

RAPPORT

SL 2015/08



RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE 24. JUNI 2014 PÅ HJERKINN I DOVRE KOMMUNE, OPPLAND MED AIRBUS HELICOPTERS AS 350 B3E, LN-OSY

 This report is also available in English

Statens havarikommisjon for transport (SHT) har utarbeidet denne rapporten utelukkende i den hensikt å forbedre flysikkerheten. Formålet med undersøkelsene er å identifisere feil og mangler som kan svekke flysikkerheten, enten de er årsaksfaktorer eller ikke, og fremme tilrådinger. Det er ikke Havarikommisjonens oppgave å ta stilling til sivilrettslig eller strafferettslig skyld og ansvar. Bruk av denne rapporten til annet enn forebyggende sikkerhetsarbeid skal unngås.

ISSN 1894-583X (trykt utg.)
ISSN 1894-5902 (online)

Statens havarikommisjon for transports virksomhet er hjemlet i lov 11. juni 1993 nr. 101 om luftfart § 12-1 jf. forskrift 22. januar 2002 nr. 61 om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart § 4.

Foto: SHT og Trond Isaksen/OSL

INNHOLDSFORTEGNELSE

MELDING OM HAVARIET	3
SAMMENDRAG.....	3
1. FAKTISKE OPPLYSNINGER	4
1.1 Hendelsesforløp	4
1.2 Personskader	5
1.3 Helikopteret.....	5
1.4 Andre skader	6
1.5 Personellinformasjon	6
1.6 Luftfartøy	6
1.7 Været.....	11
1.8 Navigasjonshjelpemidler.....	11
1.9 Samband.....	11
1.10 Flyplasser og hjelpemidler	11
1.11 Flygeregistratorer	11
1.12 Havaristedet og helikoptervraket	15
1.13 Medisinske og patologiske forhold	18
1.14 Brann.....	18
1.15 Overlevelsesaspekter.....	18
1.16 Spesielle undersøkelser	19
1.17 Organisasjon og ledelse	25
1.18 Andre opplysninger.....	25
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder.....	25
2. ANALYSE.....	26
2.1 Innledning	26
2.2 Hendelsesanalyse	26
2.3 Tap av motorkraft	26
2.4 Caution and Warning Panel	27
2.5 Overlevelsesaspektet.....	27
3. KONKLUSJON	28
3.1 Undersøkelsesresultater	28
4. SIKKERHETSTILRÅDINGER	29
VEDLEGG.....	30

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE

Luftfartøy:	Airbus Helicopters AS 350 B3e
Nasjonalitet og registrering:	Norsk, LN-OSY
Eier/bruker:	Pegasus Helicopter AS, 2061 Gardermoen
Besetning/fartøysjef:	1, alvorlig skadet
Passasjerer:	4, hvorav 1 lettere skadet
Havaristed:	I nærheten av Forsvarets anlegg ved Snøheimvegen på Hjerkin, N62°13'52, Ø009°31'43
Havaritidspunkt:	Tirsdag 24. juni 2014 kl. 1200

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

MELDING OM HAVARIET

Statens havarikommisjon for transports (SHTs) beredskapsvakt mottok tirsdag 24. juni kl. 1200 varsel fra Pegasus Helicopter AS om at et av deres helikoptre hadde havarert i nærheten av Hjerkin i Dovre kommune, og at det var flere personer om bord. Kort tid senere varslet fartøysjef også Hovedredningssentralen for Sør-Norge om ulykken.

To havariinspektører fra SHT rykket ut og startet undersøkelsesarbeidet på havaristedet samme kveld. I henhold til ICAO Annex 13, "Aircraft Accident and Incident Investigation" underrettet SHT undersøkelsesmyndigheten i produksjonslandet Frankrike (Bureau d'Enquetes et d'Analyses pur la securité de l'aviation civile - BEA). BEA utnevnte en akkreditert representant som sammen med rådgivere fra Airbus Helicopters og motorfabrikanten Turbomeca bisto med undersøkelsen.

SAMMENDRAG

Helikopteret var innleid av Forsvaret til rekognoseringsflyginger i forbindelse med opprydding på det tidligere skytefeltet på Hjerkin. På den aktuelle flygingen var det fire passasjerer om bord. Tre av disse var med som observatører.

Umiddelbart etter at helikopteret tok av fra helipaden tente gult "GOV"-lys på "Caution and Warning Panel" (CWP), og få sekunder senere begynte motoren å tape kraft.

Fartøysjefen bestemte seg med en gang for å avbryte flygingen, men hadde ikke annet valg enn å gjennomføre en landing med hastighet forover. Energien i hovedrotor ble benyttet til å redusere synkehastigheten.

Da helikopteret traff bakken, tippet det forover, og la seg til ro på venstre side med nesen pekende motsatt av fartsretningen. Flygeren og passasjerer i forsetet ble skadet. Helikopteret ble totalskadet.

I denne ulykken kan det som skjedde dokumenteres med bildeopptak og data fra overvåkingsutstyr som er montert som standard fra fabrikken på dette nær nye helikopteret. Bildeopptaket gjorde det

tidlig klart for SHT at fartøysjefen hadde fulgt oppstartsprosedyrene som han skulle, og at han utførte nødlandingen på best mulig måte under de rådende forholdene.

Omfattende tester av drivstoffsystem og motor med tilhørende reguleringsystemer ble utført, og nedlastede data fra komponenter montert i helikopteret ble analysert. Disse tydet på tap av motorkraft grunnet blokkering av drivstofftilførsel til motoren.

Det har ikke vært mulig å finne en entydig forklaring på hva som forårsaket denne blokkeringen. Undersøkelsen har avdekket at varsellys på "Caution and Warning Panel" ikke kom på, til tross for at drivstofftilførselen ble brutt.

Statens havarikommisjon for transport fremmer to sikkerhetstilrådinger ved avgivelse av denne rapporten.

1. FAKTISKE OPPLYSNINGER

1.1 Hendelsesforløp

- 1.1.1 Selskapet utførte flyging for Forsvaret i forbindelse med rydding av Hjerkinnskytefelt. Oppgaven var å utføre rekognoseringsflyginger over de teigene hvor dette arbeidet ble foretatt. Flygingene ble gjennomført etter et fast program, og den aktuelle flygingen var dagens andre tur.
- 1.1.2 Den første turen den aktuelle dagen hadde en varighet på ca. 20-25 minutter, og forløp helt normalt. Ved landing hadde helikopteret ca. 74 %¹ drivstoff, noe som var nok til neste flyging.
- 1.1.3 Den neste flygingen var planlagt til kl. 1200, og fartøysjefen gikk ut i god tid før for å ta av rotorbladfortøyninger og utføre en inspeksjon før flyging. På denne turen var det fire passasjerer.
- 1.1.4 Alle spente seg fast, og oppstart forløp uten unormale indikasjoner. Helikopteret ble løftet i hover og dreid ca. 30 grader mot høyre på grunn av vinddrag og valg av hensiktsmessig utflygingstrase. Deretter akselererte maskinen. Idet fartøysjefen flyttet blikket ned på instrumentpanelet igjen, observerte han gult "GOV"-lys på CWP (se figur 1). Helikopteret var da kommet utfor kanten av helipaden.

¹ Drivstoffmengde angis i prosent av maksimum kapasitet (540 liter) på denne helikoptertypen.



Figur 1: Første dataframe fra Appareo Vision 1000 som viser tent gult "GOV"-lys. Kilde: Pegasus Helicopter

- 1.1.5 Fartøysjefen bestemte seg for å avbryte flygingen med en gang og ville returnere til helipad, men i løpet av få sekunder oppstod tap av motorkraft. Dette medførte at han måtte utføre en landing uten motorkraft ute i terrenget fra en forholdsvis lav høyde. Helikopteret hadde oppnådd en hastighet på ca. 20 knop, og intensjonen til fartøysjefen var å foreta en landing med hastighet forover. En åpen flate i terrenget ble valgt som landingsplass, men fartøysjefen forsto raskt at det ikke var mulig å nå dit. Han hørte at rotorturtallet falt raskt og like før helikopteret traff bakken trakk fartøysjefen i kollektivspaken i et forsøk på å redusere gjennomsynkningen.
- 1.1.6 I det helikopteret traff bakken tippet det forover. Det kom til ro liggende over på venstre side med nesene pekende motsatt av fartsretningen. Nødpeilesenderen startet automatisk. Fartøysjefen klatret ut gjennom høyre døråpning etter å ha fjernet døren med nødutløser slik at den ikke blokkerte utgangen for passasjerene. Fra utsiden hjalp han passasjerene med å evakuere. Helikopteret ble liggende med batterispenning og nødpeilesender på, inntil fartøysjefen hadde forsikret seg om at alle passasjerer var ute. Drivstofftanken forble inntakt etter sammenstøtet med bakken.

1.2 Personskader

Skader	Besetning	Passasjerer	Andre
Omkommet			
Alvorlig	1		
Lett/ingen		4	

Fartøysjef fikk skader i ryggspylen, og ble transportert til sykehuset i Trondheim hvor han lå i 3 dager.

1.3 Helikopteret

Helikopteret ble totalskadet, se 1.12.2 for detaljer.

1.4 Andre skader

Ingen.

1.5 Personellinformasjon

1.5.1 Fartøysjef

Fartøysjefen tok sivil helikopterutdanning i USA i 1980. Han konverterte til norsk trafikkflygersertifikat samme år og begynte som flyger i Helilift på Fornebu. Fartøysjefen har fløyet i flere helikopterselskaper og hatt en rekke lederposisjoner frem til han begynte som daglig leder i Pegasus Helicopter i 2005.

1.5.1.1 Fartøysjefen hadde trafikkflygersertifikat for helikopter (ATPL-H). Rettighetene til å fly AS 350 ble fornyet med ferdighetskontroll (OPC/PC) 7. april 2014.

1.5.1.2 Fartøysjefen hadde legeattest klasse 1, gyldig til 23.04.2015 med begrensningen "VML - Shall have corrective spectacles for near vision and carry a spare set of spectacles".

1.5.1.3 Flygetid fartøysjef

Flygetid	Alle typer	Aktuell type
Siste 24 timer	1	1
Siste 3 dager	3	3
Siste 30 dager	11	11
Siste 90 dager	11	11
Totalt	6576	2600

1.6 Luftfartøy

1.6.1 Generelt

1.6.1.1 AS 350 B3e er et lett enmotors helikopter med tre hovedrotorblader og konvensjonell halerotor. Betydelige deler av helikopteret er bygget av komposittmaterialer. Kabinen har to dører på hver side. Helikopteret kan flys fra begge sidene i cockpit når kontroller er montert på venstre side. Helikopterets hydrauliske system for manøvrering er av en-krets typen.

1.6.2 Data for helikopteret

Fabrikant:	Airbus Helicopters
Typebetegnelse:	AS 350 B3e Ecureuil
Serienummer:	7593
Byggeår:	2014
Airworthiness Review Certificate utstedt:	9. mai 2014
Akkumulert flytid:	46,2 timer
Motor:	Turbomeca Arriel 2D
Serienummer motor:	50261
Maksimum kontinuerlig ytelse (MCP):	739 hk
Maksimum ytelse ved avgang (MTOPI):	860 hk
Diameter hovedrotor	10,69 m
Maksimal masse:	2 250 kg
Masse tom (Pegasus konfigurasjon):	1 330,2 kg
Drivstoff:	Jet A1

Helikopteret hadde fløyet 46,2 timer siden det ble levert nytt fra Airbus Helicopters, og hadde derved ikke noe planlagt vedlikehold som hadde forfalt. Det var heller ikke registrert noen tekniske problemer i helikopterets logg som kunne relateres til ulykken.

1.6.3 Aktuell masse og tyngdepunktets plassering

	Arm	Masse (kg)	Moment
Helikopterets tommasse med utstyr	3,513	1330,2	4672,9926
Flyger	1,55	85*	131,75
Passasjer i forsetet	1,55	104*	161,2
Passasjerer i bakseter	2,54	225*	571,5
Drivstoff	3,475	314,98 ²	1098,03
CG og total masse ved havaritidspunkt	3,22	2059,18	6635,4726

*Standardvekter som angitt i BSL D 1-5 §5

Helikopteret ble operert innenfor begrensningene med hensyn til både masse og tyngdepunktets plassering.

1.6.4 Helikopterets avgangsprofil

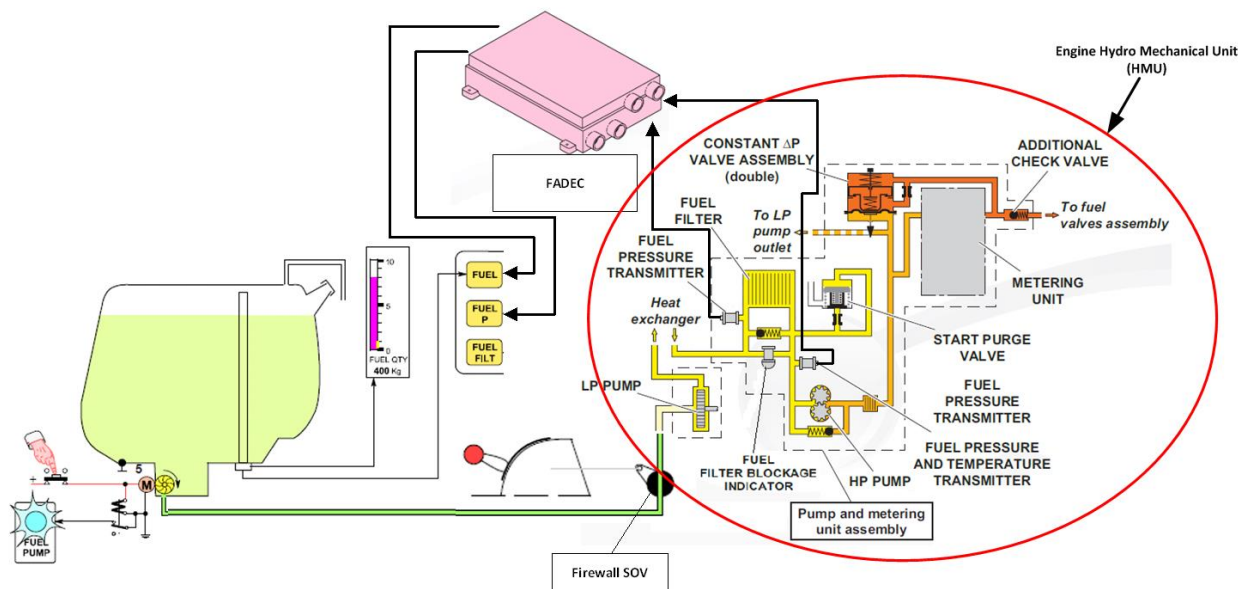
Helikopteret tok av til hover og dreide nesen 30 grader mot høyre for utflyging på grunn av vindretning. Avgang ble foretatt over svakt hellende terreng. Meningen var å

² Kalkulert masse basert på 74 % drivstoffmengde.

akselerere horisontalt til 40 knop indikert hastighet for så å begynne utkltring. Ved en bakkehastighet på cirka 5 knop kom gult “GOV”-lys på, og ved en indikert flygehastighet på cirka 20 knop hadde ikke motoren kraft til å opprettholde rotorturtallet. Helikopteret traff bakken med en bakkehastighet på cirka 32 knop.

1.6.5 Helikopterets drivstoffsystem og tilhørende varselsystem

1.6.5.1 Helikopteret har en drivstofftank med en kapasitet på 540 liter. En elektrisk drevet pumpe montert i bunnen av tanken (se figur 2) benyttes til å pumpe drivstoff gjennom motorens regulator (Hydro Mechanical Unit – HMU) for å unngå at det er luftlommer i denne i forbindelse med start. Drivstoffet pumpes gjennom motorens HMU og går tilbake til tank gjennom en returledning. Denne pumpen er i bruk til motoren har startet og har oppnådd et gassgenerator turtall (NG) høyere enn 67 %. Pumpen slås da av manuelt av flyger, og motorens “LP Pump”³ (se figur 2), som er en vingepumpe, suger deretter drivstoffet opp fra tank.



Figur 2: Helikopterets drivstoffsystem. Kilde: Turbomeca og Airbus Helicopters

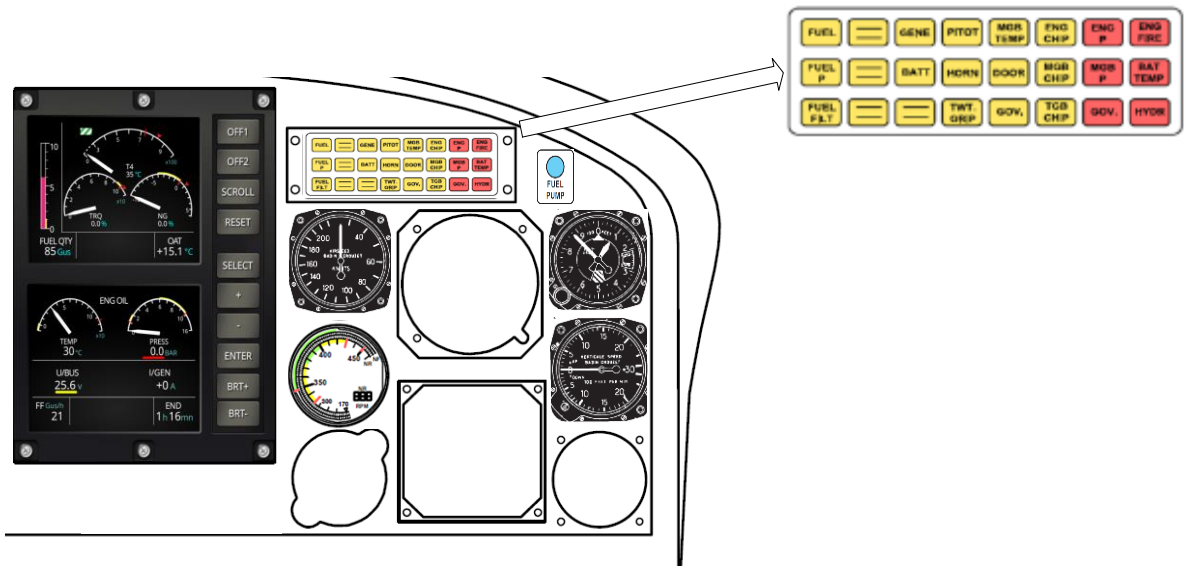
- 1.6.5.2 Fra helikopterets drivstofftank er det en tilførselsledning til motorens “LP Pump”. Mellom tank og “LP Pump” er det en stengeventil på brannskottet (“Firewall Shut Off Valve”) som kan opereres manuelt ved en eventuell brann, eller risiko for dette.
- 1.6.5.3 Når drivstoffet har passert “LP Pump” går det via en varmeveksler som fungerer som oljekjøler og videre til drivstofffilteret i HMU.
- 1.6.5.4 Filteret i HMU filtrerer vekk partikler som er større enn 20µm. På inngangssiden av filteret er det en trykksensor som måler innløpstrykket på filteret. På utgangssiden av filteret er det montert en kombinert trykk- og temperatursensor.
- 1.6.5.5 Siden det er trykksensorer både på innløps- og utløpssiden av drivstofffilteret, vil trykkforskjellene som oppstår være et uttrykk for filterets tilstand. Dersom differentialtrykket overstiger en gitt verdi, vil dette indikeres på varselpanelet (CWP) i

³ Low Pressure Pump er en integrert del av motorens drivstoffregulator (HMU), og drives mekanisk av motorens gassgeneratorordel.

cockpit ved at “FUEL FILT” varselet begynner å lyse. På CWP er det også et varsellys for drivstofftrykket (“FUEL P”). Dette skal tenne når drivstofftrykket som måles av trykksensor på innløpssiden av drivstoffilteret er under en gitt verdi. På denne motortypen går signalene fra trykksensorene gjennom FADEC til CWP.

- 1.6.5.6 Fra drivstoffilteret går drivstoffet videre til HMU’ens “HP Pump” som er en tannhjulspumpe drevet av samme aksel som “LP Pump”. Fra “HP Pump” går drivstoffet inn i den hydromekaniske delen av HMU og derfra videre til motorens “injection wheel” i brennkammeret.
- 1.6.5.7 Helikopterets motor, Turbomeca Arriel 2D, er regulert av en “Full Authority Digital Engine Control” (FADEC). Motorens FADEC er redundant ved at den er utstyrt med to parallelle kanaler som overvåker hverandre. Innebygd automatikk skal sikre overføring av kontroll til fungerende kanal. I tilfelle svikt i begge kanaler i FADEC finnes også et reservesystem (Engine Backup Control Auxiliary Unit – EBCAU) som vil regulere hovedtorturtall mellom 388 og 400 omdreininger per minutt. EBCAU-systemet vil automatisk tre i kraft ved feil i begge kanaler i FADEC.
- 1.6.5.8 Hvis det oppstår feil i motorens reguleringsystem, varsles dette på CWP (se figur 3) på 3 nivåer:

- Nivå 3 – *“Major Failure: manual mode reversion”*. Rødt “GOV”-lys vil tenne.
- Nivå 2 – *“Minor Failure: response time may be affected, but the essential control functions are ensured”*. Gult “GOV”-lys vil tenne.
- Nivå 1 – *“Minor anomaly: loss of redundancy with no effect on engine performance”*. Gult “GOV”-lys vil blinke når motoren stoppes.



Figur 3: Caution and Warning Panel (generell illustrasjon). Kilde: Airbus Helicopters

1.6.5.9 I denne ulykken kom gult “GOV”-lys på like etter avgang. I følge Airbus Helicopters Flight Manual skal dette håndteres på følgende måte:

WARNING PANEL	CORRECTIVE ACTIONS
<p>GOV</p> <p>Minor FADEC failure</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Permanently lighted: Governing function degraded. <ol style="list-style-type: none"> 1. Collective..... AVOID abrupt power changes. 2. IAS..... MAINTAIN below VNE power off. <p style="text-align: center;">LAND AS SOON AS PRACTICABLE</p> <p style="text-align: center;">On ground: do not start engine.</p> • Flashing at idle or during starting or shut down: Governor redundancy failure, no impact on governing function. <ul style="list-style-type: none"> . Start-up procedure: abort, report to Maintenance Manual. . Autorotation training: cancel training, return to base.

Figur 4: Utdrag fra Airbus Helicopters Flight Manual AS 350 B3e. Kilde: Airbus Helicopters

I Airbus Helicopters Helicopters Flight Manual section 3 “Emergency Procedures” defineres “LAND AS SOON AS PRACTICABLE” som følger:

“Emergency conditions are less urgent and in the pilot’s judgement, he may proceed to the nearest airfield where he can expect appropriate assistance”.

1.6.5.10 Hvis drivstofftrykket forsvinner, vil sensor som er montert oppstrøms for drivstoffilteret registrere dette, og signalet vil gå gjennom FADEC til “FUEL P” lyset på CWP. I følge Airbus Helicopters Helicopters Flight Manual skal dette håndteres på følgende måte:

<p>FUEL P</p> <p>Low fuel pressure</p>	<ul style="list-style-type: none"> • IN FLIGHT: <ol style="list-style-type: none"> 1. Collective pitch REDUCE POWER 2. [FUEL P] or [FUEL PUMP]* ON <p style="text-align: center;">LAND AS SOON AS POSSIBLE</p> <ul style="list-style-type: none"> . Low power approach and landing <p style="text-align: center;">WARNING</p> <p style="text-align: center;">BE PREPARED IN CASE OF AN ENGINE FLAME-OUT.</p>
---	---

(*) Post MOD 07-4280

Figur 5: Utdrag fra Airbus Helicopters Flight Manual AS 350 B3e. Kilde: Airbus Helicopters

I Airbus Helicopters Helicopters Flight Manual Section 3 “Emergency Procedures” defineres “LAND AS SOON AS POSSIBLE” som følger:

“Emergency conditions are urgent and require landing at the nearest landing site at which a safe landing can be made.”

FUEL P kom ikke på da drivstofftrykket forsvant i dette tilfellet.

1.7 Været

Video tatt av vitner i forbindelse med ulykken viser at det var overskyet med spredte skyer. Under skyene var sikten mer enn 10 km. Da ulykken skjedde var det ubetydelig vind og temperaturen var anslagsvis 11 °C.

1.8 Navigasjonshjelpemidler

Ikke relevant

1.9 Samband

Ikke relevant

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

Helipaden ved Forsvarets anlegg på Hjerkinn er en asfaltert flate på ca. 30 x 30 meter. Den er slik lokalisert at det er frie utflygingsflater i en sektor på ca 180 grader som dekker de fremherskende vindretningene. Den valgte sektoren denne dagen hadde svakt hellende terreng med delvis lav krattvegetasjon og delvis gress. Sektoren var stedvis lett kupert, men ingen hindringer som trær, større steiner, stolper eller lignende.

1.11 Flygeregistratorer

1.11.1 Helikopteret var utstyrt med “Vehicle and Engine Multi-function Display” (VEMD). Denne enheten gir fartøysjefen informasjon om motor- og systemparametere under flyging. I tillegg registrerer den systemfeil og parameteroverskridelser. Videre logger den flytid og motorparametere for bruk ved vedlikehold.

1.11.2 Motoren er utstyrt med “Full Authority Digital Engine Control” (FADEC) samt “Engine Data Recorder” (EDR). Begge enhetene registrerer motorparametere og har lagringskapasitet.

1.11.3 APPAREO Vision 1000



Figur 6: Appareo Vision 1000. Bilde: Appareo Systems, LLC

1.11.3.1 Appareo Vision 1000 lagrer data på en minnebrikke som kan lastes ned og avspilles på en standard PC. Dataene lagres fire ganger pr. sekund. Bildeserien viser en normal oppstart og systemsjekk før avgang. Den viser også at handlingene som fulgte da gult “GOV”-lys kom på var adekvate for situasjonen. Fartøysjefens fremstilling av hendelsesforløpet

bekreftes av bildeserien. Videre bekrefter opptaket at han ikke rørte noen av kontrollene som kunne ha stengt av drivstofftilførselen.

1.11.3.2 For å kunne benytte informasjonen som var lagret, ble all lesbar informasjon fra videofilen overført til en tabell. Dog er oppløsningen på bildene så dårlig at avlesning av eksakte verdier ikke var mulig. Dataene er fremstilt i tabellarisk format, og dette ble sendt til helikopter- og motorfabrikant som supplerende informasjon.

1.11.3.3 Figur 7 nedenfor viser et utdrag av avleste data. Den røde linjen er tidspunktet da helikopteret traff bakken. Videoen viser at gult “GOV”-lys kom på slik fartøysjefen har forklart.

Roll	Pitch	HGD	G/S	FLI	YELLOW CWP LIGHTS	RED CWP LIGHTS	A/S	BLEED VALV	IVSI/ rpm
0,8100	-9,0800	286.79	4,16	7			0	OPEN	0
0,6800	-10,7800	288.80	3,907	7			0	OPEN	0
1,2100	-12,0900	290.45	3,577	7			0	OPEN	0
1,1400	-13,3800	291.74	3,713	7			0	OPEN	0
1,8900	-14,5400	292.69	3,907	7			0	OPEN	0
1,7700	-15,4900	293.44	4,607	7	STEADY GOV		0	OPEN	0
2,1300	-16,0100	293.44	5,482	7	STEADY GOV		0	OPEN	50
2,5600	-16,5000	294.25	6,492	7	STEADY GOV		5	OPEN	50
2,5100	-17,1300	295.95	7,892	7	STEADY GOV		10	OPEN	50
2,9900	-17,8800	297.72	9,175	7	STEADY GOV		12	OPEN	50
2,8800	-18,1600	299.73	10,244	7	STEADY GOV		20	OPEN	100
2,4500	-17,7600	301.97	11,877	7	STEADY GOV		21	OPEN	100
2,0100	-16,9100	304.49	13,199	7	STEADY GOV		23	OPEN	150
1,7600	-15,6000	306.91	14,559	7	STEADY GOV		25	OPEN	200
2,5500	-14,3700	309.22	15,687	6,5	STEADY GOV		26	OPEN	200
2,5200	-12,8200	311.07	16,795	6,1	STEADY GOV		29	OPEN	200
3,0900	-11,4000	312.13	17,806	6	STEADY GOV		30	OPEN	200
3,1100	-10,2100	312.52	18,758	6,1	STEADY GOV		31	OPEN	200
2,8400	-8,9000	312.44	19,633	6,1	STEADY GOV		31	OPEN	200
3,3600	-7,3300	312.14	20,41	6,2	STEADY GOV		29	OPEN	200
4,4700	-7,4300	312.13	21,032	6,5	STEADY GOV		25	OPEN	200
4,0300	-7,1800	312.74	21,654	6,8	STEADY GOV		23	OPEN	200
2,0200	-6,6200	314.05	22,315	6,9	STEADY GOV		20	OPEN	200
0,4000	-5,8100	314.50	22,84	7	STEADY GOV		19	OPEN	150
0,7300	-5,5000	316.93	23,287	7	STEADY GOV		14	OPEN	100
1,9600	-5,7300	318.23	23,715	7	STEADY GOV		11	OPEN	100
2,4000	-5,7600	319.42	24,181	7,1	STEADY GOV		10	OPEN	50
2,5200	-5,2500	320.37	24,648	7,1	STEADY GOV		9	OPEN	50
3,8100	-4,7300	321.34	25,134	7,1	STEADY GOV		8	OPEN	50
5,2000	-4,8000	322.96	25,562	7	STEADY GOV		8	OPEN	50
5,6900	-5,0700	325.65	26,164	7	STEADY GOV		7	OPEN	0
5,7400	-5,6200	329.18	26,436	6,3	STEADY GOV		7	OPEN	0
5,3300	-6,5000	333.37	27,058	5,6	STEADY GOV		6	OPEN	0
5,2800	-7,2300	337.31	27,311	5	STEADY GOV		6	OPEN	0
5,6700	-7,9900	340.59	27,797	4,2	STEADY GOV		5	OPEN	0
6,4300	-8,2200	342.78	28,147	3,9	STEADY GOV		6	OPEN	0
6,7100	-7,8500	344.23	28,672	3,4	STEADY GOV		8	OPEN	0
7,1200	-7,1900	345.13	29,177	3,1	STEADY GOV		10	OPEN	0
7,1700	-6,6800	345.76	29,624	3	STEADY GOV		12	OPEN	0
6,5100	-6,1200	346.17	29,838	3	STEADY GOV		15	OPEN	0
5,5600	-6,2400	346.44	30,285	2,9	STEADY GOV		18	OPEN	0
4,7900	-6,3200	346.72	30,635	3	STEADY GOV		19	OPEN	0
3,5700	-5,8600	347.02	30,927	3	STEADY GOV		20	OPEN	0
3,4600	-4,8400	347.43	31,024	3	STEADY GOV		20	OPEN	0
4,5400	-4,7800	347.82	31,413	3	STEADY GOV		21	OPEN	0
6,0900	-4,8100	348.33	31,607	3	STEADY GOV		20	OPEN	0
8,0600	-5,9600	348.73	31,996	3	STEADY GOV		21	OPEN	0
9,5200	-8,7100	348.87	32,365	3	STEADY GOV		22	OPEN	0
11,7300	-10,7500	349.00	32,676	3	STEADY GOV		22	OPEN	0
14,5100	-11,1200	349.46	32,909	3	STEADY GOV		23	OPEN	0
16,0300	-10,4400	350.36	33,551	3	STEADY GOV		23	OPEN	0
15,6200	-8,0600	352.03	33,94	2,9	STEADY GOV		23	OPEN	0
15,3400	-5,2800	354.05	34,114	2,9	STEADY GOV		25	OPEN	0
15,1300	-3,0200	356.14	34,289	2,8	STEADY GOV		24	OPEN	-50
15,1800	-1,3200	357.93	34,231	2,7	STEADY GOV		25	OPEN	-100
7,8000	-6,0900	358.48	34,114	2,7	STEADY GOV		23	OPEN	-150
11,8700	-28,5400	343.11	33,512	2,9	STEADY GOV		23	OPEN	-150
32,7600	-45,5200	302.36	31,724	2,9	NOT VISIBLE	NOT VISIBLE	20	OPEN	-150
106,4100	-52,9200	215.37	30,282	2,9	UNABLE TO IDENTIFY	UNABLE TO IDENTIFY		OPEN	
131,2900	-12,9500	184.97	22,587	UNABLE TO IDENTIFY	UNABLE TO IDENTIFY			OPEN	

HDG-Heading
G/S – Ground Speed
FLI – First Limit Indicator
A/S – Airspeed
IVSI – Vertical Speed indicator

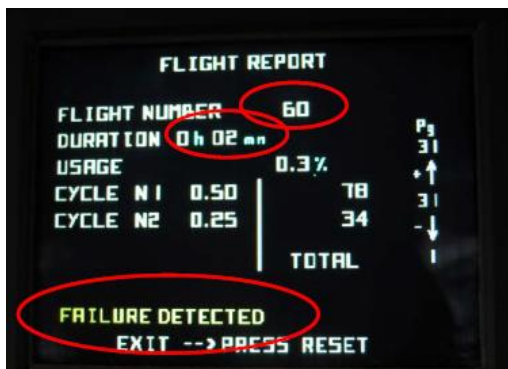
Figur 7: Data fra Appareo Vision 1000. Kilde: SHT

1.11.4 Data lagret i Vehicle and Engine Multifunction Display (VEMD)

1.11.4.1 VEMD er et multifunksjonsinstrument som presenterer motor- og systemparameter under flyging. I tillegg finnes en “maintenance mode” hvor tre typer data er tilgjengelig:

- Overskridelse av parametere: Instrumentet lagrer data og numeriske verdier på overskridelser.
- Informasjon om feil: Instrumentet genererer varsler om feil, og gir i tillegg listing av relevante parametere.
- Flight report: Instrumentet logger parametere som er relevante for gangtidsoppfølging av komponenter i motoren og flyturenes varighet. Feil og overskridelser som instrumentet registrerer, presenteres i Flight Report.

1.11.4.2 Etter at helikopteret ble fraktet til SHTs lokaler på Lillestrøm, ble data som var lagret i VEMD lastet ned. I “Flight Report” for den aktuelle flygingen ble det flagget “Failure Detected” (se figur 8). Siden VEMD lagrer 31 flyginger, ble også de 30 forutgående flygingene kontrollert for eventuelle feilrapporteringer eller overskridelser. Ingen registrerte avvik ble funnet på disse.

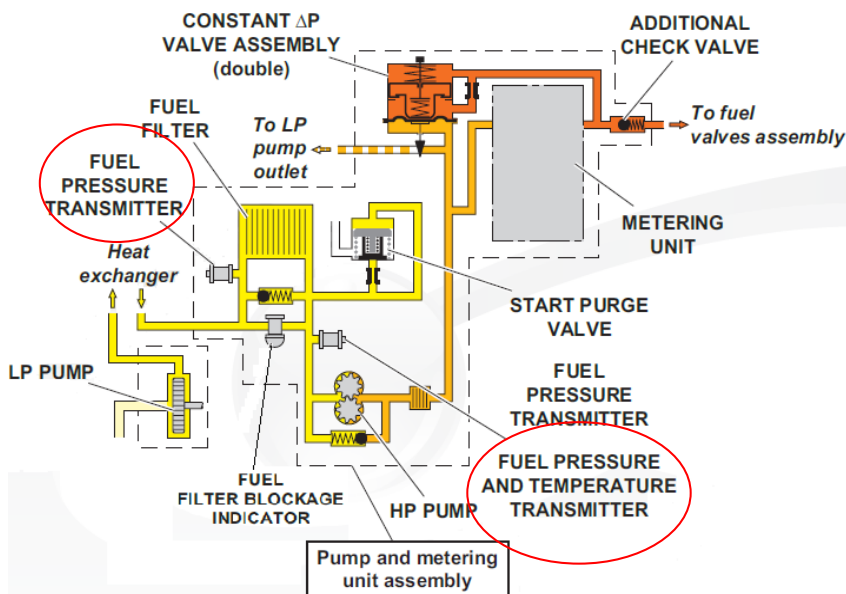


Figur 8: Flight Report VEMD. Foto: Airbus Helicopters

1.11.4.3 Via undermenyer var det mulig å se at VEMD hadde registrert feil på drivstofftrykket både på inngangs- og utgangssiden av motorens drivstoffilter (se figur 9). Dette ble registrert samtidig via begge kanaler i FADEC 1 minutt og 32 sekunder etter at VEMD hadde begynt å registrere data for flygingen (fra motoren startet). Trykksensorene er plassert som markert i figur 10.



Figur 9: Fuel Press. feilrapport VEMD. Foto: Airbus Helicopters



Figur 10: Utsnitt fra figur 2 som viser plasseringen av trykksensorer for drivstoff. Kilde: Turbomeca

1.11.4.4 Fire sekunder etter at VEMD rapporterte feil på drivstofftrykket ble det registrert variasjon på P3 sensor parameter. P3 sensor måler lufttrykket på utløpet av motorens kompressorseksjon. Dette ble også registrert i begge kanaler i FADEC (se figur 11).

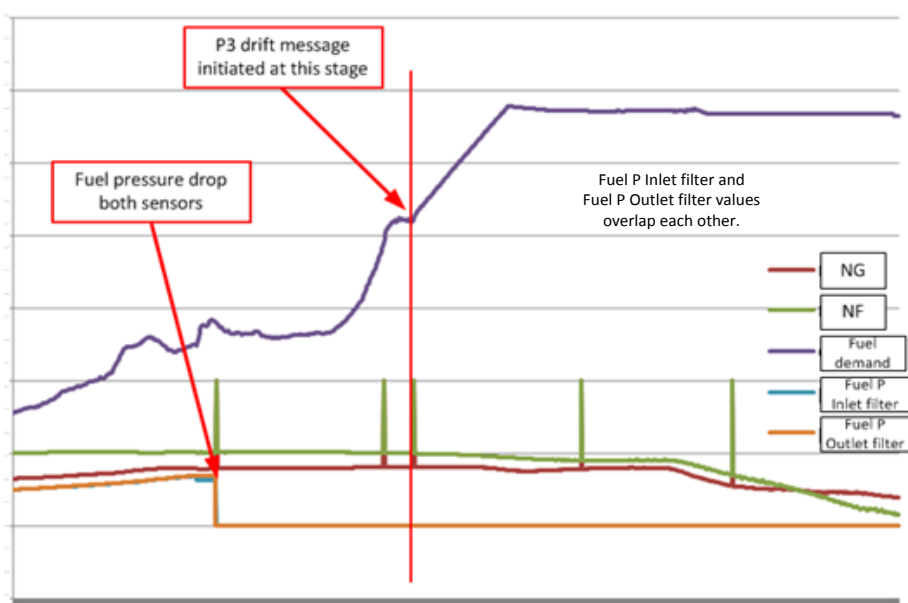


Figur 11: P3 sensor feil VEMD. Foto: Airbus Helicopters

1.11.5 Informasjon hentet ut av FADEC og EDR

1.11.5.1 Både FADEC og EDR var intakte etter havariet. Delene ble sendt til nærmere analyse hos Turbomeca. SHT og BEA var til stede og overvåket arbeidet. Initiell gjennomgang av data lagret i enhetene viste at det disse var komplette for flygingen. Dataene var kompatible med de feilmeldinger som VEMD hadde registrert.

1.11.5.2 Grafen i figur 12 er et utdrag av de data som var tilgjengelige i FADEC. Den viser hendelsesforløp for perioden like før drivstofftrykket falt bort til rett etter at motoren begynte å miste kraft. Igjen ser man at begge drivstofftrykksensorer samtidig registrerte trykkbortfall. På grunn av manglende respons fra motoren ga FADEC økende “fuel demand” signal til HMU’en. Ca. 4 sekunder etter bortfall av drivstofftrykk ble “P3 drift message” initiert, samtidig som “fuel demand” signalet fra FADEC til HMU økte.

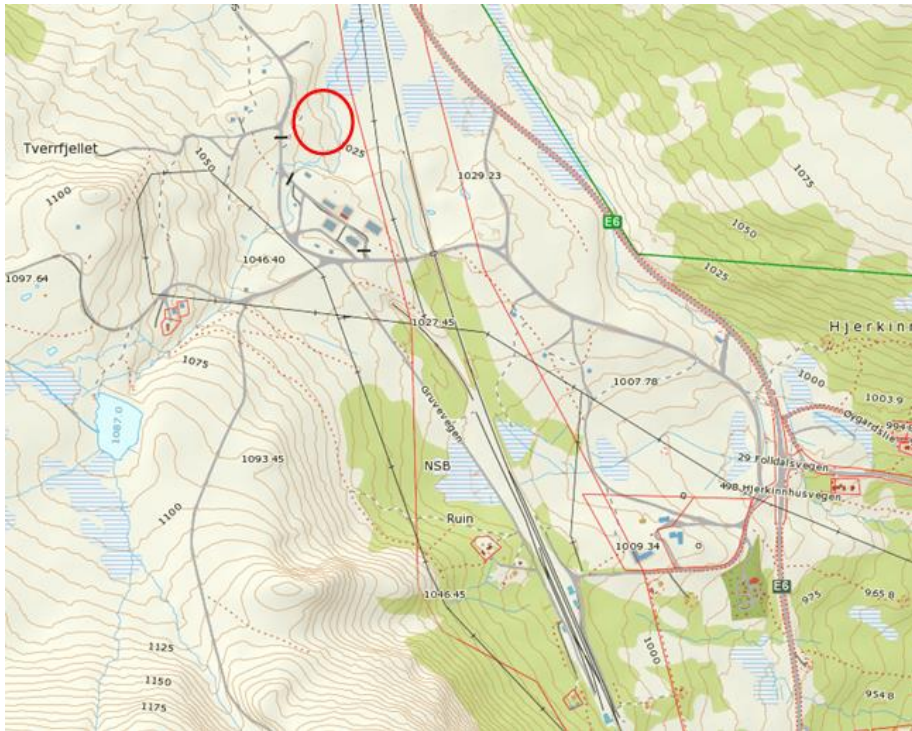


Figur 12: Graf med FADEC parametere. De fem “toppene” på NF og NG parametrene er trolig signalfeil, og kan sees bort fra. Kilde: Turbomeca

1.12 Havaristedet og helikoptervraket

1.12.1 Havaristedet

Ulykken skjedde under avgang fra Forsvarets anlegg på Hjerking. I luftlinje var det ca 185 meter fra avgangssted til stedet hvor helikopteret traff bakken. Terrenget der var svakt skrånende og delvis kledd med lyng og bjørkekjerr. Grunnen var tørr.



Figur 13: Oversiktsbilde av havaristed. Kilde: Statens kartverk, Geovekst og kommuner



Figur 14: Omtrentlig flygetrasè. Kilde: Statens kartverk, Geovekst og kommuner

1.12.2 Helikoptervraket

På grunn av at helikopteret var i lav høyde da problemet oppstod, var det ikke mulig å etablere en autorotasjon. Helikopteret landet med hastighet forover og traff bakken med undersiden av nesen på maskinen. Dette medførte at helikopteret tippet forover og la seg til ro på venstre side med nesen pekende motsatt av fartsretningen. Halebommen ble slått av i rotasjonen, og landingsunderstellet ble deformert og til dels slått av (figur 15). Hovedrotorbladene og starflex (rotorhode) ble ødelagt da helikopteret traff bakken, mens

hovedgearboksens innfesting til skroget var intakt. Helikopterets kabin og cockpit fikk vesentlige skader (se figur 16).



Figur 15: Havaristed og avgangssted (i bakgrunnen). Foto: SHT



Figur 16: Skader i neseseksjon. Foto: SHT

1.13 Medisinske og patologiske forhold

Det ble rutinemessig tatt blodprøve av fartøysjefen. Det ble ikke funnet spor av berusende eller bedøvende midler som kunne hatt innvirkning på hans utøvelse av tjenesten.

1.14 Brann

Det oppstod ingen brann.

I dette havariet forble drivstofftanken og drivstoffsystemet intakt, men på grunn av helikopterets stilling etter havariet rant det ut en del drivstoff gjennom tankens ventilasjon og påfyllingslokk. Helikopteret ble liggende med batterispenning påslått en kort stund etter havariet. Fartøysjefen slo av strømmen etter at helikopteret var evakuert.

1.15 Overlevelsesaspekter

1.15.1 Varsling og redningstjenesten

Helikopteret var utstyrt med en nødpeilesender (ELT av typen Kannad 406 AF-H).

Nødpeilesenderen løste automatisk ut, og Hovedredningssentralen mottok varsel kl. 1208, åtte minutter etter ulykken.

1.15.2 Personlig beskyttelse

Fartøysjefen benyttet ikke hjelm under flygingen.

Passasjerer som satt fremme på venstre side traff venstre ramme på frontvindu og fikk et kutt i pannen. Han hadde ikke hjelm. Passasjerer bruker vanligvis ikke hjelm i helikoptre. Ingen av passasjerene i baksetet ble skadd.

1.15.3 Seter og sikkerhetsbelter

Flyger og passasjer i fremre sete satt i seter som er laget etter krav i EASA TSO-C127a⁴. Setene er konstruert slik at de gir etter og presses ned ved vertikale belastninger som overstiger gitte verdier. Setene har fempunkts setebelter.

Ingen av forsetene ble utsatt for G-belastninger som gjorde at den energiabsorberende strukturen ga etter. Seter, innfestinger og gulvstruktur var intakt etter ulykken.

Passasjerene i baksetet var alle fastspent med 3-punkts sikkerhetsbelter. Ingen av setene bak ble deformerte på grunn av G-belastninger.

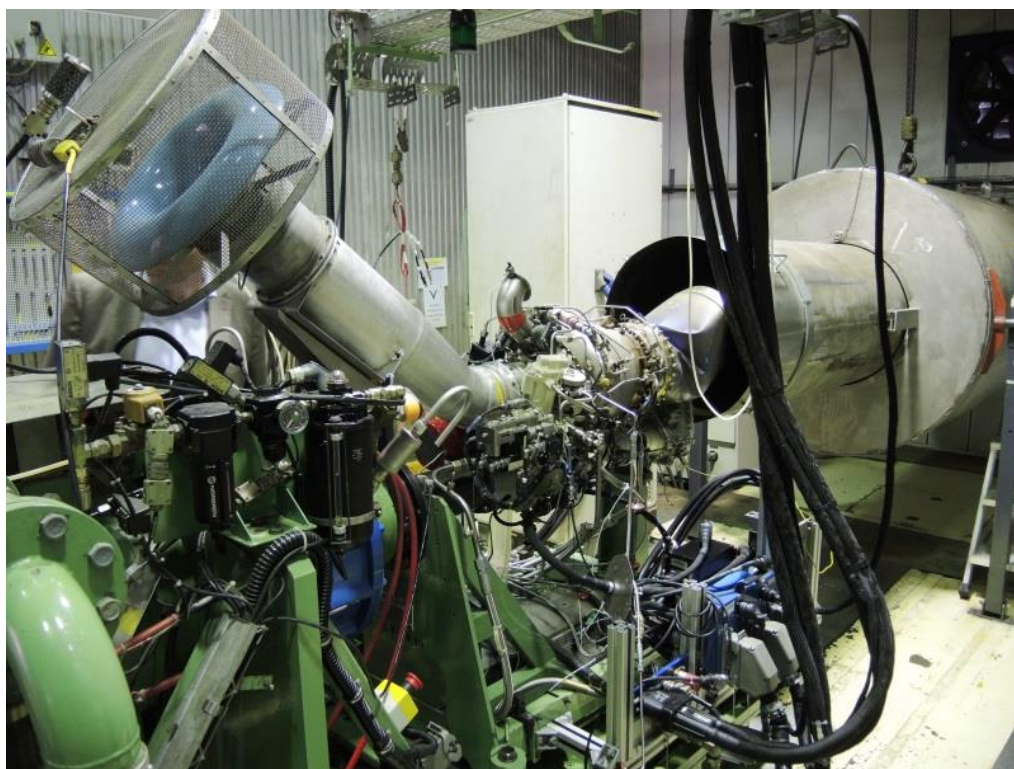
⁴ En Technical Standard Order (TSO) er definert som: "A TSO is a minimum performance standard for specified materials, parts, and appliances used on civil aircraft."

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 Kjøring av motor i testbenk

1.16.1.1 Motoren ble demontert fra helikopteret og installert i testbenk hos Turbomeca/Tarnos (se figur 17) for testing. LN-OSYs FADEC ble benyttet til regulering av motoren for å ha så like forhold som mulig sammenlignet med flygingen hvor motoren stoppet.

1.16.1.2 Basert på lagrede FADEC data tilgjengelig fra flygingen ble en tilsvarende profil for kraftuttak definert for kjøring i testbenk.



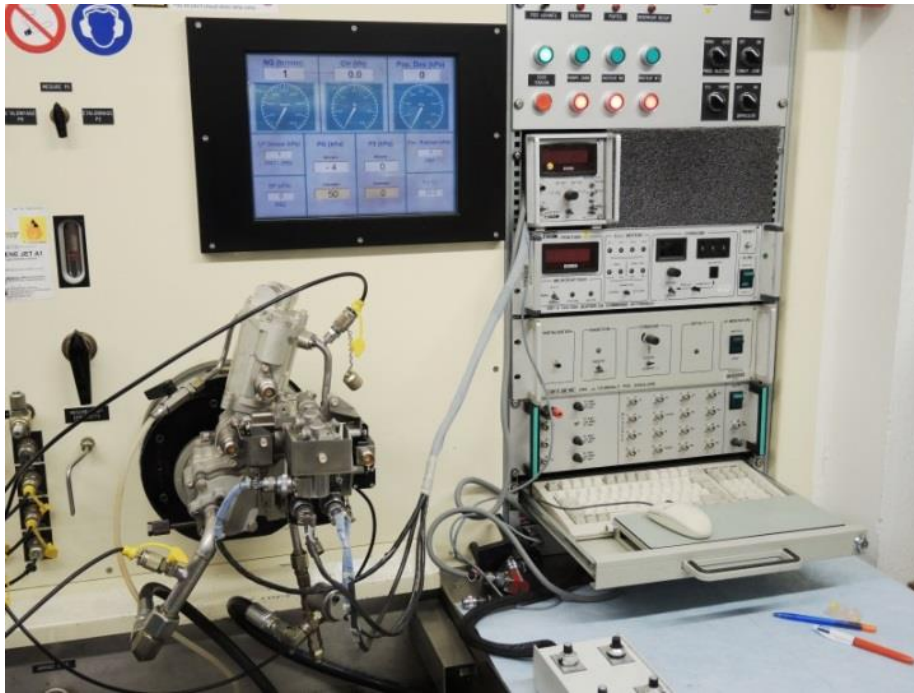
Figur 17: Motor montert i testbenk. Foto: SHT

Motoren ble kjørt i 19 minutter med variasjoner i pådrag fra ground idle til 92,7 % NG, og den fungerte normalt under hele testen.

1.16.2 Kjøring av HMU i testbenk

1.16.2.1 Formålet med denne testen var å kontrollere om HMU fungerte i samsvar med spesifiserte kriterier (se figur 18). Dette ble gjort ved å kontrollere trykk, ventilposisjon i HMU og regulert drivstoffmengde.

Alle tester viste at HMU fungerte som den skulle.



Figur 18: Testoppsett HMU. Foto: SHT

- 1.16.2.2 I sertifiseringsprosessen for Arriel 2D motoren, ble HMU testet for egenskaper ved blokkering av drivstofftilførsel. Dette ble utført ved å montere en stengeventil rett før drivstoffinntak på HMU.

Drivstofftrykkene som var lagret i LN-OSYs FADEC ved ulykken viste et lignende hendelsesforløp som ved denne sertifiseringstesten.

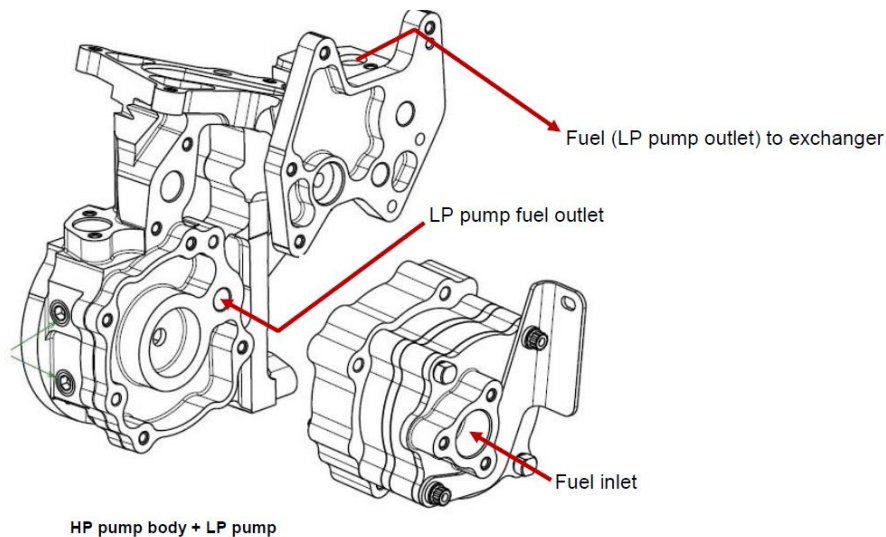
1.16.3 Detaljert inspeksjon av HMU

- 1.16.3.1 HMU ble demontert og de enkelte komponentene inspisert for eventuelle skader eller fremmedlegemer som kunne ha forklart hvorfor drivstofftrykket forsvant.

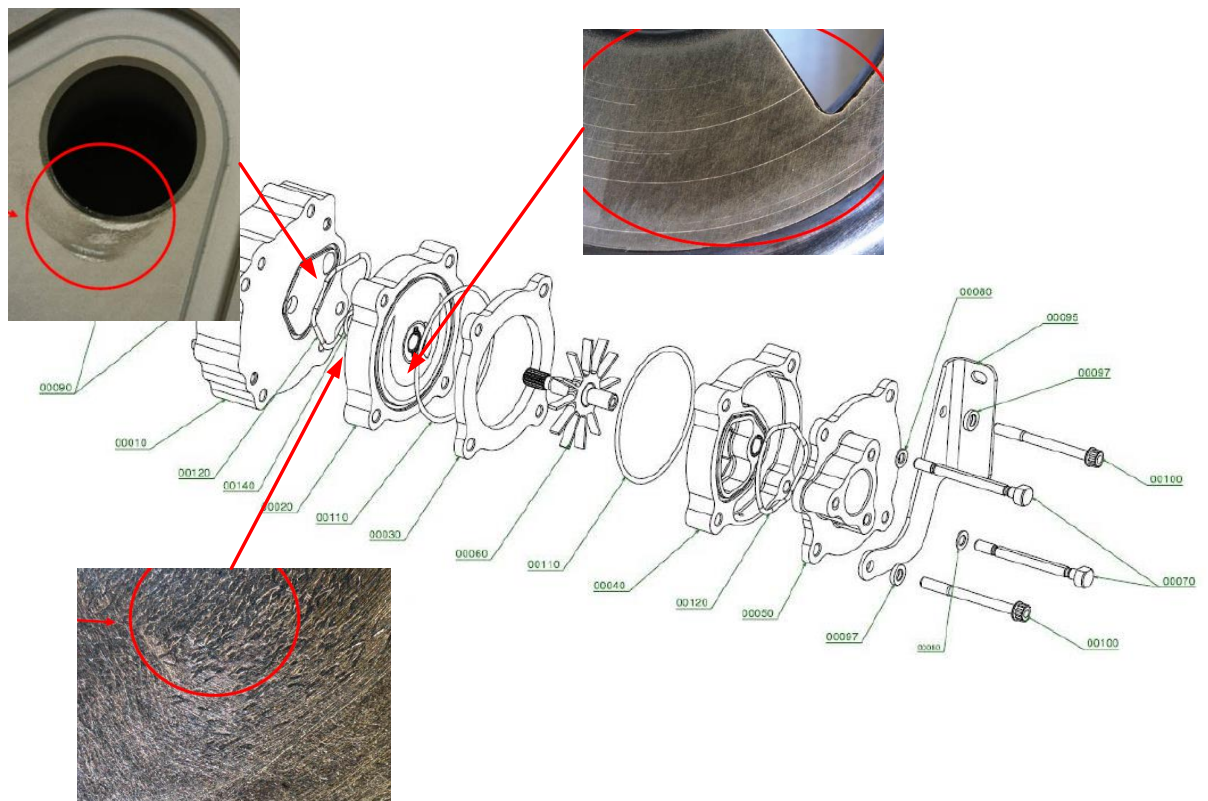
Lavtrykkspumpen hadde et merke på en av pumpevingene, men den skaden kunne ha vært merke etter verktøy som ble benyttet da pumpen ble inspisert initielt.

Høytrykkspumpen hadde ingen tegn til skade. Akselen som drev begge pumpene var intakt.

Det ble funnet merker i HMU's aluminiumshus som tyder på at fremmedlegemer har passert lavtrykkspumpen og gått videre til motorens drivstoff/olje varmeveksler (se figur 19 og figur 20).



Figur 19: Funnområder i HMU. Kilde: Turbomeca



Figur 20: Bilder av noen av skadene med lokasjon i HMU. Kilde: Turbomeca

- 1.16.3.2 BEA gjennomførte en nærmere analyse av skadene for å søke å fastslå hva som hadde forårsaket disse. Ved hjelp av scanning electron microscope (SEM) ble det funnet avleiringer av stål, og i en skade ble det funnet en partikkel med en størrelse på 30µm bestående av aluminiumoksid og zirconium.
- 1.16.4 Undersøkelse av motorens drivstoff/olje varmeveksler

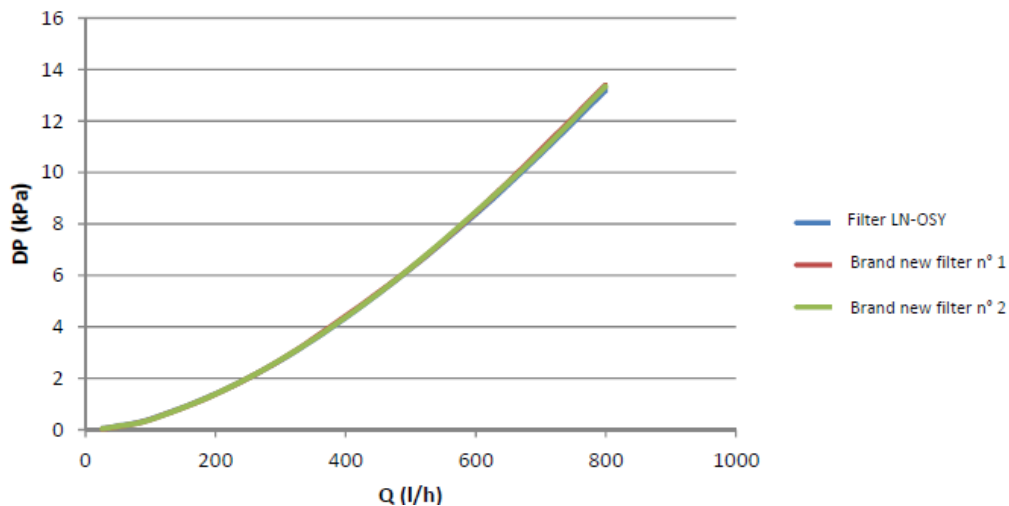
Motorens varmeveksler ble demontert etter kjøring i testcelle for om mulig å finne fremmedlegemer som kunne forklare blokkeringen av drivstofftilførselen. Det ble funnet et merke i innløpet for drivstoff til oljekjøleren, men det ble ikke funnet fremmedlegemer i varmeveksleren som kunne forklare tapet av drivstofftrykk.



Figur 21: Merke i innløp til varmeveksler. Foto: SHT

1.16.5 Undersøkelse av drivstoffilter

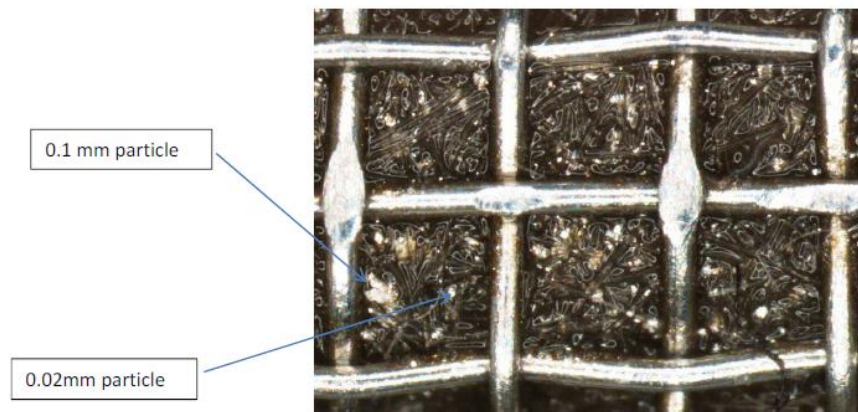
1.16.5.1 Filteret ble undersøkt i en test hvor gjennomstrømmingsegenskaper ble analysert.



Figur 22: Test av drivstoffilter. Kilde: Turbomeca

Testen viste at filteret som var montert i LN-OSY ved ulykken fulgte trykkfallkurven for nye filtere og dermed ikke hadde et større trykkfall enn et nytt filter.

1.16.5.2 Filteret ble også undersøkt for forurensning. Det ble observert noe fremmed materiale i form av metallpartikler og fibere. Det området på filteret som var nærmest innløpet fra lavtrykkspumpen hadde størst konsentrasjon av partikler. Dette området av filteret utgjør ca. 1 % av filterets totale overflate. Partiklene varierte i størrelse fra 0,1 mm til 0,02 mm.



Figur 23: Drivstofffilter, partikler ved innløp fra lavtrykkspumpe. Foto: Turbomeca

Resten av filterets overflate (99 % av filterets overflate) var rent.

1.16.6 Referansetest

- 1.16.6.1 Med en representant fra SHT tilstede gjennomførte Turbomeca en test med en annen Arriel 2D motor. Hensikten var å observere drivstoffets trykkforløp i HMU samt relevante motorparametere ved blokkering av tilførsel på innløpssiden til HMU. Testen ble gjort ved ytelse tilnærmet det samme som på tidspunktet for ulykken. (Gassgeneratorturtall=90 %, drivstofforbruk=180 l/t). Blokkering av drivstoff ble gjort ved hjelp av en elektrisk operert stengeventil på tilførselsledning til HMU.
- 1.16.6.2 Testen viste at trykkesensorene foran og bak drivstoffilteret gikk til minimum verdi ca. 2 sekunder etter at drivstoffet til motoren ble blokkert ved hjelp av den elektriske stengeventilen. Motorens gassgeneratorturtall sank ca. 6 sekunder etter at trykksensorene indikerte minimumsverdi. Resultatet av denne testen sammenfaller med testen av motoren til LN-OSY, og sertifiseringstesten for Arriel 2D motoren.
- 1.16.6.3 Noen forskjeller ble observert mellom registrerte parametere fra ulykken og kjøring av referansemotor i testcelle. Turbomeca antar at dette sannsynligvis kan tillegges forskjeller i hvordan motoren er installert i helikopteret, sammenliknet med hvordan referansemotoren ble installert i testcelle. Disse forskjellene ligger i at rør og slanger i testbenk har andre volum enn i installasjonen på helikopteret. Dette betyr at drivstoffmengdene som er tilgjengelig etter avstenging av tilførsel i testcellen var forskjellig fra installasjonen i helikopteret. I tillegg har drivstofftilførselen til motoren ved ulykken blitt blokkert på et sted i tilførselen som ikke kan fastslås. Derved vil gjenværende drivstoff i motorens system som var tilgjengelig for forbrenning ved ulykken ikke nødvendigvis være det samme som ved test av referansemotoren.

1.16.7 Prøvetaking av drivstoff for kontroll av kvalitet.

- 1.16.7.1 Det ble tatt prøver av tankanlegget som helikopteret ble tanket fra, samt fra helikopterets drivstofftank.

Analysen av drivstoffprøvene som ble gjennomført av Forsvarets laboratorietjeneste viser at drivstoffet fra tankanlegget og helikopteret var av riktig kvalitet. Prøvene fra helikopterets drivstofftank inneholdt spor av plantefibre.

Begge prøvene inneholdt små mengder av vann. (Tankanlegg: 34ppm/Tank på helikopteret: 35ppm.) Vanninnholdet betegnes som normalt.

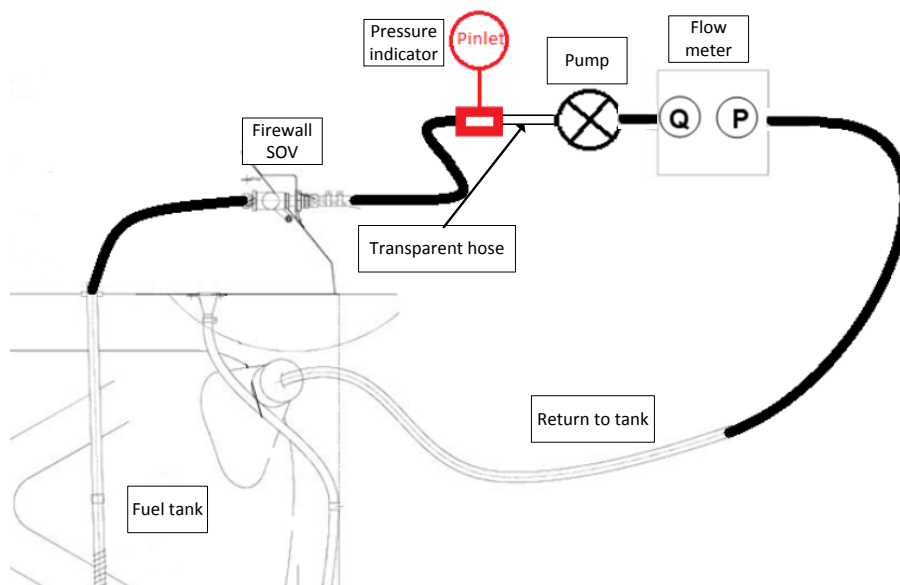
1.16.8 Test av helikopterets drivstoffsystem

- 1.16.8.1 Etter at helikopteret hadde ankommet SHTs lokaler ble drivstoffsystemet kontrollert ved å slå på pumpen som er montert i drivstofftanken. Formålet med denne kontrollen var å sette trykk på drivstoffsystemet for å se etter eventuelle lekkasjer, noe som ikke ble observert.
- 1.16.8.2 Systemet ble også kontrollert ved å etablere undertrykk. Formålet med dette var å se etter om luft kom inn i drivstoffet gjennom rør- og slangekoblinger på vei fra tank til motor, og om slanger i drivstofftilførselen hadde delaminert, og derved blokkerte drivstoffet ved undertrykk.

Under normal drift går ikke drivstoffpumpen i helikopterets tank, det er lavtrykkspumpen i motorens HMU som suger drivstoff fra tank. For å simulere dette ble det laget et testoppsett med en pumpe som simulerte lavtrykkspumpen i HMU, et justerbart flowmeter og en trykkindikator (figur 24). Pumpen ble plassert i samme høyde som inntaket på HMU har i forhold til helikopterets drivstofftank, og tanken ble fylt med samme mengde drivstoff som helikopteret hadde før avgang. Formålet med dette var å få riktige undertrykksforhold. Mellom trykkindikator og pumpe ble det benyttet en transparent slange for å kontrollere visuelt om drivstoffsystemet sugde inn luft på grunn av undertrykk i væskesøylen mellom nivå i drivstofftank og pumpen. En slange førte drivstoffet tilbake til helikopterets tank. Flowmeteret ble justert til det forbruket motoren har ved takeoff.

Det ble ikke observert luft i den transparente slangen.

Dersom det hadde vært en slik lekkasje, kunne det ha forårsaket temporært bortfall av drivstofftrykk med påfølgende tap av motorkraft.



Figur 24: Diagram for test av helikopterets drivstoffsystem. Kilde: Airbus Helicopters/Bearbeidet av SHT

Testen som ble utført viste at det ikke var lekkasjer eller andre forhold som kunne ha forklart tap av motorkraft. Komponenter, rør og slanger i helikopterets drivstoffsystem ble demontert og inspisert, og det ble heller ikke funnet feil eller tegn på blokkering av fremmedlegemer i noen av disse.

1.17 Organisasjon og ledelse

1.17.1 Pegasus Helicopter AS

Pegasus Helicopter har norsk Air Operators Certificate (AOC) No N-060 for følgende typer operasjoner: A1-Passenger, A2-Cargo.

Selskapet har hovedbase på Oslo lufthavn (ENGM), og operative sekundærbaser på Skien lufthavn, Geitryggen (ENSN) og Sola flyplass (ENZV).

Det er ikke utført nærmere organisatoriske undersøkelser knyttet til denne ulykken.

1.18 Andre opplysninger

1.18.1 LN-OSY hadde installert en registreringsenhet (APPAREO Vision 1000) som lagrer GPS data, lyd og videoopptak. Dette er et nytt konsept for denne klassen helikoptre, og installasjon av slikt utstyr er ikke et krav fra sertifiserende myndighet. På tyngre helikoptre har det vært krav til ferdskrivere og taleregistratorer i mange år. SHT mener at slikt utstyr er et verdifullt bidrag til å kunne analysere hva som har skjedd ved uhell og ulykker. I tillegg kan dataene også benyttes av selskapene i treningssammenheng og ved gjennomgang av hendelser.

1.18.2 SHT betrakter opptak fra APPAREO Vision 1000 og tilsvarende systemer som data i henhold til Luftfartslovens §12-10 og i EU forordning 996/2010 som omhandler “...*investigation and prevention of accidents in civil aviation*...”. Det vil si at materialet skal behandles på samme måte som data fra ordinære ferdskrivere og taleregistratorer, og dermed er lovbeskyttet mot utlevering til andre.

1.18.3 Det er også viktig å fremheve at den muligheten som slikt utstyr gir til å analysere flyginger i ettertid setter krav til hvordan slik informasjon brukes av selskapene. Luftfartslovens §12-11 beskriver dette, og det vises til lovens §12-31 som omhandler forbud mot sanksjoner fra arbeidsgiver basert på data fra registreringssystemer.

1.18.4 Ved analyse av data fra dette utstyret etter ulykken med LN-OSY viste det seg at kvaliteten på bildeserie og lyd kunne ha vært bedre. Bildeserien hadde grov oppløsning, og dette vanskeliggjorde avlesning av helikopterets instrumenter. Lydopptaket var av så dårlig kvalitet at det eneste lydene man kunne identifisere var normal støy fra hovedgearboksen de høye lydene fra sammenstøtet med bakken.

1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder

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

2. ANALYSE

2.1 Innledning

2.1.1 Det ble på et relativt tidlig tidspunkt i undersøkelsen gjort funn som tydet på at tapet av motorkraft var av teknisk art. Resultatene etter omfattende og detaljerte undersøkelser har ført til at SHT finner det mest sannsynlig at bortfall av motorkraft på LN-OSY var forårsaket av tap av drivstoffleveranse til motorens HMU. I denne analysen vil SHT drøfte bortfallet av drivstoffleveransen nærmere.

2.2 Hendelsesanalyse

Avgangen fra helipaden ble foretatt ved å løfte helikopteret til hover i “ground effect”⁵, og intensjonen var å akselerere horisontalt til ca. 40 knop indikert flyhastighet for så å starte utkltring til planlagt flygehøyde. Tapet av motorkraft skjedde ved en indikert flygehastighet på ca. 20 knop. Helikopteret var derfor i en situasjon hvor det krevdes høy effekt fra motoren siden helikopteret fremdeles var i “translational lift”⁶. I denne situasjonen var bortfall av motorkraft kritisk. Helikopteret var fremdeles i en høyde over bakken og med en hastighet som ga liten mulighet til å etablere en autorotasjon, noe som kunne ha resultert i en kontrollert nødlanding.

Fartøysjefens eneste mulighet i denne situasjonen var å etablere helikopteret i det han vurderte som best mulig horisontal stilling og benytte den energien som var igjen i hovedrotoren til å dempe den vertikale hastigheten mot bakken. Bildeserien lagret i overvåkingsenheten som var montert i dette helikopteret viser ingen handlinger gjort av fartøysjefen som kan forklare tapet av motorkraft.

2.3 Tap av motorkraft

Bortfall av drivstofftrykk var mest sannsynlig årsak til motorens tap av kraft. Trykksensorene på hver side av drivstoffilteret i HMU registrerte trykkbortfall samtidig. Da motoren ikke responderte på “fuel demand” signal fra FADEC, tente gult “GOV”-lys på CWP. Fem sekunder etter trykkbortfall ga ikke motoren lenger forventet respons på grunn av drivstoffmangel, og FADEC genererte et “P3 drift” signal som ble lagret som feilmelding i VEMD.

Dette hendelsesforløpet bekreftes ved analyse av data fra VEMD, FADEC og EDR. I tillegg viser test av en referansemotor satt opp i testbenk tilsvarende oppførsel med hensyn til hvor lang tid det tar fra drivstofftrykket forsvinner, til motoren ikke lenger responderer.

De sammenfallende resultatene ved tester og analyser gir indisier på at drivstoffstrømmen fra helikopterets tank til HMU ble blokkert et sted før trykksensor på oppstrømssiden av drivstoffilteret i HMU. SHT har ikke funnet bevis i form av fremmed materiale i slike mengder at det bekrefter indisiene.

⁵ Ground effect regnes normalt å virke opp til helikopteret har kommet til en høyde over bakken som tilsvarer en halv rotordiameter. For Airbus AS 350 B3 tilsvarer det ca. 5,35 m.

⁶ Ved en hastighet på ca 10-15 knop begynner effektiviteten på en rotor å øke fordi den får tilført ny “uforstyrret” luft (translational lift).

De funn av plantefiber som er gjort i drivstoffet i helikopterets tank og merker/avleiringer i LP/HP pumpehuset til HMU gir ikke i seg selv grunnlag for å konkludere med at en full blokkering av drivstofftilførselen har skjedd.

Ut fra de undersøkelser som er gjort i forbindelse med ulykken ansees det som sannsynlig at motorens FADEC og HMU har fungert korrekt, og man har derved ikke grunnlag for å si at feilfunksjon av disse er årsak til motorens tap av motorkraft.

2.4 Caution and Warning Panel

Bortfallet av drivstofftrykk var forløperen til at gult "GOV"-lys tente. I følge helikopterets "Emergency Checklist", skal helikopteret landes "AS SOON AS PRACTICABLE" når dette lyset tennes.

Denne formuleringen presiseres av sjekklisten slik: *"Emergency conditions are less urgent and in the pilot's judgement, he may proceed to the nearest airfield where he can expect appropriate assistance"*.

SHT mener at det varselet som ble presentert for fartøysjefen i dette tilfellet ikke ga rett informasjon i forhold til alvorlighetsgraden på den feilen som oppstod.

Basert på den informasjonen flygeren ble gitt på CWP, kunne han i henhold til nødsjekklisten ha fortsatt flygingen som beskrevet ovenfor.

Rett informasjon ville gitt fartøysjefen mulighet til å reagere raskere og derved eventuelt landet helikopteret på en mer kontrollert måte.

Det gis to sikkerhetstilrådinge om endring av logikk på feilvarsling på CWP på AS 350 B3e Ecureuil og andre helikoptertyper med tilsvarende varslingslogikk.

2.5 Overlevelsesaspektet

Denne ulykken skjedde i lav hastighet og kabinen på helikopteret ble ikke vesentlig deformert. Alle sete- og setebelteinnfestinger var intakte. Ingen ble skadet på en slik måte at de mistet bevissthet eller ikke kunne ta seg ut av vraket på egenhånd. Det oppstod heller ikke brann.

Fartøysjefen benyttet ikke hjelm. Hvis han hadde mistet bevisstheten, kunne det hatt konsekvenser for evakuering av passasjerene. Havarikommisjonen har fremmet sikkerhetstilrådinge om bruk av hjelm gjentatte ganger. (Eksempler: [SHT rapport SL/2007-13](#) og [BEA rapport f-ce090527](#))

Ideelt sett burde batteribryter blitt slått av umiddelbart etter at helikopteret hadde kommet til ro for å redusere risikoen for brann.

Forsetene i LN-OSY var konstruert etter EASA TSO-C127a, som gir vesentlig bedre beskyttelse enn tidligere versjoner som var særs enkle.

Baksetene i LN-OSY var utstyrt med trepunkts sikkerhetsbelter. Dette gir vesentlig bedre beskyttelse for passasjerene enn to-punkts hoftebelter som var standard utrustning i eldre utgaver av helikopteret.

Nødpeilesenderen ble aktivert som forutsatt da helikopteret traff bakken.

3. KONKLUSJON

Denne ulykken skjedde på grunn av tap av motorkraft i en kritisk fase av flygingen, rett etter avgang, ved lav hastighet og i lav høyde. Årsaken var sannsynligvis blokkering av drivstofftilførsel. Til tross for omfattende undersøkelser og tester har det ikke vært mulig for SHT å peke på en årsak til blokkeringen.

3.1 Undersøkelseresultater

3.1.1 Generelt

- a) Luftfartøyet var forskriftsmessig registrert og hadde gyldig luftdyktighetsbevis.
- b) Luftfartøyets masse og tyngdepunkts plassering var innenfor tillatte begrensninger på hendelsestidspunktet.
- c) Fartøysjefen hadde gyldige sertifikater og rettigheter på helikoptertypen.

3.1.2 Tekniske funn

- a) Funn tyder på at ulykken sannsynligvis skjedde på grunn av blokkering av drivstofftilførsel til motor med påfølgende tap av motorkraft.
- b) Drivstoffet som ble benyttet fra tankanlegget på bakken var av riktig kvalitet. Påvist vannmengde var innenfor akseptabelt nivå.
- c) Drivstoffet i helikopterets tank var av riktig kvalitet. Funn av noen fibre som antas å stamme fra planter har ikke gitt grunnlag for å konkludere med at forurensing av drivstoffet har vært årsak til motorproblemet. Påvist vannmengde var innenfor akseptabelt nivå.
- d) Det ble ikke funnet funksjonsfeil på motorens elektroniske og hydromekaniske reguleringssystemer.
- e) Det ble funnet merker etter fremmedlegemer i lavtrykkspumpehus og kanaler i HMU. Disse merkene er ikke av en slik natur at de forklarer blokkeringen i drivstofftilførselen.
- f) Overvåkingsenheten montert i helikopteret (Appareo Vision 1000) viste ingen feilhandlinger gjort av fartøysjefen under oppstart og avgang. I tillegg ga utstyret SHT mulighet til å avlese flyets instrumenter for store deler av flygingen.
- g) Varsellyset som kom på etter bortfall av drivstofftrykket ga ikke fartøysjefen tilstrekkelig informasjon til å ta beslutninger som kunne ha redusert risiko for havari. Riktig informasjon ville ha gitt fartøysjefen noen sekunder mer tid i en kritisk fase av flygingen til å kunne redusere hastighet, og foreta en mer kontrollert nødlanding.

3.1.3 Overlevelsesaspektet

Fartøysjefen benyttet ikke hjelm. Dette gir økt risiko for at flygeren blir funksjonsudyktig ved et sammenstøt med bakken, og kunne ha påvirket hans evne til å bistå passasjerer ved evakuering av helikopteret.

4. SIKKERHETSTILRÅDINGER

Statens havarikommisjon for transport fremmer følgende sikkerhetstilrådinger:⁷

Sikkerhetstilråding SL nr 2015/07T

Bortfall av drivstofftrykk ble presentert for flyger på CWP med gult "GOV"-lys. I følge helikopterets nødsjekkliste skal man lande så snart som praktisk mulig "LAND AS SOON AS PRACTICABLE". SHT mener at dette varselet ikke reflekterte behovet for umiddelbar reaksjon fra flyger ved bortfall av drivstofftrykk og påfølgende tap av motorkraft.

Statens havarikommisjon for transport tilrår derfor Turbomeca å vurdere endringer i varselsystemet på AS 350 B3e og andre helikoptertyper i Airbusfamilien som har tilsvarende varslingslogikk, slik at flygeren får riktig informasjon i forhold til alvorlighetsgraden av den oppståtte feilen. (Tilsvarende sikkerhetstilråding rettes til Airbus Helicopters.)

Sikkerhetstilråding SL nr 2015/08T

Bortfall av drivstofftrykk ble presentert for flyger på CWP med gult "GOV"-lys. I følge helikopterets nødsjekkliste skal man lande så snart som praktisk mulig "LAND AS SOON AS PRACTICABLE". SHT mener at dette varselet ikke reflekterte behovet for umiddelbar reaksjon fra flyger ved bortfall av drivstofftrykk og påfølgende tap av motorkraft.

Statens havarikommisjon for transport tilrår derfor Airbus Helicopters å vurdere endringer i varselsystemet på AS 350 B3e og andre helikoptertyper i Airbusfamilien som har tilsvarende varslingslogikk, slik at flygeren får riktig informasjon i forhold til alvorlighetsgraden av den oppståtte feilen. (Tilsvarende sikkerhetstilråding rettes til Turbomeca.)

Statens havarikommisjon for transport

Lillestrøm, 16. september 2015

⁷ Samferdselsdepartementet besørger at sikkerhetstilrådinger blir forelagt luftfartsmyndigheten og/eller andre berørte departementer til vurdering og oppfølging, jf. Forskrift om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart, § 17.

VEDLEGG

Vedlegg A: Aktuelle forkortelser

Vedlegg A: Aktuelle forkortelser

ATPL-H	Air Transport Pilots Licence - Helicopter
BEA	Bureau d'Enquetes et d'Analyses pur la Securité de l'aviation civile
CPL-H	Commercial Pilot Licence - Helicopter
CWP	Caution and Warning Panel
EASA	European Aviation Safety Agency
EBCAU	Engine Backup Control Auxiliary Unit
EDR	Engine Data Recorder
ELT	Emergency Locator Transmitter
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
GA	General Aviation
GPS	Global Positioning System
HMU	Hydro Mechanical Unit
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IFR	Instrument Flight Rules
N	Nord
NF	Free turbine RPM
NG	Gas Generator RPM
OPC	Operators Proficiency Check
PC	Proficiency Check
ppm	Parts per million
rpm	Revolutions per minute
SHT	Statens Havarikommisjon for Transport
TSO	Technical Standard Order
UTC	Universal Time Coordinated
VEMD	Vehicle and Engine Multi-function Display
VFR	Visual Flight Rules
Ø	Øst