



STATENS HAVERIKOMMISSION (SHK)
BOARD OF ACCIDENT INVESTIGATION

SHK
BIBLIOTEKET

Rapport C 1988:41
Luftfartshändelse 1987-12-17
på Skå-Edeby flygfält, B län
Ärende SE-HSL 72/87

INNEHÅLL	Sid
SAMMANFATTNING	3
INLEDNING	4
1 FAKTAREDOVISNING	5
1.1 Redogörelse för händelseförloppet	5
1.2 Personskador	5
1.3 Skador på luftfartyget	5
1.4 Andra skador	5
1.5 Besättningen	5
1.6 Luftfartyget	7
1.7 Meteorologisk information	8
1.8 Navigationshjälpmedel	8
1.9 Radiokommunikationer	9
1.10 Flygfältsdata	9
1.11 Färd- och ljudregistratorer	9
1.12 Haveriplats och helikoptervrak	9
1.12.1 Haveriplatsen	9
1.12.2 Helikoptervrak	10
1.13 Medicinsk information	10
1.14 Brand	10
1.15 Överlevnadsmöjligheter	10
1.16 Särskilda prov och undersökningar	10
1.17 Övrigt	16
2 ANALYS	17
2.1 Helikoptern	17
2.2 Flygläraren	18
2.3 Flygningen	18
3 SLUTSATSER	19
3.1 Undersökningsresultat	19
3.2 Sannolik haveriorsak	19
4 REKOMMENDATIONER	19

BILAGOR

1	Utdrag ur cert reg beträffande läraren och eleven (endast till luftfartsverket)
2	Robinson "Safety Notice no 24"
3	Fotografier och skiss över haveriplatsen
4	Vevaxeldrevets montering

Anmärkning

All tidsangivelse i rapporten avser svensk normaltid (SNT) =
UTC + 1 timma

SAMMANFATTNING AV UTREDNINGSRAPPORT C 1988:41
Ärende SE-HSL 72/87

Luftfartyg typ:	Helikopter Robinson R 22
Tidpunkt för händelsen:	1987-12-17 kl 12.20
Plats:	Skå-Edeby flygfält, B län
Typ av flygning:	Skolflygning
Väder:	Svag vind, klart, -8°C
Antal ombord:	Lärare och elev
Personskador:	Båda omkomna
Skador på luftfartyget:	Totalhaveri
Lärarens ålder, certifikat:	63 år, BH-certifikat
Lärarens totala flygtid:	Ca 15 000 timmar
Elevens ålder, certifikat:	29 år, A- och S-certifikat
Elevens totala flygtid:	Ca 340 timmar varav 27 timmar segelflyg och 5 timmar helikopter

Under skolflygning med helikoptern SE-HSL stannade motorn på 100-250 meters höjd. Efter motorstoppet störtade helikoptern och kolliderade i ryggläge med marken.

Motorstoppet orsakades av att vevaxeldrevet, som sitter monterat i vevaxelns bakdel, hade lossnat med påföljd att drivningen för såväl kamaxel som magneter upphörde att fungera.

Bidragande faktorer till att autorotation ej har skett kan ha varit:

- o Helikoptertypen har kritiska egenskaper vad gäller tillgänglig tid för ingång i autorotation.
- o Skolningssituationen försvårade ett snabbt ingripande.
- o Flottörerna försvårade helikopterns manövrering efter motorstoppet.

Rekommendationer:

- 1 SHK har i delrapport 1988-01-20 rekommenderat luftfartsverket att i avvaktan på slutlig rapport föreskriva att helikoptertypen med flottörer ej får användas för grundskolning.

SHK rekommenderar luftfartsverket att undersöka underlaget för certifiering av helikoptertypen vad gäller autorotation samt inverkan av flottörer. I avvaktan på resultatet av undersökningen bör helikoptertypen med flottörer ej få användas för grundskolning.

- 2 Oavsett att SHK ej funnit anledning hänföra lärarens sjukdom till haveriorsakerna rekommenderas luftfartsverket att se över nuvarande principer för åldersdispens vid förnyelse av certifikat.

INLEDNING

Den 17 december 1987 ca kl 12.45 underrättades statens haverikommission (SHK) om att helikoptern SE-HSL hade havererat på Stockholm/Skå-Edeby flygfält under skolflygning. Både lärare och elev hade omkommit.

Händelsen har utretts av SHK som företräts av Hans Gullberg, ordförande, och Lennart Ringqvist, utredningschef.

SHK har biträtts av Lars Sandberg, Claes Jernow, Nils Sundin och Lars Laurell som experter.

SHK har sammanträtt

<u>Dag</u>	<u>Plats</u>	<u>Närvarande</u>
1987-12-17	Haveriplatsen	Ringqvist, Jernow
1987-12-18	Haveriplatsen	Gullberg, Ringqvist, Jernow, Laurell, Sandberg
1988-01-20	SHKs kansli	Gullberg, Ringqvist, Jernow, Laurell, Sandberg, Sundin, Ragnar Boge, Luftfartsverket, Göran Wallert, HFR, Leif Andersson, Helicopter Assistance i Stockholm AB, Sven Eric Johansson, SPF, Robert Druintjer, Anna Grimskog, Berit Grimskog, Per Grimskog, Berndt Gustavsson
1988-08-30	SHKs kansli	Gullberg, Ringqvist, Jernow, Laurell, Sandberg, Sundin, Boge, Druintjer, Anna, Berit och Per Grimskog, Gustavsson, Gösta Roos, Luftfartsinspektionens östra distriktskontor, Bengt Tegnhed, SPF

1 FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

Helikoptern med lärare och elev startade från Bromma flygplats den 17 december 1987 kl 11.55 mot Skå-Edeby.

Starten försenades bl a på grund av att det efter rotorstart konstaterades rotorvibrationer. Läraren antog att det fanns is på rotorbladen och verkställde själv avisning.

Efter förnyad rotorstart, varifrån det ej rapporterades någon störning, flög helikoptern till Skå-Edeby.

Helikoptern hade radiokontakt med ett privatflygplan, som befann sig i området. Det meddelades att man med helikoptern skulle träna start, landning och hovring i södra delen av fältet.

Senare vid flygning norrut över hangarområdet hörde vittnen att något hände med motorn. Flyghöjden har av vittnen uppgivits till 100-250 meter. Vittnena fick det intrycket att rotorn stannade. Helikoptern gick över i ryggläge och fortsatte mot marken. Tidsföljden i fråga om de olika momenten framgår ej klart av vittnesberättelserna.

Nedslaget skedde i ryggläge varvid rotorn och rotormasten slog rakt ned i marken och bröts. Resten av helikoptern trycktes samman och gled i ryggläge på den snötäckta marken ca 10 meter.

1.2 PersonskadorBesättning Passagerare Övriga

Omkomna	2	
Allvarligt skadade		
Lindrigt skadade		
Inga skador		

1.3 Skador på luftfartyget

Totalhaveri.

1.4 Andra skador

Inga.

1.5 BesättningenFlygläraren

Läraren var vid haveritillfället 63 år, hade BH-certifikat, efter dispens från gällande åldersgräns, samt behörighet som helikopterflyglärare.

Läraren hade genomfört inflygning på helikoptertypen i början av 1980-talet och återinflögs sommaren 1984 för fortsatt tjänstgöring som instruktör.

<u>Flygtid (timmar)</u>	<u>24 timmar</u>	<u>90 dagar</u>	<u>Totalt</u>
Alla helikoptertyper			14 580
Denna typ			Ca 80

Flygtid senaste 90 dagar liksom antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: Ej känt.

Senaste PFT (periodisk flygträning) genomfördes 1987-09-29 på helikopter Robinson R-22.

Läraren hade varit aktiv helikopterflygare och helikopterlärare sedan slutet av 1940-talet och hade stor erfarenhet av ett stort antal helikoptertyper. Han var känd för sin skicklighet, sin noggrannhet och sitt engagemang i flygsäkerhetsarbete.

Läraren genomgick i juli 1987 en repetitionskurs i flygning av den aktuella helikoptertypen i Robinson Helicopter Training School i Los Angeles, USA. Efter kursen fick han ett intyg att han hade "successfully completed the RHC flight instructor safety and refresher clinic". Efter haveriet fick SHK ett brev från Robinson Helicopter Company med anledning av en förfrågan från SHK angående intyget. I brevet hänvisades till anteckningar förda av en instruktör på helikopterskolan. I anteckningarna sägs som en allmän kommentar att läraren behöver ytterligare träning om han skall undervisa i en sådan helikopter. Instruktören har senare vid ett samtal med SHK understrukit lärarens svårighet att hantera denna speciella typ av helikopter.

Helikoptern SE-HSL av typ R-22 levererades i augusti 1987 till Stockholm. En flyginspektör vid luftfartsverkets östra distriktskontor gjorde tillsammans med läraren vid två tillfällen under hösten 1987 materielkontrollflygningar med SE-HSL, första gången utan och andra gången - den 3 november 1987 - med flottörer på helikoptern. Han genomförde också ovannämnda PFT med läraren. Han har uppgett: De turades om att flyga. Läraren flög fortfarande mycket väl, det fanns inga som helst tecken till någon försämring av hans flygtrim. Liksom tidigare var han synnerligen skicklig bl a när det gällde autorotation.

SHK har inhämtat synpunkter på det motstridiga innehållet i ovannämnda instruktörsanteckningar jämförda med intyget från Robinson Helicopter Training School. Ordföranden i Robinson Helicopter Company har uppgett att alla elever vid helikopterkursen får ett intyg, annars skulle mindre skickliga piloter skrämmas bort från kurserna vilket vore illa från flygsäkerhetssynpunkt. Eleverna får reda på innehållet i instruktörsanteckningarna och har med denna kännedom att själva dra slutsatser om sin fortsatta flygning. SHK har även diskuterat frågan om det motstridiga innehållet med flera företrädare för luftfartsverket i USA (FAA). Dessa har inte funnit förfarings sättet särskilt anmärkningsvärt och har därvid framhållit att helikopterkursen varit av helt frivillig karaktär, ej reglerad av några luftfartsbestämmelser. Vidare har framkommit att uppfattningarna om hur lätta helikoptrar bör flygas varierar dels hos olika förare, dels i viss mån även i Sverige å ena och i USA å andra sidan.

Eleven var 29 år gammal och hade gällande A- och S-certifikat samt mörkerbehörighet. Hans flygtid var ca 300 timmar motorflyg, 30 timmar segelflyg och 5 timmar helikopter.

1.6 Luftfartyget

Ägare: Helicopter Assistance i Stockholm AB,
Hangar 4, Bromma flygplats, 161 69 Bromma

Luftfartyget

Typ:	Helikopter Robinson R 22 Mariner, fasta flottörer
Serienummer:	682 M
Tillverkningsår:	1987
Flygvikt, max tillåten	1 370 lbs, aktuell 1 310 lbs
Aktuellt tyngdpunktsläge:	Inom tillåtet område.
Motorfabrikat:	Lycoming O-320 B2C
Serienummer:	L 14533-39A
Antal motorer:	1

Bränsle (typ/beteckning) som tankats före händelsen: 100 LL

Total gångtid (luftfartyget):	84,5 timmar
Gångtid efter senaste	
periodiska tillsyn (50 tim):	35 timmar
Motorgångtid total:	84,5 timmar
Motorgångtid efter senaste	
tillsyn (50 tim):	35 timmar
Rotorgångtid totalt:	84,5 timmar
Rotor fabrikat:	Robinson

Helikoptern hade gällande luftvärdighetsbevis.

Helikopterns godkännande och flygegenskaper

Robinson R-22 är byggd och certifierad enligt de amerikanska byggnadsbestämmelserna - FAR PART 27. Vad gäller förutsättningar för säker manövrering till landning efter motorbortfall anges bl a:

§ 27.143 Controllability and maneuverability.

(d) "The rotorcraft, after (1) failure of one engine in the case of multiengine rotorcraft that meet Transport Category A engine isolation requirements, or (2) complete engine failure in the case of other rotorcraft, must be controllable over the range of speeds and altitudes for which certification is requested when such power failure occurs with maximum continuous power and critical weight. No corrective action time delay for any condition following power failure may be less than -

(i) For the cruise condition, one second or normal pilot reaction time (whichever is greater); and

(ii) For any other condition, normal pilot reaction time. - "

Robinson R-22 är känd för att ha mycket små marginaler vad gäller tillgänglig reaktionstid vid t ex motorbortfall p g a att rotorn har extremt liten massa.

Helikoptern är i sig mycket lätt och därigenom känslig. Den ställer därför stora krav på förarens precision och koordinationsförmåga.

Haveristatistik

Tillgänglig haveristatistik beträffande helikopter R-22 från framförallt USA, Kanada och England har studerats. Flertalet haverier orsakas av kollisioner med träd, ledningar och andra föremål. Dock förekommer också ett antal haverier som är resultatet av planerat motoravdrag vid skolning varvid eleven ej hinner få kontroll över helikoptern.

Sammanfattning av "Safety Notices" från Robinson Helicopter

Tillverkaren ger ut aktuell säkerhetsrelaterad information i en serie "Safety Notices". Bl a följande notiser har utgetts.

RSN-5, Dec 4. 1981: Påpekar att rotorn stannar omedelbart om stigsparken inte snabbt nog förs nedåt vid motorstopp. Resultatet blir haveri.

RSN-10, Oct 4. 1982: Upprepande av RSN-5.

RSN-12, Oct 25. 1982: Upprepad varning enligt RSN-5 och 10 för "rotor-stall".

RSN-15, Aug 23. 1983: Påpekar att motorstopp på grund av bränslebrist kan resultera i haveri.

SN-24, Sept 8. 1986: Beskriver rotor-stall och dess konsekvenser. Bifogas som Bilaga 2.

SN-27, Dec 23. 1987: Varnar för oförberedda motoravdrag.

Fasta flottörer

SE-HSL var utrustad med fasta flottörer. Dessa är typgodkända i USA och före godkännandet i Sverige genomfördes en grundlig flygutprovning. Härvid framkom inga negativa flygegenskaper som skulle kunna hänföras till flottörerna. Helikoptertillverkaren har dock på fråga av SHK påpekat att avsikten inte är att flottörer skall användas vid grundskolning eftersom de i kritiska situationer ofördelaktigt kan påverka befintliga marginaler.

1.7 Meteorologisk information

Klart, svag vind, temperatur -8° till -10°C.

1.8 Navigationshjälpmedel

Ej aktuellt.

1.9 Radiokommunikationer

Helikoptern hade radioförbindelse med ett flygplan som fanns i området före haveriet. Se avsnitt 1.1.

1.10 Flygfältsdata

Se 1.12.1.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

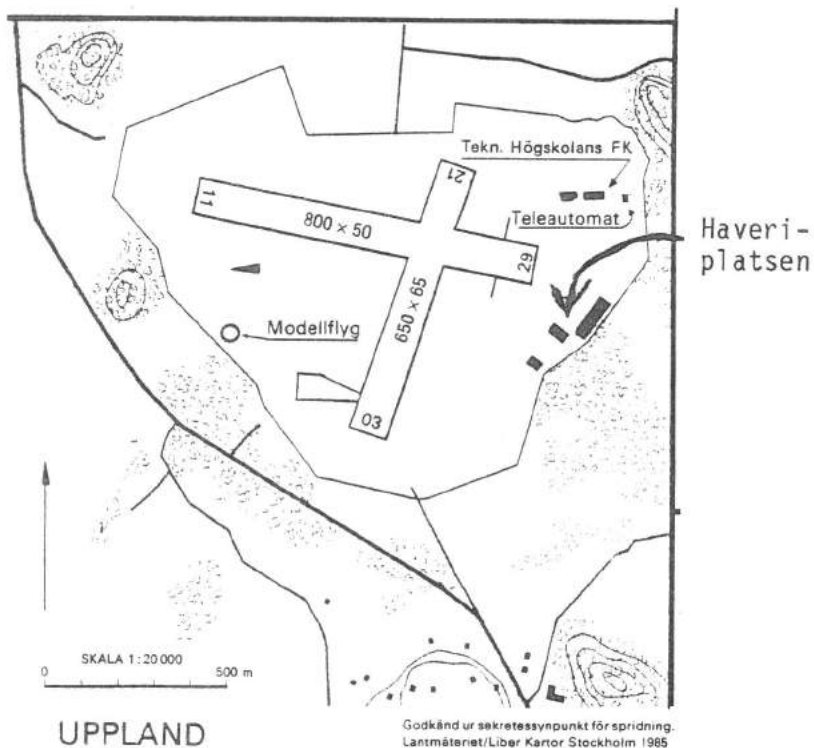
Fanns ej. Erforderades ej.

1.12 Haveriplats och helikoptervrak

1.12.1 Haveriplatsen

Position 59° 20' N 17° 44' E

Haveriplatsen har markerats på skiss nedan.



Skiss över Stockholm/Skå-Edeby flygfält.

Dokumentation av haveriplats och helikoptervrak, se bilaga 3.

1.12.2 Helikoptervraket

Helikoptern har mycket omfattande skador från nedslaget. Se närmare avsnitt 1.16.

1.13 Medicinsk information

Den medicinska rapporten med anledning av haveriet innehåller bl a följande. Vid obduktionen har framkommit att föraren led av framskriden kranskärlssjukdom. Denna har dock enligt anamnestiska uppgifter ej gett några symptom och har vid klinisk undersökning 1987-09-25 ej påvisats. Av den medicinska utredningen, inkluderande undersökningsfynden vid obduktionen, kan i övrigt någon slutsats ej dras om förarens fysiska tillstånd omedelbart före haveriet.

1.14 Brand

Brand utbröt ej.

1.15 Överlevnadsmöjligheter

Inga.

ELT

Aktiverades. Svaga signaler uppfattades av en polishelikopter under inflygning mot haveriplatsen. Antennen till nödsändaren var avbruten efter haveriet.

1.16 Särskilda prov och undersökningar

A. Teknisk undersökning genom SHK

Inledning

Den tekniska undersökningen har utförts dels som en okulär förundersökning där vraket har studerats i befintligt skick utan att detaljer och lägen har ändrats. Som nästa steg har undersökningen utförts som system- och detaljundersökning där varje detalj, där det har varit möjligt, har okulärkontrollerats.

Trots att helikoptern har mycket omfattande skador har det varit möjligt att rekonstruera sådana väsentliga system som styrorgan och drivsystem.

Huvudrotorns styrsystem (Main rotor flight control)
Ref: Maintenance Manual Fig 8-1, 8-3

1. Cyklisk bladvinkelkontroll (Cyclic control).

Den cykliska kontrollens styrenhet består av styrspak med handtag, typ "cykelstyre". Den vänstra handtagsdelen är demonterbar och utgör DK-handtag.

Skador: Styrspaken P/N A-320-1 är böjd bakåt och brusten under mittpa-

nelens plåtar. Den vänstra handtagsdelen har klämskador i handtaget. Torsionsröret (Torquetube) P/N A-319-1, det rör som är monterat under mittpanelens plåtar och är förbundet med oket P/N A-176-1 och i andra änden till styrspaken, är böjt och brustet i den främre delen.

Stötstängerna P/N A-121-1, 121-3, 121-5 och 121-7, som är monterade från styrspaken och upp till styrplattan, är böjda och brustna på flera ställen. Böjningsformen på de stänger som går upp till styrplattan är i överensstämmelse med böjningsformen på masten, som böjts och brutits vid nedslaget. Stötstängernas ändstycken är hela och har varit anslutna mellan styrspak och upp till styrplattan. Bladomställarlänkarna P/N A-258-1, som är monterade mellan styrplattan och huvudrotorbladens omställarhorn, är hela.

De beskrivna skadorna har troligen uppstått genom att kabingolvet böjts och att masten brutits samt genom att kabinens bakre vägg (brandskottet) fläkts bakåt. Skadorna synes ha uppstått vid nedslaget mot marken.

Styrspakens friktionsanordning är hel och fungerar utan anmärkning. Inga skärningstendenser finns i enheten.

Styrspakens stopplatta P/N A-211-1 har inga skador eller några tecken på att spakens rörelseområde har varit begränsat.

Styrplatta (Swashplate)

Ref: Maintenance Manual Fig 8-1

Styrplattan, som är monterad på maströret, har vid nedslaget lossnat från röret. Styrplattan har inga större skador och har vid okulär besiktning och rundtagning visat sig fungera. Inga skärningstendenser eller överhettningsskador har upptäckts.

Huvudrotornav och blad (Main rotor Hub and blades)

Ref: Part Catalog Fig 6-1, 6-3.

Nav och blad var intakta och var monterade på drivaxeln, (mast) den del som brutits av vid anslaget mot marken. Navet P/N 6-3-2 har varit den del som först slagit i marken. Masten som sitter monterad till navet med en bult P/N 6-3-4 har vid anslaget mot marken slagit av denna och drivaxelröret har därefter slagits så kraftigt mot navoket, som är av stålsmede, att detta spruckit. Alla delar i navet är i övrigt intakta och funktionsdugliga.

Båda bladen är intakta och har inga skador i framkanterna. Bladen är likformigt böjda nedåt med översidan doppande i en jämn båge. Böjskadorna synes ha uppstått under det inverterade flygläge som helikoptern hade under nedfärden. Kontroll har gjorts på nav och drivaxel (mast) med avseende på mastslag. Inga sådana skador upptäckta på dessa enheter. Det finns varken på marken eller på huvudrotorbladen några spår av att rotorn har roterat vid nedslaget (jfr fotografi Bilaga 3).

Stigkontrollsystem (Collective control system)

Ref: Maintenance Manual Fig 8-3

Stigkontrollsystemets styrenheter består av två stigspakar varav den vänstra är demonterbar och utgör DK.

De båda spakarna är monterade till ett tvärgående rör (torsionsrör) som är förenat med länkar och stötstänger till styrplattan. I stigspakarna finns även motorns förgasarreglage monterat.

Stigspakarna stod i läge fullt upp efter haveriet.

Samtidigt noteras att brandskottet, där stigspakarna var fästade, är helt demolerat.

Skador

Den högra spakinfästningen är brusten vid infästningen till torsionsröret, intill gaffeln P/N 205-1. Gaffeln är dock hel och kopplad. Styrstängerna som är kopplade till torsionsröret är böjda och brustna nere vid infästningen.

Orsaken till att den högra stigspakinfästningen brustit synes vara att den bakre kabinväggen (brandskottet) har fläkts bakåt och brutit sönder röret och infästningen samt böjt och brutit stötstängerna i samband med detta.

Samtliga ändstycken mellan stigspakar och styrplatta är anslutna och hela.

Stigspakens stopp och friktionskontroll har varit funktionsdugliga. Inga skador eller fel har noterats.

Stjärtrotorns styrsystem (Tail rotor Flight Control system)
Ref: Maintenance Manual Fig 8-2

Fotpedalerna P/N A-330-1 är monterade och fungerande.

Den övre stötstången P/N A-121-9 är hel och ansluten mellan länkarm P/N A 317-1 och pedaler. Den nedre stötstången P/N A 121-11 är brusten framme vid pedalerna. Den vertikala stötstången P/N A 121-13 som är monterad bakom brandskottet är brusten och böjd bakåt. Länkarm P/N A 316-1 är hel men har böjts bakåt. Stötstången P/N A 121-15 som är monterad mellan länkarmen P/N A 316-1 och länkarm P/N A 121-15 är brusten och böjd. Stötstången P/N A 121-17 som är kopplad mellan länkarm P/N A 331-1 och länkarm P/N A 120-1 på stjärtrotorväxeln är brusten och böjd. Brottet är ca 80 cm bakom länkarmen A 331-1. Orsaken till skadornas uppkomst synes vara att dels kabinolvets främre del böjts samt att bakre kabinväggen (brandskottet) fläkts bakåt. Stjärtbommens skador har uppkommit vid nedslaget. Stjärtbommen har brutits ca 80 cm från infästningen till kroppen och slungats ut till vänster om kroppen.

Stjärtrotorväxelns omställningsmekanism P/N A 124-1 med omställningsenheter till stjärtrotorbladen är hel och ansluten. Funktionen är utan anmärkning vid prov.

Stjärtrotorväxeln (Tail rotor Gearbox) är hel. Kontroll har utförts av olja och eventuell spänförekomst, utan anmärkning.

Temperaturindikatorn (färgindikering), som är monterad på växelhuset, visar en maxtemperatur av 60°C. Inga skärnings- eller tröghetstecken har konstaterats vid kontrollen.

Drivaxeln mellan stjärtrotorväxeln och drivkopplingen är monterad och hel från stjärtrotorväxeln och till den plats ca 80 cm från stjärtbommens infästning där den är brusten. Den främre delen är fortfarande kopplad till drivningen och har fungerat fram till nedslaget.

Stjärtrotor med omställarlänkar

Ref: Illustrated parts Catalog Fig 6-5

Stjärtrotornavet är helt och monterat på växeln. Ett av bladen har en klämskada från sidan. Det andra bladet har brustit vid slagskada och böjning från sidan. Inga skador finns på framkanterna på bladen. Stjärtrotorn har stått stilla vid nedslaget. Bladskadorna har uppstått vid nedslaget då stjärtbommen brast och kastades åt sidan.

Stjärtfena och stabilisator

Fenans övre del klämdes ihop vid nedslaget. Den nedre delen med flotörstabilisator är hel. Stabilisatorn och fenan har separerat från stjärtbommen vid nedslaget. Infästningen, den gjutna delen, är brusten i den del som fäster fenan till bommen.

Huvudrotorväxel och mastenhet (Main Rotor Gearbox & Mast Assy)

Ref: Illustrated Parts Catalog Fig 5-1.

Huvudrotorväxel Main Gearbox med Huvuddrivaxel, Mast Assy P/N A 506-1, är mycket skadade. Huvuddrivaxeln "Mast assy" är böjd och brusten på mitten. Växelns hus är brustet i flera delar. Ingående drev med lagringar samt utgående drev med lagringar har kontrollerats för eventuella överhettning- eller skärningstendenser. Mastens brottytor har undersökts. Växelns temperaturindikator visar inga höga temperaturer (indikerat ca +65°C). Inga spänindikationer finns i växeln. De fyra infästningspunkterna är intakta och fastdragna i kroppens rörfundament. Lagerytor och rullar visar inga tecken till några skador. Kuggytor på såväl ingående som utgående drev är felfria och har ej varit chockbelastade vid nedslaget. De skador som finns har uppstått vid nedslaget då mast och nav först slog mot marken och bröts samtidigt som huvudrotorväxeln trycktes sönder.

Frihjulsenhet med Drivaxel (Clutch Assy med Clutch Shaft)

Ref: Illustrated Parts Catalog Fig 5-9.

Ingående drivaxel med frihjul P/N A 018-1 är hela. Frihjulet fungerar utan anmärkning. Temperaturindikatorn på frihjulsenheten visar på en temperatur under +60°C. Drivaxeln, nr 11 på figuren, är hel och ansluten till frihjulet, nr 1 på figuren. Drivremmarna är hela och var sannolikt spända. Drivremsspännaren är sönderbruten men visar att den har varit i spänt läge m a o drivremmarna har sannolikt varit i drivläge vid nedslaget.

Drivremsspännarens lagringar visar inga tecken på övertemperatur. Temperaturindikatorn visar på ca +60°C.

De skador som finns synes ha uppstått vid nedslaget.

Rotorbroms (Rotorbrake)

Ref: Illustrated Parts Catalog Fig 5-19.

Rotorbromsen med reglage och installation har undersökts utan anmärkning. Bromsbeläggen är inte slitna eller överhettade och har inte legat an vid hög rotation. Installationen fungerar helt normalt vid prov.

Bränsletank och ledningssystem

Bränsletanken har vid haveriet helt slagits sönder. Ledning från tanken till bränslekranen har kunnat härledas och det har kunnat konstateras att kranen var i läge öppen. Ledningen från kranen till filtret var ansluten. Filtret är sönderslaget men filterinsatsen som satt kvar i filterhuset hade inga föroreningar. Ledningen från filtret till förgasaren var ansluten. Förgasarens inloppsfilter har kontrollerats. Inga föroreningar har påträffats i filtret. Inga tecken till tidigare läckage har kunnat konstateras på ledningar, filtret och anslutningar.

Kabin och kropp

Förarkabinen, som består av en bottenplatta som utgör golv i kabinen och en plexiglas kupol som utgör överbyggnad, är mycket sönderslagen.

Instrumentpanelen och alla instrument är helt sönderslagna.

Brandskottet, den bakre delen av kabinväggen, är sönderbruten och fläkt bakåt. Kabinen är ihopklämd till i höjd med sätenas sittdynor. De båda dörrarna som är av plast och plexiglas är sönderslagna och lossbrutna. Kroppen, som består av svetsad stålrörskonstruktion, är sönderbruten till stora delar. Inga tidigare sprickbildningar har påträffats.

Batteri och elsystem

Batteriet som varit monterat i sin hållare under och bakom förarsätena är sönderslaget. Elkablar och anslutningar är lossrivna. Samtliga automatsäkringar har lösts ut. Detta har skett i samband med nedslaget när alla inkopplade elenheter kortslutits.

Reglageinställning, motorreglage (Engine Controls)

Blandningsreglaget står på "RIK". Reglaget vid förgasaren står mot RIK men armens stopp har slagits av så att armen kunde föras mot huset över max-läget. Skadan har uppstått vid haveriet.

Förgasarens spjällarm var deformerad och axeln till förgasarspjället var krökt. Den tandade kopplingen mellan arm och axel "kuggade över" vid dragningskraften i armen för hand.

Reglaget vid stigsjaken är ansluten men har deformerats då kabinens bakre vägg slagits sönder och vikts bakåt.

Förvärmningsreglaget är anslutet till spjällhuset och var oskadat. Reglaget i förarrummet stod på varmluft.

Magnetomkopplarenheten var sönderslagen. Nyckeln var avbruten och kunde ej återfinnas.

Kontroll av Motor Lycoming O-320-B2C S/N 14533-39AKontroll av tändstift

De undre tändstiften är torra och rena. Inga beläggningar av olja. De övre stiften är hela men är något oljebelagda då olja från sumpen runnit ned i cylindrarna då motorn legat med oljesumpen upp.

Kontroll av förgasaren

Bränsleinloppsfilteret har kontrollerats utan anmärkning. Inga föroreningar har påträffats.

Demontering och kontroll av förgasarhus och flottör med inloppsventil

Inga föroreningar eller fel har påträffats i förgasaren. Flottör och flottörhus är helt rena. Accelerationspumpen och huvudmunstycket är hela och fungerade utan anmärkning vid prov med accelerationspumpen.

Kontroll av magneter och drivningar

Magneterna stod stilla vid rundtagning av vevaxeln. Magneterna demonterades och befanns fungera vid rundtagning var för sig. Drivdrevet var hela.

Kontroll av ventiler och ventilmekanism

Ventilkåporna demonterades. Vid rundtagning av motorn konstaterades att ventilerna stod stilla. Kamaxeln roterade ej heller.

Kontroll av motorns tröghet och friktion

Inga trögheter eller skärningstendenser har upptäckts vid rundtagning av motorn.

Demontering av apparatus för kontroll av drivningar

Vid demonteringen konstaterades att vevaxeldrevets låsbult satt lös och att låspinnen hade skjuvats av. Drevet gick att vrida runt för hand. Ett glapp på ca 2 mm fanns mellan bultskalle och drev. (Se Bilaga 4.)

Låsbrickan var övervikt men bulten gick ändå att vrida med låsbrickan monterad.

Demontering av cylindrar och vevhus utfördes för kontroll av kamaxellagringar, vevaxel samt cylindrar med kolvar.

Kontroll utförd av cylindrar, kolvar, ringar och ventiler utan anmärkning.

Kontroll av vevaxellager och ramlager samt kamaxel med lagringar utförd utan anmärkning. Vevhuset är kraftigt skadat.

Demontering av oljepump

Pumpen demonterades och kontrollerades utan anmärkning. Inga skador eller spån funna vid undersökningen.

Tändkablar och tändstift

Samtliga kablar var anslutna till tändstiften. Stiften var rätt monterade och dragna.

B. Lycoming Service Bulletiner

Med anledning av att det upptäckts att den låspinne som fixerar vevaxeldrevet till vevaxeln var brusten, har en undersökning av motor-tillverkarens föreskrifter gjorts.

I servicebulletin SB 475 daterad 31 oktober 1986, tidigare utgiven som en serviceinstruktion SI 1179 D, meddelar tillverkaren att speciella serviceföreskrifter skall gälla vid montering av detta drev och att om detta inte följs resulterar det i att ovan nämnda låspinne brister med motorstopp som följd.

I ett brev som är daterat den 5 april 1988 och som är ställt till "All owners/Distributors/Operators" av specificerade Lycoming motorer meddelar tillverkaren att det har levererats ett antal motorer där det förekommit att detta drev installerats felaktigt och att vid monteringen smörjfett använts mellan drev och vevaxelns monteringsyta vilket resulterat i att momentdragningen av låsbulten blivit felaktig och att drevet har lossnat efter kort tids användning. En motor har konstaterats vara levererad till Sverige och har undersökts före leverans till kund. Denna motor var behäftad med ovan relaterade fel och fick åtgärdas före idriftsättande.

Den motor som var monterad i den havererade helikoptern var ej upptagen i det relaterade brevet. Den hade levererats tidigare enligt tillverkaren.

C. Undersökning vid fabriken Lycoming i USA

SHK har inhämtat att Lycoming i en rapport över undersökning av det trasiga vevaxeldrevet angett att motorn arbetat ända till nedslaget och att drevet gått sönder vid nedslaget.

1.17 Övrigt

Under 1.6 har redovisats FAR-bestämmelser betr bl a krav på tillgängliga reaktionstider.

Den engelska flyghaverikommissionen (AIIB) har i sin rapport 7/87 (Twin Squirrel haveri) analyserat just pilotens reaktionsförmåga vid totalt motorbortfall. Simulatorprov visar att den realistiska reaktionstiden för en förare, som utan förvarning får totalt motorbortfall, är 3 sekunder eller mer. Rapporten visar också att helikoptrar med lätt rotor kräver kortare reaktionstid än så för att rotorvarvet ej skall sjunka under kritiskt värde vid totalt motorbortfall.

2 ANALYS

2.1 Helikoptern

Helikoptertypen

Utredningen visar entydigt att helikoptern Robinson R-22 generellt ställer stora krav på förarens koordinations- och reaktionsförmåga. Vid haveritillfället var dessutom helikopterns flygvikt nära den maximalt tillåtna, ett förhållande som ytterligare minskade marginalerna vid manövrering. Helikoptern var därtill försedd med flottörer, en utrustning som försvårar manövreringen i kritiska situationer och som därför enligt tillverkaren ej avses användas vid grundskolning. Det fanns emellertid inga restriktioner av den arten utgivna vid haveritillfället.

Det går ej att av tillgänglig haveristatistik dra några definitiva slutsatser om helikopterns egenskaper från flygsäkerhetssynpunkt. De flesta haverier med R-22 har orsakats av kollisioner med träd, ledningar och andra föremål. Dock förekommer ett antal haverier, som orsakats av att eleven ej fått kontroll över helikoptern efter planerat motoravdrag i samband med skolning. Av dessa haverier samt av uttalanden inför SHK av förare med erfarenhet av helikoptern finner SHK uppenbart att den tid att reagera, som är tillgänglig för föraren vid motorbortfall, är kritiskt kort för Robinsonhelikoptern. Det kan dock ej på grundval av föreliggande utredning fastställas att helikoptertypen i detta avseende inte uppfyller gällande certifieringskrav.

Den havererade helikoptern

SHK:s tekniska undersökning visar att helikoptern fick motorstopp i luften. Förhållandet bekräftas av vittnesuppgifterna. Motorstoppet har enligt den tekniska undersökningen orsakats av att vevaxeldrevet har lossnat och skjuvat av den styrpinne som fixerar drevet till vevaxeln. Då detta drev utgör drivning för såväl kamaxel som magneter samt oljepump och varvräknare så blir motorstoppet omedelbart och utan förvarning.

Däremot har inget framkommit som tyder på att helikoptern skulle ha haft andra tekniska fel under flygningen.

I avsnitt 1.16 C har antecknats att Lycoming i en undersökningsrapport angett att motorn arbetat ända till nedslaget. SHK vill med anledning härav särskilt framhålla följande. Frånvaron av spår på marken och på huvudrotorbladen får anses visa att rotorn stått stilla vid anslaget mot marken. Av de skador på motorns vevhus, som uppstod vid nedslaget, framgår också att kamaxel och magnetdrev stod helt stilla vid anslaget mot marken. Vidare erinras om att helikoptern slagit i marken i ryggläge. Av vittnesberättelserna framgår att detta flygläge intagits på minst 100 meters höjd över marken. Ett fritt fall med helikoptern från sådan höjd skulle ha tagit ca 5 sekunder. Flygningen i ryggläge måste ha tagit avsevärt längre tid än tiden för fritt fall. Det är tekniskt omöjligt att en helikoptermotor med flottörförgasare, vilket den havererade hade, kan arbeta i ryggläge under mer än någon sekund. Även dessa förhållanden stöder slutsatsen att rotorn stod stilla vid nedslaget i marken. I sin tur bekräftar detta ytterligare bedömningen att helikoptern fick motorstopp i luften.

2.2 Flygläraren

Det är känt att flygläraren besatt stor flygskicklighet. Han hade mycket lång erfarenhet av helikopterflygning. Hans erfarenhet av den aktuella helikoptertypen var emellertid relativt begränsad.

Av den medicinska utredningen framgår att läraren led av en framskriden kranskärlssjukdom. Utredningen har dock ej kunnat påvisa tecken på att sjukdomen inverkat vid haveriet. SHK finner det uppenbart att haveriet initierats av motorstoppet och bedömer det osannolikt att ett akut sjukdomstillstånd därefter skulle ha hunnit utvecklas så snabbt att det gjort läraren oförmögen att överta manövreringen och gå in i autorotationslandning.

De omdömen som fällts av den i kontrollflygningarna i Sverige hösten 1987 deltagande flyginspektören är mycket positiva vad gäller flyglärarens handhavande av R-22 vid dessa tillfällen. Det finns samtidigt ej anledning att ifrågasätta uppriktigheten av det negativa omdömet av Robinson-instruktören i samband med kursen i USA.

De refererade omdömena är till synes oförenliga. Förklaringen kan vara att omdömena har avgetts utifrån skilda utgångspunkter, i USA omedelbart efter en skolflygningsperiod och i Sverige efter kontrollflygningar, och mot bakgrund dessutom av bedömarnas olika föregående kännedom om läraren. Vidare bör beaktas att omdömena kan ha fällts mot bakgrund av olika grundsyn om hur R-22 bör flygas.

2.3 Flygningen

Det bedrevs skolflygning med helikoptern med start- och landningsövningar på Skå-Edeby flygfält när haveriet inträffade. Med hänsyn till helikopterns höjd och läge i kanten av fältet omedelbart före haveriet är det troligt att helikoptern befann sig under start eller landning.

Det har ej kunnat fastställas om helikoptern flögs med marschfart eller med reducerad fart och inte heller om den flögs i planflykt eller under höjdförändring. Det kan inte uteslutas att den låg under stigning med högt, kanske maximalt, effektuttag. Situationen bör under alla omständigheter ha inneburit att eleven varit helt upptagen av de åtgärder i form av reglage- och spakändringar samt övervakning av rotor- och motorinstrument m m som flygfasen krävde. Läraren å sin sida har därvid måst koncentrera sig på att övervaka, kontrollera och, i förekommande fall, korrigera elevens flygning.

Helikoptern fick sådana skador vid nedslaget att några slutsatser av iakttagelser vid besiktningen av vraket inte kan dras om stigspakarnas lägen under haveriförloppet.

Motorstoppet inträffade som nämnts i luften. Det är rimligt att anta att även den mycket erfarne läraren överraskades härav. Motorstoppet krävde snabba och riktiga reaktioner och åtgärder av föraren, dvs i första hand dels en stigspakssänkning för att bibehålla rotorvarvet, dels pedalutslag för att motverka den vridningstendens som helikoptern utsattes för när motordrivkraften upphörde. Vittnesuppgifterna att rotorn stannade stämmer väl överens med vad som framgår av tillverkarens "Safety Notices" (sid 8) om helikoptertypens reaktionssätt vid motorstopp om inte stigspaken omedelbart förs nedåt.

Tillgänglig tid för åtgärd vid motorbortfall är kritiskt kort för den aktuella helikoptertypen. Förhållandet skärps om helikoptern låg under stigning. Flottörerna och den relativt höga flygvikten försvårade helikopterns manövrering efter motorstoppet. Flottörerna kan också ha bidragit till att helikoptern övergick i ryggläge.

Eleven var, på det utbildningsstadium han befann sig, sannolikt ej mäktig situationen. Han kan möjligen ha reagerat fel och försvårat för läraren, när denne försökt ta över flygningen.

SHK bedömer att de relaterade förhållandena har lett till ett sådant bortfall av rotorvarvtalet att rotorn förlorat sin lyftkraft varvid helikoptern kantrat och störtat till marken i ryggläge.

3 SLUTSATSER

3.1 Undersökningsresultat

- a) Flygläraren var behörig att utföra flygningen.
- b) Helikoptern var luftvärdig.
- c) Helikoptern fick ett plötsligt motorstopp i luften.
- d) Motorstoppet orsakades av att vevaxeldrevet lossnat.
- e) Helikoptern fördes inte in i autorotation.

3.2 Sannolik haveriorsak

Helikoptern har efter motorstopp fått sådan minskning av rotorvarvtalet att rotorn förlorat sin lyftkraft varefter helikoptern störtat till marken i ryggläge utan att gå in i autorotation.

Motorstoppet har orsakats av att vevaxeldrevet lossnat.

Bidragande faktorer till att rotorvarvtalet minskade och att autorotation ej skedde kan ha varit:

- o Helikoptertypen har kritiska egenskaper vad gäller tillgänglig tid för ingång i autorotation efter motorstopp.
- o Skolningssituationen kan ha försvårat ett snabbt ingripande.

Bidragande i övrigt till haveriet kan ha varit att flottörerna försvårade helikopterns manövrering efter motorstoppet.

4 REKOMMENDATIONER

- 1) SHK har i delrapport 1988-01-20 rekommenderat luftfartsverket att, i avvaktan på slutlig rapport, föreskriva att helikoptertypen med flottörer ej får användas för grundskolning.

SHK rekommenderar luftfartsverket att undersöka underlaget för certifiering av helikoptertypen vad gäller autorotation samt inverkan av flottörer. I avvaktan på resultatet av undersökningen bör helikoptertypen med flottörer ej få användas för grundskolning.

- 2) Oavsett att SHK ej funnit anledning hänföra lärarens sjukdom till haveriorsakerna rekommenderas luftfartsverket att se över nuvarande principer för åldersdispens vid förnyelse av certifikat.

Datum för rapportens expediering till luftfartsverket: 1988-12-02

ROBINSON HELICOPTER COMPANY

Bilaga 2.

24747 Crenshaw Blvd. Torrance, California 90505

(213) 539-0508 • Telex 98-2554 • FAX 910-347-6240

R22 HELICOPTER

S A F E T Y N O T I C E # 2 4

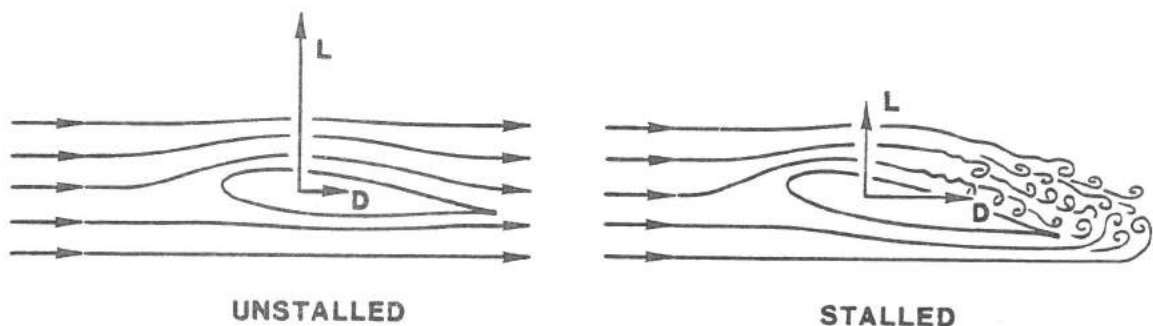
To: All R22 Owners, Dealers and Pilot Operating Handbook Subscribers
Date: 8 September 1986

LOW RPM ROTOR STALL CAN BE FATAL

Rotor stall due to low RPM is still involved in more helicopter accidents, both fatal and non-fatal, than any other contributing factor. Frequently misunderstood, rotor stall is not to be confused with retreating tip stall which occurs only at high forward speeds when stall occurs over a small portion of the retreating blade tip. Retreating tip stall causes vibration and control problems, but the rotor is still very capable of providing sufficient lift to support the weight of the helicopter. Retreating tip stall has not been a problem with the R22.

Rotor stall, on the other hand, can occur at any airspeed and when it does, the rotor stops producing the lift required to support the helicopter and the aircraft literally falls out of the sky. Fortunately, rotor stall most often occurs close to the ground during take-off or landing and the helicopter only falls four or five feet. The helicopter is wrecked but the occupants survive. However, rotor stall also can and does occur at higher altitudes and when it happens at heights above 40 or 50 feet it is most likely to be fatal.

Rotor stall is very similar to the stall of an airplane wing at low airspeeds. As the airspeed of an airplane gets lower and lower, the nose-up angle or angle-of-attack of the wing must be higher and higher for the wing to produce the lift required to support the weight of the airplane. At a critical angle, (around 15 degrees or so) the airflow over the wing will separate and stall causing a sudden loss of lift and a very large increase in drag. The pilot recovers by adding power and diving the airplane to recover the lost airspeed.



Airplane wing or helicopter rotor blade unstalled and stalled.

-continued-

The same thing happens during rotor stall with a helicopter except it occurs due to low rotor RPM instead of low airspeed. As the RPM of the rotor gets lower and lower, the nose-up angle-of-attack of the rotor blades must be higher and higher to generate the lift required to support the weight of the helicopter. Even if the collective is not raised by the pilot to provide the higher blade angle, the helicopter will start to descend until the upward movement of air through the rotor provides the necessary increase in blade angle-of-attack. Again at a critical angle, as with the airplane wing, the blade airfoil will stall resulting in a sudden loss of lift and a large increase in drag. The increased drag on the blades acts like a huge rotor brake causing the rotor RPM to quickly decrease even more, further increasing the rotor stall. As the helicopter begins to fall, the upward rushing air continues to increase the angle-of-attack on the slowly rotating blades making recovery virtually impossible even with full down collective.

When the rotor stalls it does not do so symmetrically because any forward airspeed of the helicopter will produce a higher airflow on the advancing blade than on the retreating blade. This causes the retreating blade to stall first allowing it to dive as it goes aft while the advancing blade is still climbing as it goes forward. The resulting low aft blade and high forward blade become a rapid aft tilting of the rotor disc sometimes referred to as "rotor blow-back". Also, as the helicopter begins to fall, the upward flow of air under the tail surfaces tends to pitch the aircraft nose-down. These two effects, combined with aft cyclic by the pilot attempting to keep the nose from dropping will frequently allow the rotor blades to blow back and chop off the tailboom as the stalled helicopter falls. Due to the magnitude of the forces involved and the flexibility of rotor blades, hub flapping stops will not prevent the boom chop. The resulting boom chop, however, is somewhat academic, as the aircraft and its occupants are already doomed by the stalled rotor before the chop occurs.

To prevent rotor stall and its catastrophic results the pilot must always do whatever is required to maintain a safe rotor RPM. It must take precedence over all other considerations, even if it means landing short in a swamp instead of trying to stretch your glide to the dry road beyond.

Remember the power output of the engine is proportional to RPM and when the RPM is low you have less power available from the engine with which to regain the lost RPM. The power-on low RPM recovery procedure of simultaneously rolling on throttle while lowering collective must be practiced until it becomes an automatic reaction to any indication of low RPM. Low airspeeds combined with high sink rates must always be avoided and full collective must never be pulled until the helicopter is within one foot of the ground.

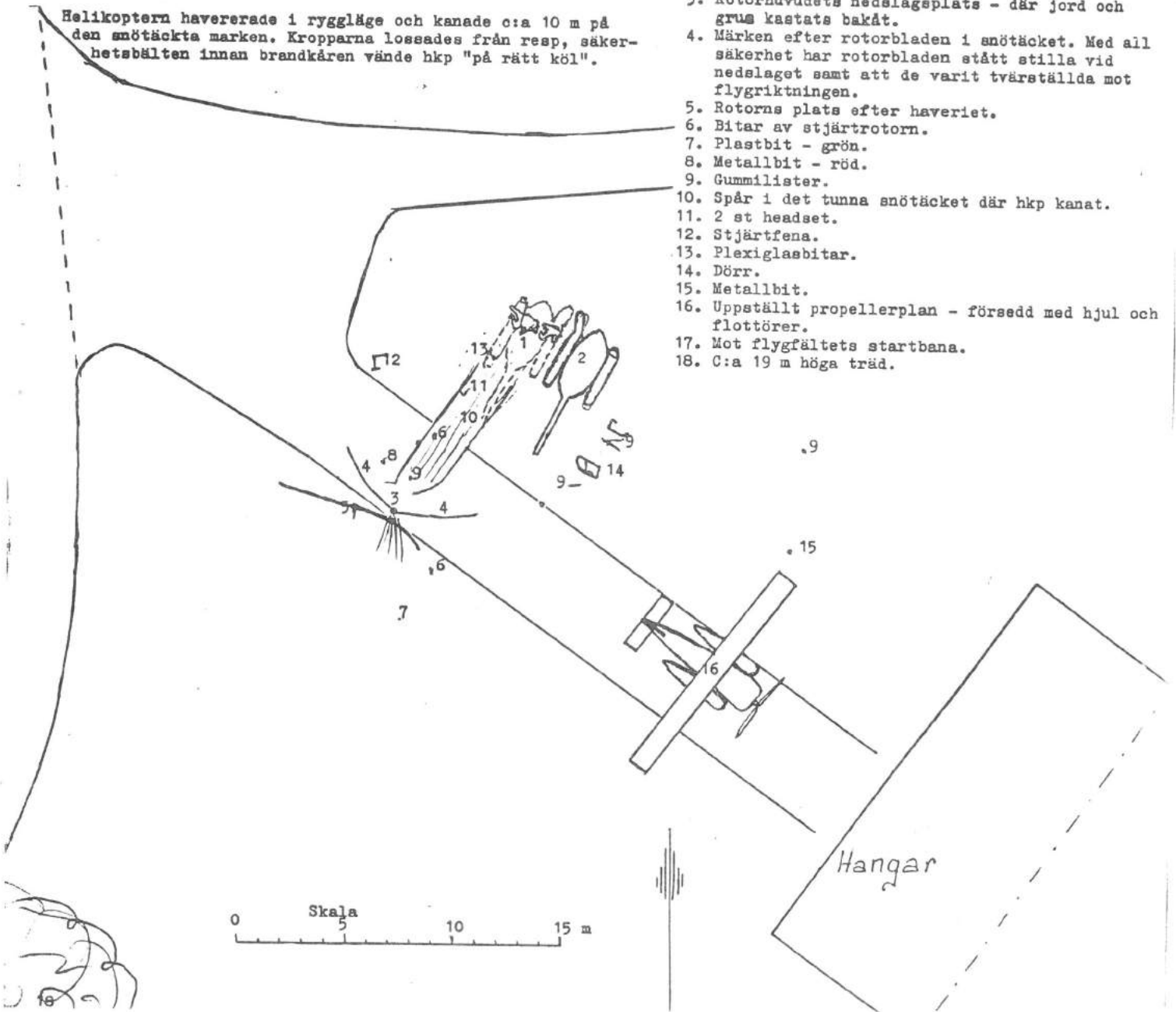
SKISS

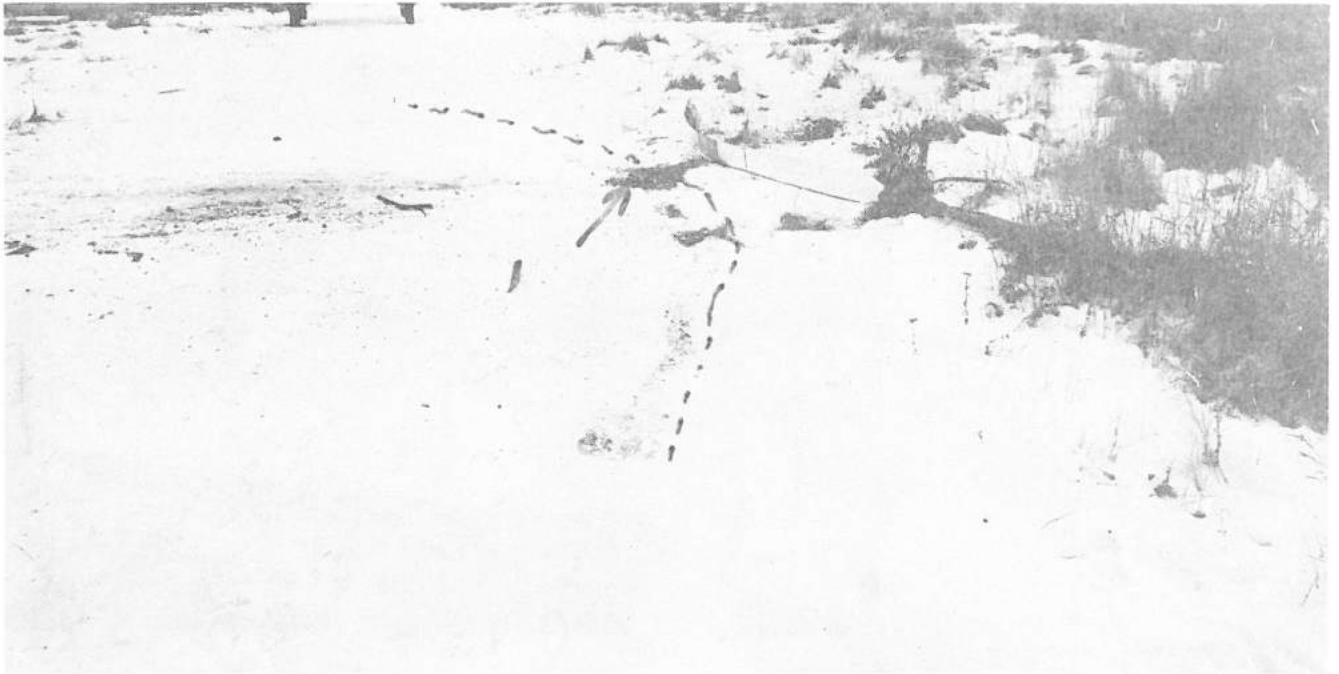
Över Skå Edeby flygfälts östra del där en helikopter SE-HSL störtade torsdagen den 17 december 1987 kl 12.33-tiden. Vid olyckan omkom flygläraren Nils-Gunnar Olof Grimskog samt flygeleven Berndt Tommy Gustavsson. Helikoptern med lärare och elev startade från Bromma flygfälts kl 11.55.

Helikoptern havererade i ryggläge och kanade c:a 10 m på den snötäckta marken. Kropparna lossades från resp, säkerhetsbälten innan brandkåren vände hkp "på rätt köl".

TECKENFÖRKLARING:

1. Hkp:s ungefärliga läge vid brandkårens ankomst till platsen.
2. Hkp:s plats sedan bk vänt den ett $\frac{1}{2}$ -varv så att den hamnar på rätt köl.
3. Rotorhuvudets nedslagsplats - där jord och grus kastats bakåt.
4. Märken efter rotorbladen i snötäcket. Med all säkerhet har rotorbladen stått stilla vid nedslaget samt att de varit tvärställda mot flygriktningen.
5. Rotorns plats efter haveriet.
6. Bitar av stjärtrötorn.
7. Plastbit - grön.
8. Metallbit - röd.
9. Gummilister.
10. Spår i det tunna snötäcket där hkp kanat.
11. 2 st headset.
12. Stjärtefena.
13. Plexiglasbitar.
14. Dörr.
15. Metallbit.
16. Uppställt propellerplan - försedd med hjul och flottörer.
17. Mot flygfältets startbana.
18. C:a 19 m höga träd.



Foto 1.

Helikopterns nedslagsplats. Pilen markerar gropen i marken där hkp:s rotorhuvud hamnade i vid nedslaget. Den streckade linjen anger märken efter rotorbladens nedslag. Rotorbladen har i övrigt ej lämnat spår på marken.

Foto 2. Fotoriktning nordost.

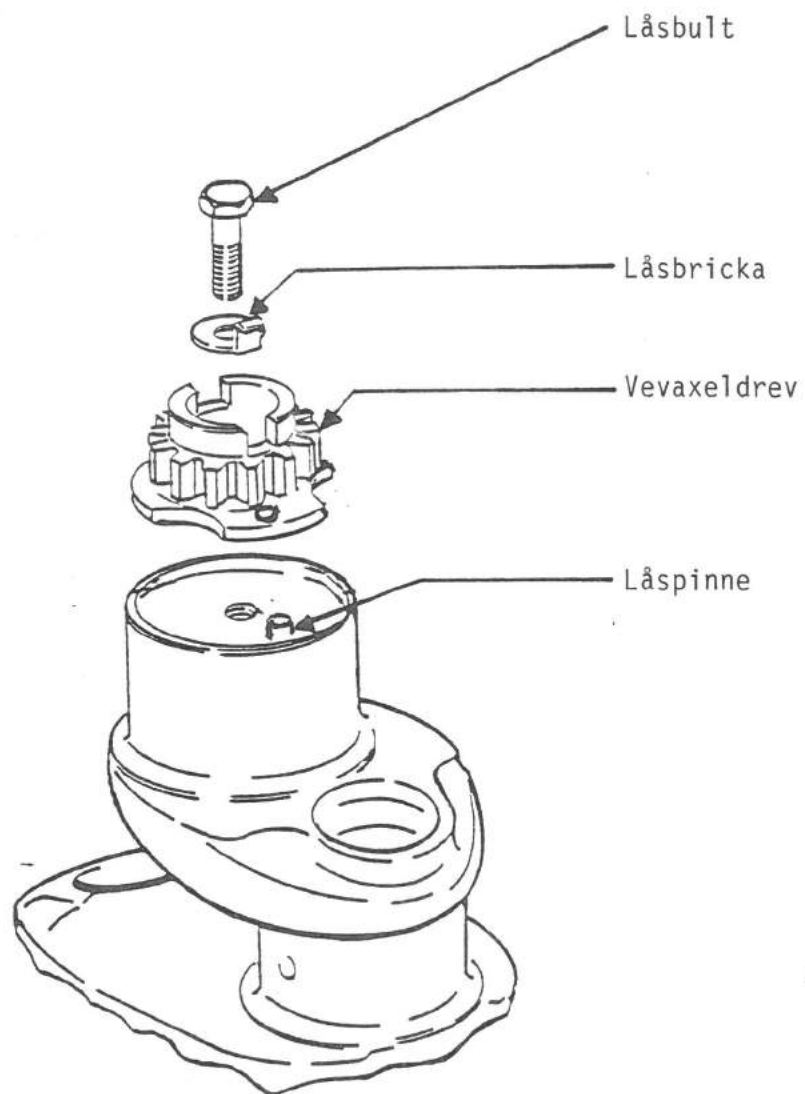
Innanför cirkeln finns rotorhuvudets nedslagsplats. I förgrunden syns rotorbladen fortfarande fästa vid rotorhuvudet. Båda rotorbladen är hela men deformerade och med mindre sprickor. Från nedslagsplatsen har hkp kanat ca 10 m i riktning 35 grader från nedslagsplatsen. Pilarna markerar denna riktning. Mitt på bilden syns den kraftigt skadade helikopterkroppen med flottörer.



Foto 3 Fotoriktning sydost.



Foto 4 Fotoriktning sydsydväst.



VEVAXELDREVETS MONTERING

