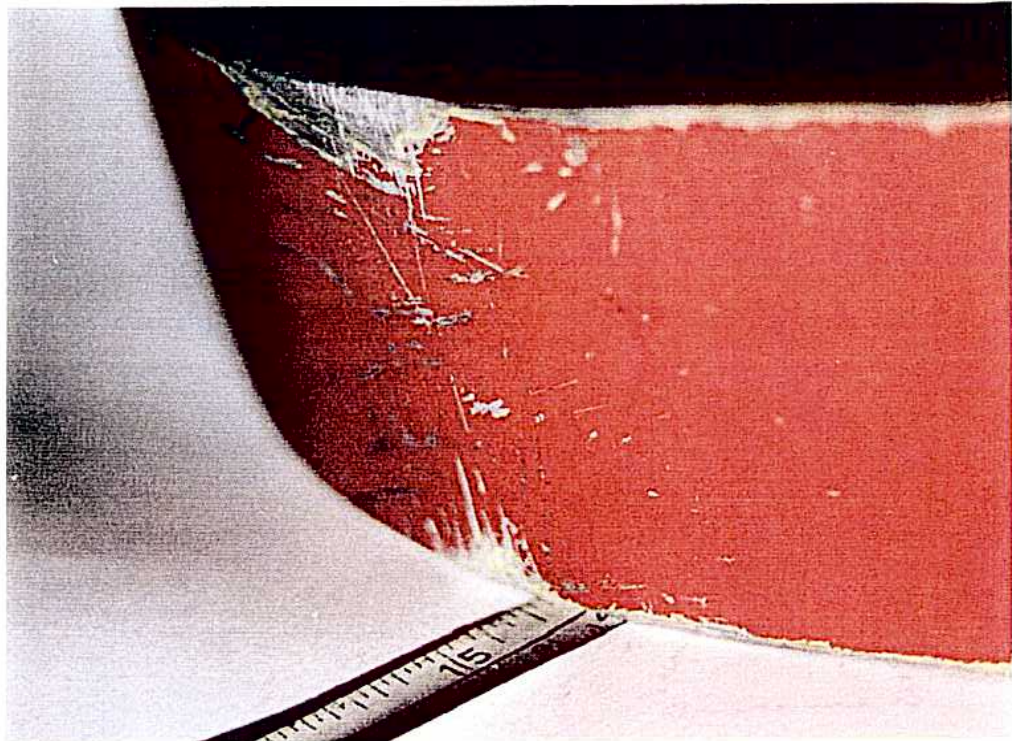


Fig. 10 Indentation and score marks noted in the central ground contact section of the tail guard. Transverse scores towards the R/H side of the helicopter are seen.



Fig. 11 Photo showing the two fracture locations of the TR pitch control rod, and the severely bent and flattened 22 cm rod section between the fractures. The forward direction of the helicopter related to the rod section is seen arrowed on the photo.

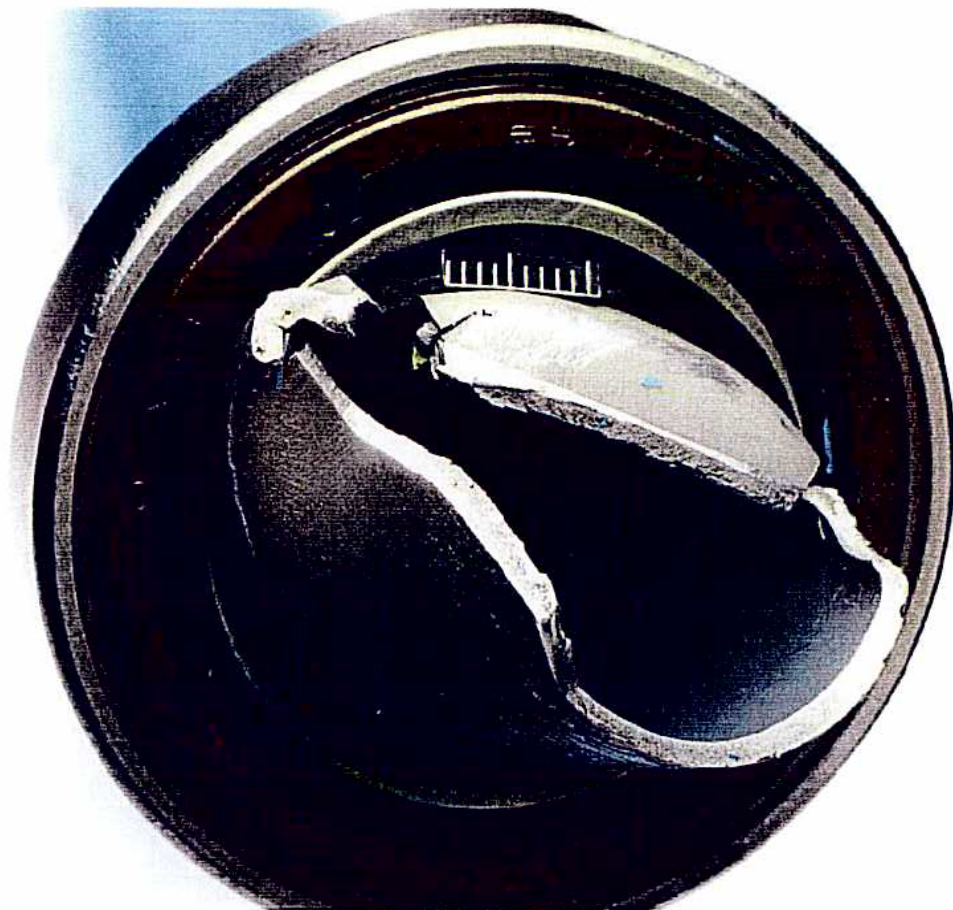


Fig. 13 Appearance of the rear fracture in the TR rear drive shaft, seen towards the nearest ball bearing (forward direction). Position of the fracture approx. 68 cm forward to the rear end flange. Material overload as a consequence of bending and shear is indicated on the photo.

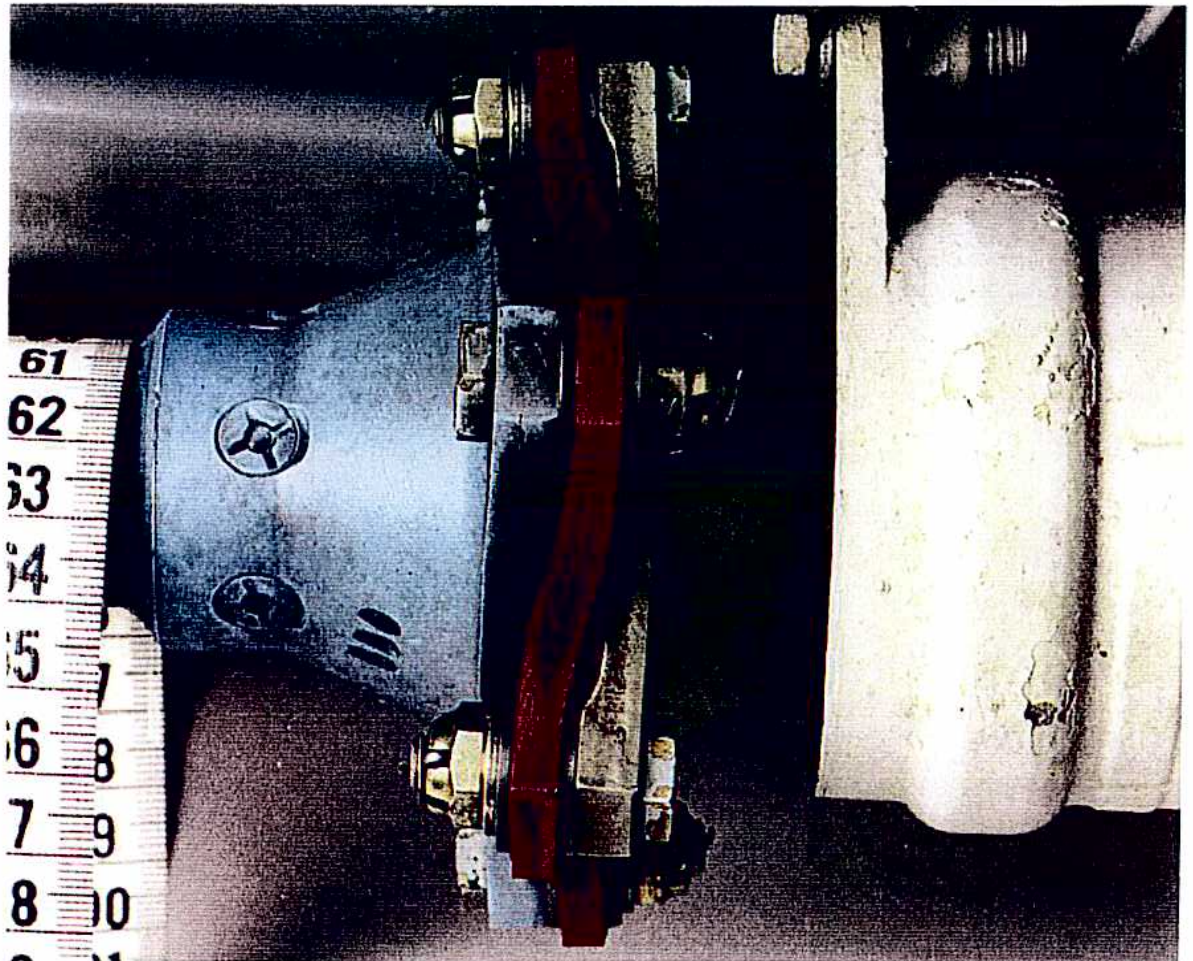


Fig. 14 Side (profile) view of the large dia. bushed flexible coupling (dark red colour), flange connecting the rear TR drive shaft to TGB. A significant backwards deformation of the coupling lugs connected to the drive shaft is noted (maximum axial displacement ~7 mm).

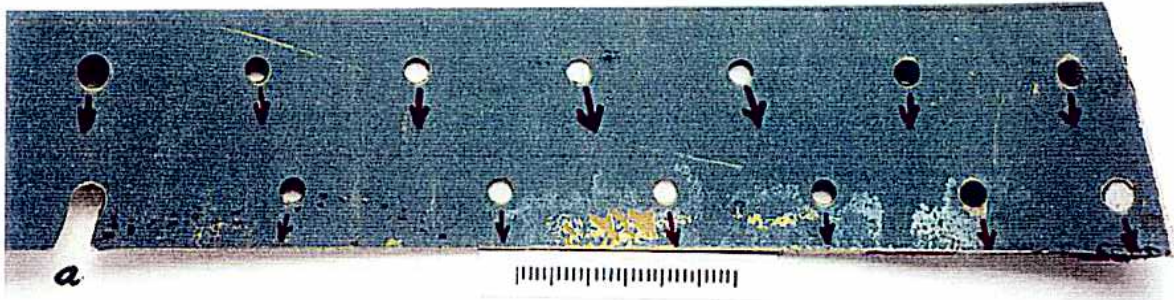


Fig. 15 Interior surface location from the R/H side upper surface of the rear tail boom unit, representing the rivet joint in question. Bore edge deformation is marked by red arrows.

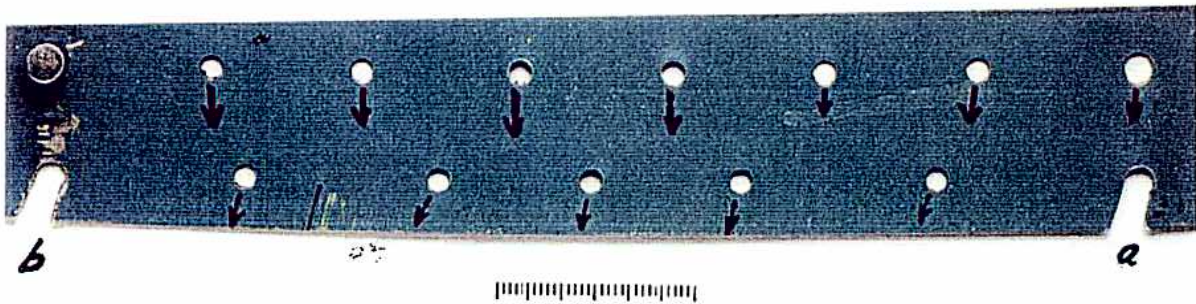


Fig. 16 Interior surface location from the top surface of the rear tail boom unit, representing the rivet joint in question. Bore edge deformation is marked by red arrows.

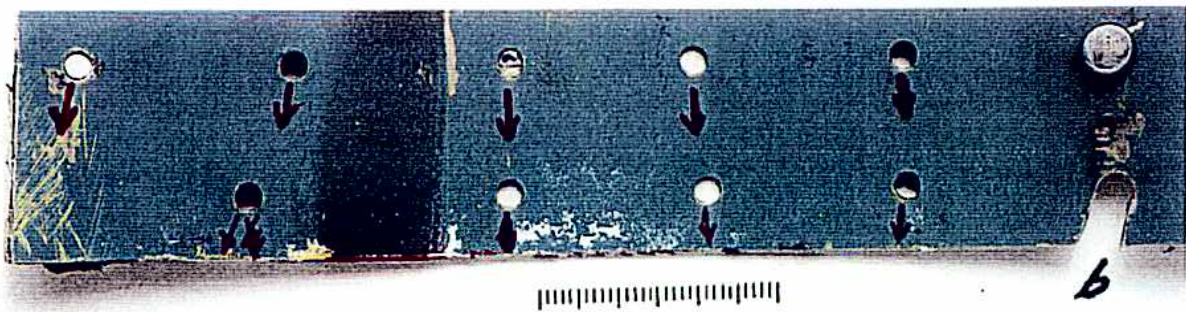


Fig. 17 Interior surface location from the L/H side upper surface of the rear tail boom unit, representing the rivet joint in question. Bore edge deformation is marked by red arrows.

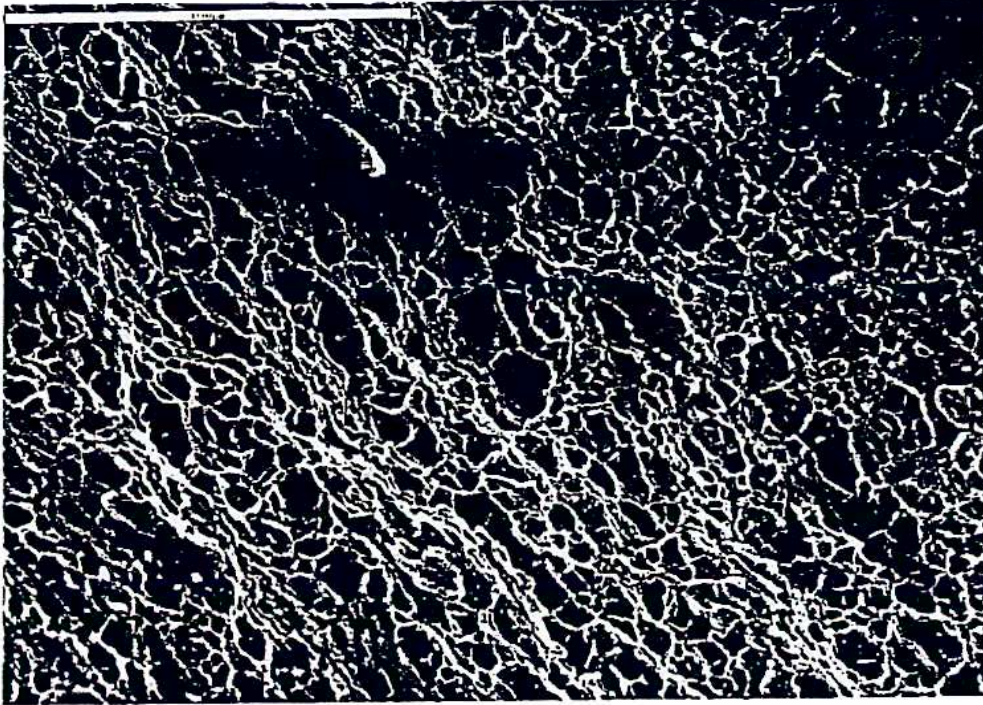


Fig. 18 Micropattern representing the fracture surface of the TR pitch control rod (fracture seen to the right in Fig. 11). Characteristic dimples are seen, stating a ductile material overload. Magnification X 520

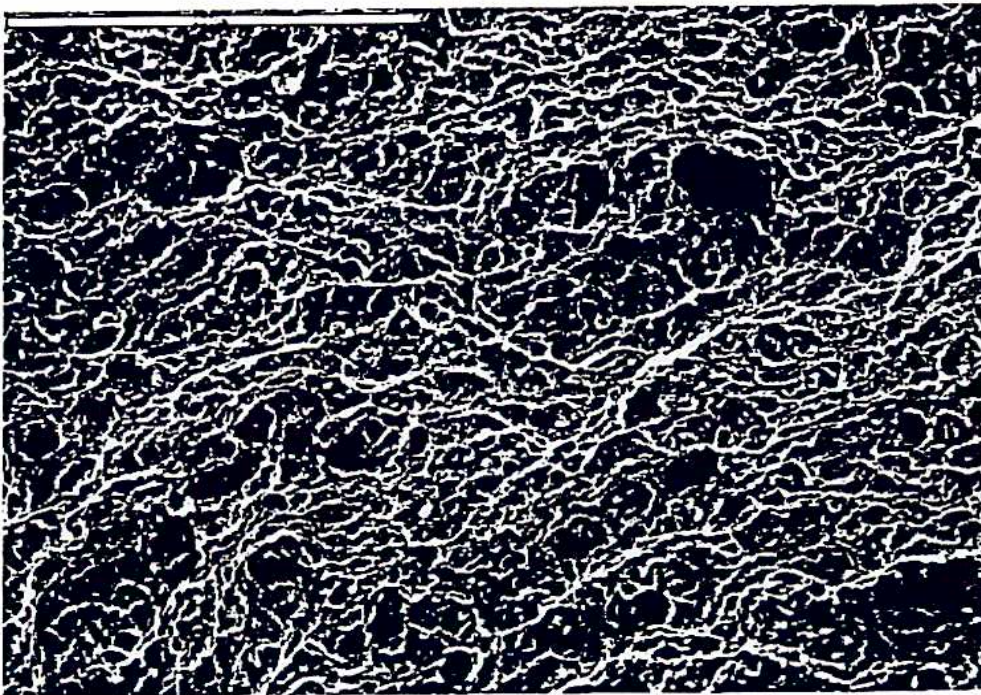
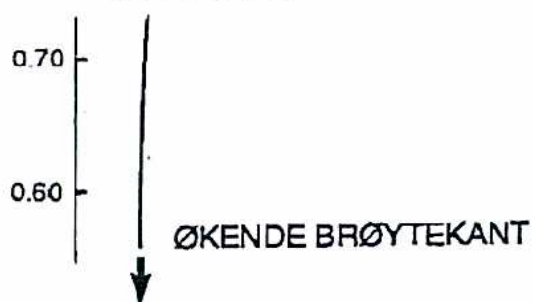
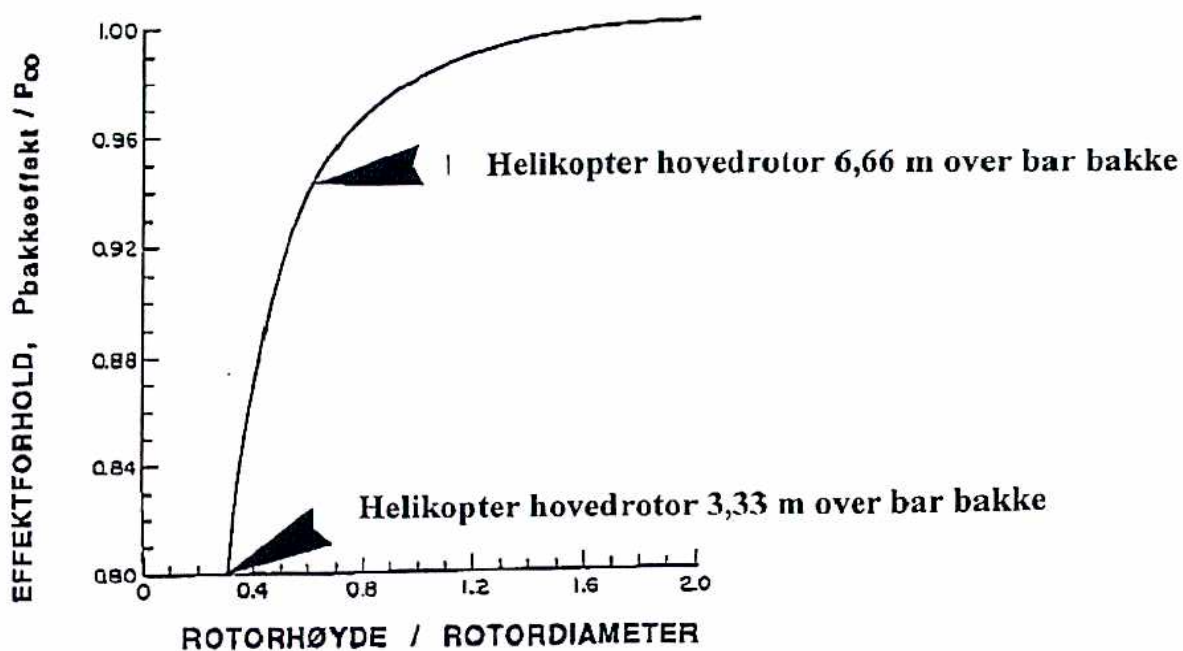


Fig. 19 Micropattern representing the fracture surface of the TR rear drive shaft (fracture surface seen in Fig. 13). Dimples are stating a regular material overload.

Magnification X 520



EFFEKTREDUKSJON FOR HOUERING HELIKOPTER I BAKKEEFFEKT

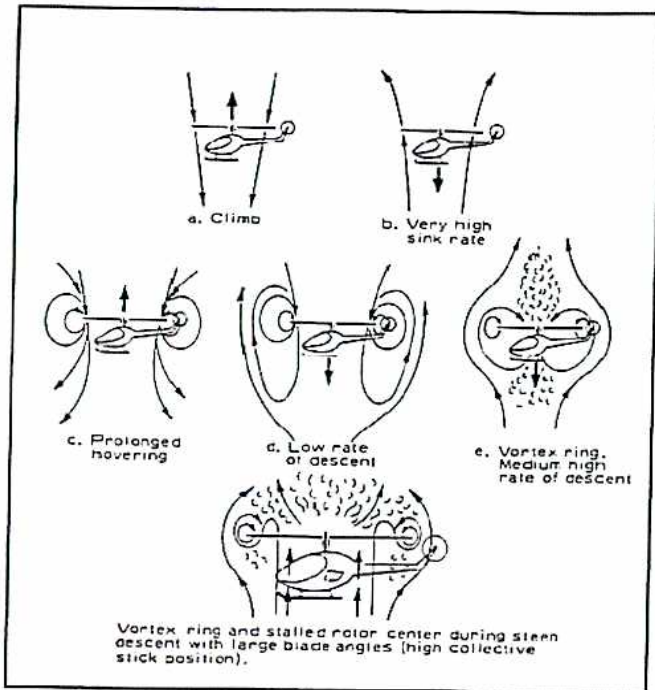


Fig. 3.23 Flow through rotor in steep or vertical climbs and descents

When a helicopter hovers in ground effect above a smooth surface the slipstream flows approximately 3 rotor diameters outward before it begins to recirculate, fig. 3.24. In this case it takes time to build up dangerous recirculation.

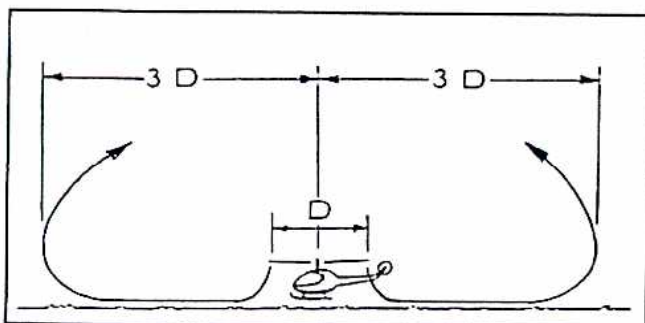


Fig. 3.24 Recirculation near the ground above a smooth surface

When friction between the ground and the slipstream increases, recirculation begins earlier. This is illustrated in fig. 3.25 where a helicopter hovers very close to the water surface and the slipstream is slowed down by impact with the water.

If the ground is covered by high grass, or if the hovering area is surrounded by trees or buildings, recirculation may be obtained immediately, fig. 3.26. Note that hovering close to a building results in unsymmetrical recirculation. This affects the flapping of the blades and the helicopter drifts away from the

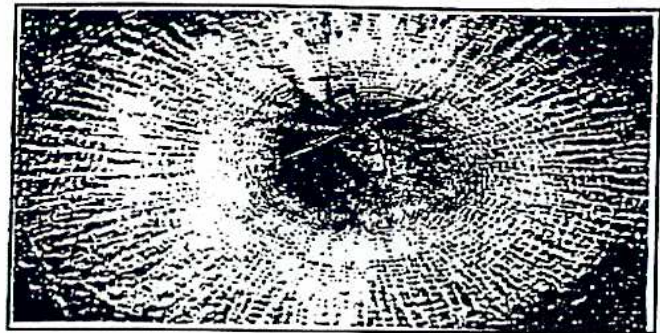


Fig. 3.25 Reduced recirculation diameter due to friction

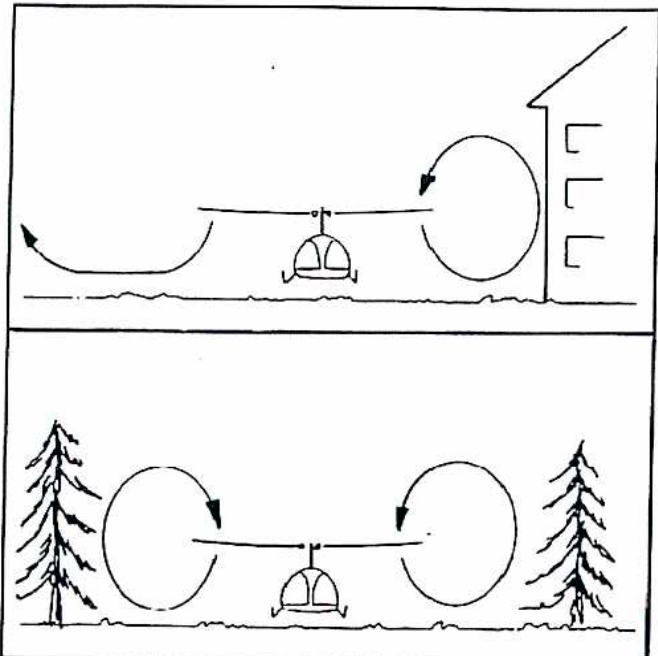


Fig. 3.26 Forced recirculation close to ground

hovering position unless the stability disturbance is checked by the pilot.

Fig. 3.27 and 3.28 show wind tunnel tests of recirculation at zero wind-speed. Smoke is used to visualize the flow.

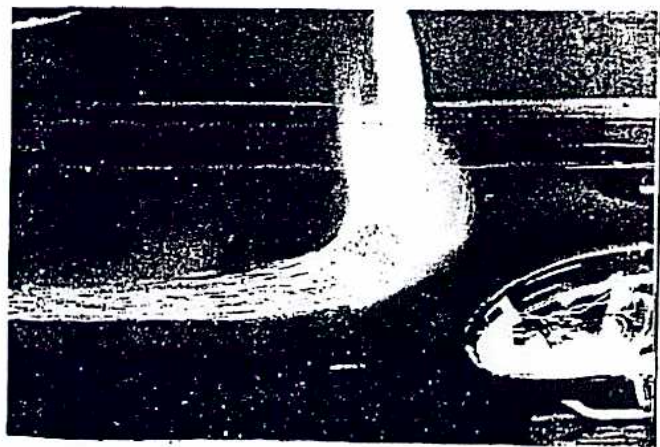


Fig. 3.27 Wind tunnel test of recirculation above a smooth surface

In fig. 3.27 the wind tunnel floor is smooth and the smoke dissipates before it reaches the point where recirculation is obtained (3 rotor diameters from the rotor center).

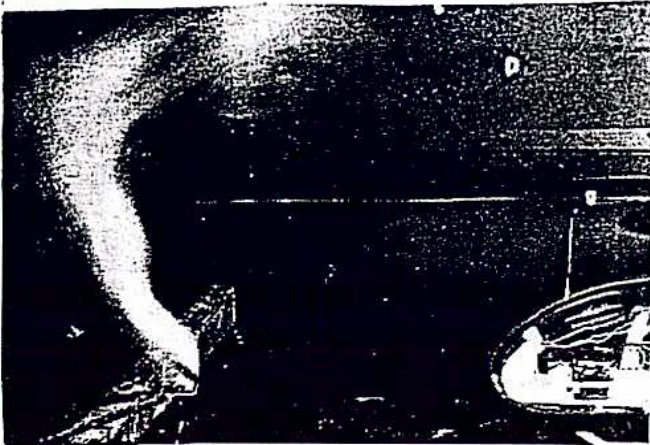


Fig. 3.28 Recirculation with an object blocking the flow

In fig. 3.28 a small piece of wood, approximately one fifth of the rotor height above the floor, has been placed near the edge of the rotor disc. The smoke shows that recirculation is immediately obtained. These tests show that even small objects on the ground may have large effects on recirculation and hence on the probability of vortex ring formation.

Early unsymmetrical recirculation may also be obtained when hovering in a wind. This is shown in fig. 3.29 where a helicopter hovers very close to a water surface in a slight headwind.

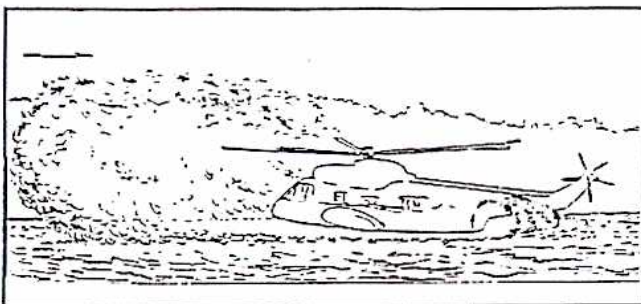


Fig. 3.29 Hovering in a wind gives unsymmetrical recirculation

Hovering in a tailwind brings the rear recirculation closer to the helicopter and if the wind is strong enough the recirculation may interfere with the tail rotor. If the tail rotor turns in the same direction as the recirculating flow, tail rotor effectiveness will be lost, fig. 3.30.

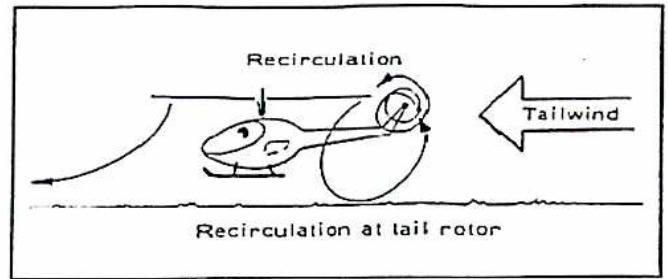


Fig. 3.30 Tailwind hover with recirculation at tail rotor

An impression of rotor vortex formation close to the ground is given at fig. 3.31 showing vortices obtained during a pull-up.

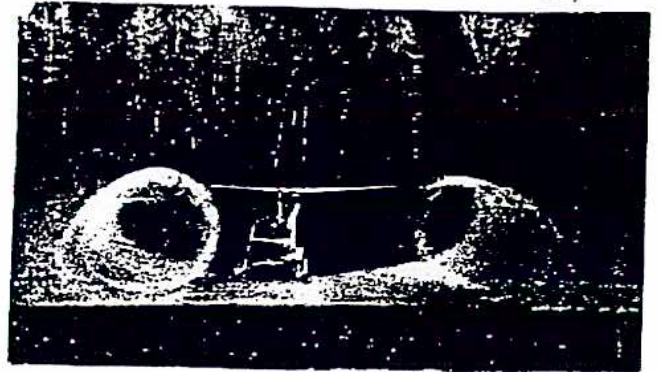


Fig. 3.31 Rotor vortices during pull-up close to ground

FORKORTELSER/ ABBREVIATIONS

AAIB/N	Aircraft Accident Investigation Board/ Norway
BEA	Bureau Enquêtes Accidents
C	Celsius
C.G.	Center of Gravity
CAVOK	Ceiling And Visibility OK
CPL-H	Commercial Pilots Licence - Helicopter
DNV	Det Norske Veritas
FOM	Flight Operation Manual
HSL	Havarikommisjonen for Sivil Luftfart
kW	kiloWatt
L/G	Landing Gear
L/H	Left Hand
LPT	Licence Proficiency Test
MGB	Main Gear Box
MRB	Main Rotor Blade
MRM	Main Rotor Mast
OSM	Optical Stereo Microscope
R/H	Right Hand
rpm	rotations per minute
SEM	Scanning Electron Microscope
TGB	Tailrotor Gear Box
TR	Tail Rotor