




Avgitt mars 2022

RAPPORT LUFTFART 2022/02

Luftfartsulykke ved Skoddevarre i Alta kommune, Troms og Finnmark fylke, 31. august 2019 med Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, operert av Helitrans AS

 *This report is also available in English*

Statens havarikommisjon (SHK) har utarbeidet denne rapporten utelukkende i den hensikt å forbedre flysikkerheten.

Formålet med Havarikommisjonens undersøkelser er å klarlegge hendelsesforløp og årsaksfaktorer, utrede forhold som antas å ha betydning for forebyggelsen av ulykker og alvorlige hendelser, og fremme eventuelle sikkerhetstilrådinge. Det er ikke Havarikommisjonens oppgave å ta stilling til sivilrettslig eller strafferettslig skyld og ansvar.

Bruk av denne rapporten til annet enn forebyggende flysikkerhetsarbeid bør unngås.

Innholdsfortegnelse

MELDING OM HAVARIET	4
SAMMENDRAG	6
OM UNDERSØKELSEN.....	7
1. FAKTISKE OPPLYSNINGER.....	9
1.1 Hendelsesforløp.....	9
1.2 Personskader.....	16
1.3 Skader på luftfartøy.....	16
1.4 Andre skader.....	16
1.5 Personellinformasjon.....	16
1.6 Luftfartøy.....	17
1.7 Været.....	35
1.8 Navigasjonshjelpemidler	37
1.9 Samband	37
1.10 Flyplasser og hjelpemidler.....	37
1.11 Flyregistratorer.....	37
1.12 Havaristedet og helikoptervraket.....	41
1.13 Medisinske og patologiske forhold	51
1.14 Brann	52
1.15 Overlevelsesaspekter.....	52
1.16 Spesielle undersøkelser	53
1.17 Organisasjon og ledelse.....	77
1.18 Andre opplysninger	79
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder	81
2. ANALYSE.....	83
2.1 Innledning	83
2.2 Rundflygingen og flygerens manøvrering av helikopteret	85
2.3 Havaristedet og helikoptervraket.....	86
2.4 Overlevelsesaspekter.....	88
2.5 Sannsynligheten for teknisk svikt	90
2.6 Sannsynligheten for servo transparency	93
2.7 Tiltak for å forhindre servo transparency	96
2.8 Fartøysjefens opplæring, erfaring og påvirkning fra passasjerer	98
2.9 Tilgjengelig data.....	100
3. KONKLUSJON.....	103
3.1 Hovedkonklusjon.....	103
3.2 Undersøkelseresultater	103
4. SIKKERHETSTILRÅDINGER.....	107
VEDLEGG	112

Rapport om luftfartsulykke

Tabell 1: Hendelsesdata

Luftfartøy:	Airbus Helicopters AS 350 B3 ¹
Nasjonalitet og registrering:	Norsk, LN-OFU
Eier:	Skjolden Cruise kai AS, Norge
Bruker:	Helitrans AS, Norge
Besetning/fartøysjef:	1, omkommet
Passasjerer:	5, alle omkommet
Havaristed:	Skoddevarre i Alta kommune, Troms og Finnmark fylke, Norge (69.91837 N, 23.14478 Ø) ²
Havaritidspunkt:	Lørdag 31. august 2019, mellom kl. 1705 og 1706

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

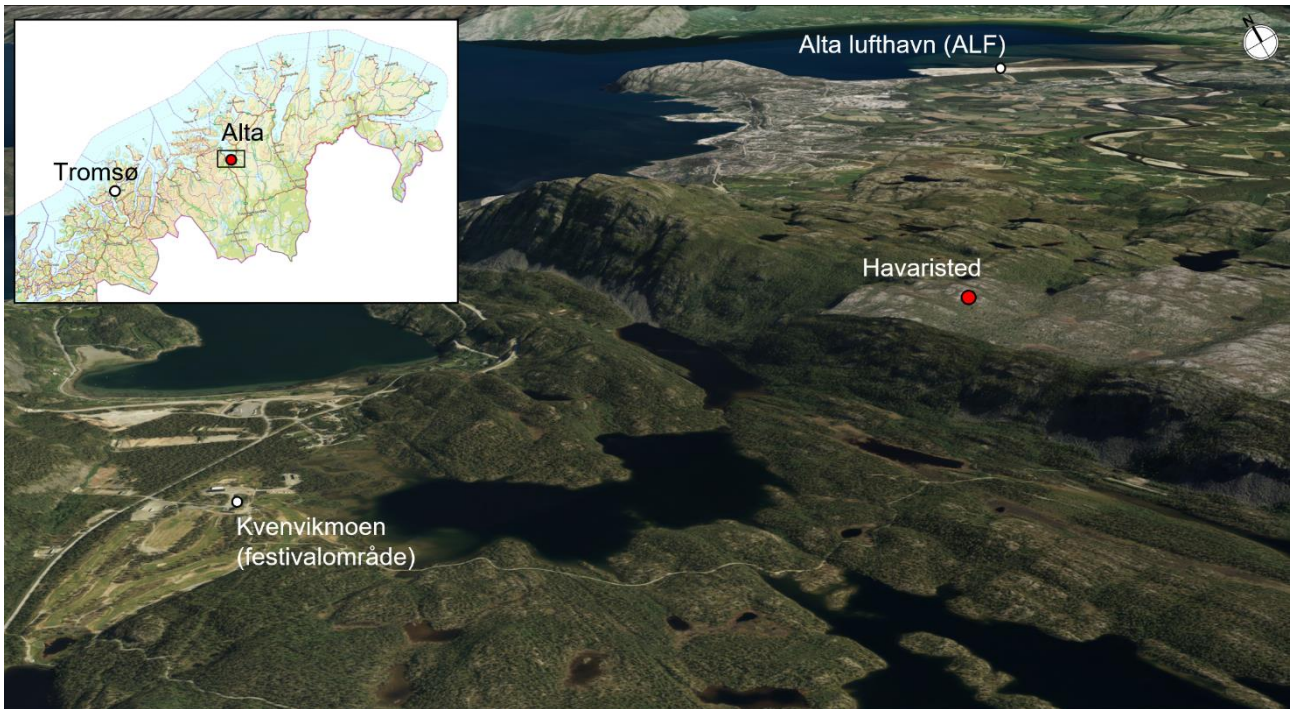
Melding om havariet

Lørdag 31. august 2019 varslet Hovedredningssentralen Nord-Norge (HRS N-N) Statens havarikommisjon (SHK) om at et helikopter med seks mennesker om bord hadde havarert i fjellet Skoddevarre sørvest for Alta, se figur 1. Det hadde oppstått brann i helikopteret etter sammenstøtet. SHK startet umiddelbart forberedelsene til å rykke ut. Det første teamet med havariinspektører fra SHK ankom Alta fra Gardermoen med første fly dagen etter og var på havaristedet om ettermiddagen samme dag.

I henhold til International Civil Aviation Organisation (ICAO) Annex 13 varslet SHK videre til havarikommisjonen i produksjonslandet Frankrike (Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile – BEA). BEA utpekte en akkreditert representant til å lede et team med havariinspektører, samt tekniske rådgivere fra helikopterprodusenten Airbus Helicopters (AH) og fra motorprodusenten Safran Helicopter Engines (SHE). Siden fartøysjefen var svensk statsborger varslet SHK den svenske havarikommisjonen, som også utpekte en akkreditert representant. I samsvar med Regulation (EU) No 996/2010 varslet SHK det europeiske byrået for flysikkerhet (European Union Aviation Safety Agency – EASA) om ulykken. Det norske Luftfartstilsynet (CAA-N) ble rutinemessig varslet.

¹ I norsk Luftfartøyregister er helikopteret registrert som Airbus Helicopters AS 350 B3 og i typesertifikatet fra EASA som AS 350 B3. Helikoptertypen markedsføres nå av Airbus Helicopters som H125, tidligere som AS 350 B3.

² Oppgitt i koordinatsystem EU89 – geografiske grader (Lat/Lon).



Figur 1: Havaristedet i fjellet Skoddevarre sørvest for Alta. Kart: © Kartverket. Illustrasjon: SHK

Sammendrag

Lørdag 31. august 2019 havarerte et helikopter av typen Airbus Helicopters AS 350 B3, registrert LN-OFU, i fjellområdet Skoddevarre nær Alta. Helikopteret var operert av Helitrans AS og hadde fartøysjef og fem passasjerer om bord. Helikopteret ble overtent kort tid etter havariet. Alle de seks om bord omkom.

Passasjerene var deltakere på Høstsprellfestivalen og flygingen var en rundflyging ut fra festivalområdet på Kvenvikmoen. Ulykkesturen var den andre rundflygingen denne dagen. Første rundflyging var også med fem passasjerer og varte i ca. 10 minutter. På andre rundflyging havarerte helikopteret etter ca. 5 minutter. Det var gode vær- og siktforhold i området der flygingene fant sted.

Undersøkelsen av ulykken har vært krevende. Helikoptervraket med unntak av halebommen var fullstendig utbrent. Det har ikke vært mulig å hente ut lagrede flygedata eller informasjon fra elektroniske enheter i vraket. Airbus Helicopters hadde på eget initiativ utstyrt AS 350 med en Appareo Vision 1000 registrator, men minneenheten tålte ikke brannen. Videre har ikke Snap Inc. gitt Havarikommisjonen tilgang til en Snapchat-video som ble sendt av en av passasjerene umiddelbart før ulykken.

Helikopterets flygetrasé for begge rundflygingene er gjenskapt ved hjelp av data fra Flightradar24 og helikopteroperatørens GNSS-baserte³ sporingssystem. Data for manøvreringene i det siste minuttet før sammenstøtet med bakken mangler som følge av at topografien skygger for tilstrekkelige ADS-B signaler. Havarikommisjonen kan derfor ikke gi en entydig konklusjon om hvordan og hvorfor ulykken skjedde. En samlet analyse av all tilgjengelig informasjon har likevel gjort Havarikommisjonen i stand til å sannsynliggjøre et hendelsesforløp og årsaksforhold.

Havarikommisjonen ikke avdekket tekniske feil eller uregelmessigheter ved helikopteret som kan ha påvirket hendelsesforløpet. Ulykken oppstod mens helikopteret var i nedstigning, i en svak høyresving og i lav høyde. Helikopteret hadde høy masse og en økende hastighet. Havarikommisjonen mener flygekontrollenes hydraulikksystem kan ha nådd sin begrensning under manøvreringen, slik at fenomenet *servo transparency*⁴ oppstod. Situasjonen kan ha kommet uventet på fartøysjefen, og basert på siste tilgjengelige høydedata hadde helikopteret mest sannsynlig ikke tilstrekkelig høyde til at han rakk å gjenvinne kontroll i tide.

Helikopteret var nesten nytt, men ikke utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem. Det eksisterer sertifiserte systemer for ettermontering i AS 350. Nye AS 350 leveres fra og med oktober 2019 med krasjbeskyttet drivstoffsystem som standard. Det er ikke europeisk krav om krasjbeskyttet drivstoffsystem for helikoptre som har et typesertifikat utstedt før 1994, som Airbus Helicopters AS 350 (Part 21.A.101 «Changed Product Rule»). Ulykken kan ikke betegnes som en høyenergiulykke. Overlevelsesmuligheten ville vært stor dersom brann ikke hadde oppstått etter kort tid. Et krasjbeskyttet drivstoffsystem ville trolig ha forhindret at dette ble en ulykke der alle seks personene om bord omkom.

Som følge av undersøkelsen fremmer Havarikommisjonen totalt 12 sikkerhetstilrådinger til EASA, Luftfartstilsynet og helikopteroperatøren Helitrans AS. Disse omhandler tiltak for å forhindre *servo transparency*, opplæring og sikkerhet ved rundflyging med passasjerer, overlevelsesaspekter inkludert krasjbeskyttet drivstoffsystem og bruk av hjelm, samt krav til lettveksregistratorer.

³ *Global Navigation Satellite System (GNSS)* er en samlebetegnelse for systemer som bestemmer posisjonen til et objekt på jorden ved hjelp av satellitter, slik som GPS.

⁴ «*Servo transparency*» er en situasjon hvor de aerodynamiske kreftene under manøvrering av helikopteret fører til overbelastning av de hydrauliske servoene.

Om undersøkelsen

Formål og metode

Hensikten med denne undersøkelsen har vært å klarlegge hva som førte til at LN-OFU, under den andre rundflygingen om ettermiddagen lørdag 31. august 2019, kolliderte med bakken i fjellområdet Skoddevarre og deretter tok fyr. Videre har Havarikommisjonen utredet hva som kan bidra til å øke sikkerheten og forhindre lignende ulykker og skadeomfang i fremtiden.

Ulykken og omstendighetene rundt denne er undersøkt og analysert i tråd med Havarikommisjonens sikkerhetsfaglige rammeverk og analyseprosess for systematiske undersøkelser (NSIA-metoden⁵).

Informasjonskilder og gjennomførte undersøkelser

Undersøkelsen av ulykken har vært krevende. Helikoptervraket med unntak av halebommen var fullstendig utbrent. Det har derfor ikke vært mulig å gjennomføre komplette tekniske undersøkelser. Det har heller ikke vært mulig å hente ut lagrede flygedata eller informasjon fra andre elektroniske enheter i helikoptervraket. Det var flere vitner som hadde observasjoner knyttet til flygingen, men ingen av vitnene hadde sett at helikopteret havarete.

Havarikommisjonen har gjennomført en rekke undersøkelser av helikopterets komponenter og systemer, inkludert flere bruddskade- og metallurgiske undersøkelser. Informasjon om helikopterets posisjon, høyde og hastighet er innhentet fra Flightradar24 og helikopterselskapets CelloTrack 3Y-registreringer. Lagrede bilder og videoer sendt med mobilappen Snapchat har også blitt samlet inn og analysert. Havarikommisjonen vet også om en Snapchat-video fra ulykken som det ikke har vært mulig å få tilgang til.

Havarikommisjonen har gjennomført intervju med lastemannen som var med på å planlegge og gjennomføre rundflygingene og passasjerene som deltok på den første rundflygingen ulykkesdagen. Havarikommisjonen har fått tilgang til vitneavhør fra politiet, og har gjennomført egne intervjuer med fire av disse vitnene.

Havarikommisjonen har gjennomgått helikopterets vedlikeholdshistorikk, forberedelsene til flygingene og gjennomføringen av flygingene på ulykkesdagen. Produsentens og operatørens opplærings- og utsjekksprogram for helikoptertypen, samt helikopteroperatørens og bransjens retningslinjer for rundflyging og trening av helikopterflygere har også blitt undersøkt.

Undersøkelsen har også klarlagt ulykkens overlevelsesaspekter og faktorer som kunne redusert konsekvensene av ulykken.

Undersøkelsesrapporten

Rapportens første del, Faktiske opplysninger, beskriver hendelsesforløpet, tilhørende data og informasjon som er innhentet i forbindelse med ulykken, samt beskrivelse av Havarikommisjonens gjennomførte undersøkelser og tilhørende funn.

Andre del av rapporten, Analyse, omhandler Havarikommisjonens vurderinger av hendelsesforløpet og medvirkende faktorer basert på faktiske opplysninger og gjennomførte undersøkelser. Omstendigheter og faktorer som er funnet å være mindre relevant for å forklare og forstå ulykken drøftes ikke i dybden.

Rapporten avsluttes med Havarikommisjonens konklusjoner og sikkerhetstilrådinger.

⁵ NSIA – Norwegian Safety Investigation Authority. Se <https://havarikommisjonen.no/Om-oss/Metodikk>

1. Faktiske opplysninger

1.1 Hendelsesforløp.....	9
1.2 Personskader.....	16
1.3 Skader på luftfartøy.....	16
1.4 Andre skader.....	16
1.5 Personellinformasjon.....	16
1.6 Luftfartøy.....	17
1.7 Været.....	35
1.8 Navigasjonshjelpemidler.....	37
1.9 Samband.....	37
1.10 Flyplasser og hjelpemidler.....	37
1.11 Flyregistratorer.....	37
1.12 Havaristedet og helikoptervraket.....	41
1.13 Medisinske og patologiske forhold.....	51
1.14 Brann.....	52
1.15 Overlevelsesaspekter.....	52
1.16 Spesielle undersøkelser.....	53
1.17 Organisasjon og ledelse.....	77
1.18 Andre opplysninger.....	79
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder.....	81

1. Faktiske opplysninger

1.1 Hendelsesforløp

1.1.1 INNLEDNING

Helikopteroperatøren Helitrans AS, med base på Alta Lufthavn, hadde hvert år siden 2012 fløyet rundflyginger for deltakere på festivalen Høstsprell på Kvenvikmoen i Alta.

Lørdag 31. august, i forbindelse med Høstsprell 2019, var det avtalt at et Airbus Helicopter AS 350 B3 skulle ankomme festivalområdet kl. 1500, og være tilgjengelig for rundflyging frem til kl. 1800. Festivaldeltakerne fikk tilbud om å bli med på rundflyging i lokalområdet ut fra Kvenvikmoen mot betaling.

Det var sol, 16 °C, spredt skydekke og tilnærmet vindstille i området denne ettermiddagen.

1.1.2 PLANLEGGING OG FORBEREDELSE

To personer fra Helitrans AS planla gjennomføringen av rundflygingene på festivalen. Den ene hadde rollen som fartøysjef og den andre som lastemann. Begge hadde rettigheter som helikopterflygere og var ansatt hos helikopteroperatøren. Om morgenen samme dag hadde lastemannen startet med å fly med underhengende last for en annen kunde. Denne flygingen ble utført med et annet av operatørens AS 350 helikoptre, LN-OFE. Lastemannen hadde lengst erfaring som flyger hos operatøren og fløy hele dette oppdraget alene. Mens flygingen med underhengende last pågikk, hadde fartøysjefen to timer og førtifem minutter hvile for å være uthvilt til rundflygingen samme ettermiddag.

LN-OFU ble klargjort ved at lastemannen tømte helikopteret for lasteutstyr, og flygekontrollene på venstre side ble utmontert⁶. Lastemannen har forklart at fartøysjefen laget operativ flygeplan, utførte masse- og balanseutregning, fylte ut teknisk logg, gjorde «Pre Flight Inspection» og fylte 404 liter drivstoff.

1.1.3 FLYGINGEN FRA ALTA TIL FESTIVALOMRÅDET

Første flyging var transportetappen *ferry flight* (se figur 2) fra Alta lufthavn til Kvenvikmoen festivalområde. Fartøysjefen fløy mens lastemannen satt i passasjerstet. LN-OFU tok av fra Alta lufthavn (ENAT) kl. 1605 og landet på Kvenvikmoen sju min senere. Lastemannen har opplyst til SHK at alt var normalt med helikopteret under flygingen til Kvenvikmoen.

1.1.4 FØRSTE RUNDFLYGING

Etter at helikopteret ankom festivalområdet, ble motoren stoppet og passasjerlisten for første rundflyging satt opp. Lastemannen organiserte passasjerene og kontrollerte om noen var uegnet som passasjerer, før han til sist kontrollerte at alle var forsvarlig sikret i helikopteret.

Den første rundflygingen foregikk med fem passasjerer. Flere av disse hadde ikke tidligere vært med i et helikopter. En passasjer satt foran i venstre sete i cockpit ved siden av fartøysjefen. De fire øvrige satt bak i kabinen.

⁶ Lastemannen hadde opplæring og selskapegodkjenning til å gjøre dette. Det ble ikke signert for dette arbeidet i helikopterets tekniske loggbok.

På generelt spørsmål fra Havarikommisjonen har passasjerene opplyst at de ikke fikk noen spesifikk sikkerhetsinformasjon før flygingen. Ifølge deres forklaring spurte fartøysjefen om det var en spesiell rute de ønsket å fly. Han fortalte at han ville fly pent. Passasjerene tok på seg hver sine hodetelefoner med mikrofon.

Helikopteret tok av kl. 1640. Flyruten ble innledningsvis utført mot Alta by, deretter en stor høyresving øst for Øvre Alta og videre mot fjellpartiet Skoddevarre (se figur 2, *flight 1*). En passasjer har forklart at fartøysjefen under turen fortalte at han ville fly nærmere bakken for å øke fartsfølelsen.

En av passasjerene har anslått at laveste høyde over terrenget i nærheten av det som senere ble havaristedet var i overkant av 50 meter. Passasjerene har imidlertid opplyst at de følte seg trygge og opplevde hverken dramatisk eller ubehag. De sendte både bilder og video til bekjente under flygingen.

Etter første rundflyging landet helikopteret på Kvenvikmoen kl. 1650. Passasjerene for rundflyging nummer to var ikke helt klare for å komme om bord i helikopteret og fartøysjefen stoppet derfor motoren.

1.1.5 ULYKKESTUREN

Da passasjerene var klare, og lastemannen hadde forsikret seg om at samtlige var skikket til å delta på flygingen, tok de plass i helikopteret og tok på seg hodetelefoner. På samme måte som under den første rundflygingen satt en av passasjerene foran mens de fire øvrige satt bak. Lastemannen kontrollerte at alle var forsvarlig sikret.

Fartøysjefen startet opp og tok av kl. 1659. Lastemannen har opplyst at planen var å fly litt kortere enn første tur, det vil si mindre enn 10 min flytid.

GPS-data fra helikopteroperatørens eget sporingssystem CelloTrack 3Y og data innhentet fra Flightradar24 viser at ulykkesturen i stor grad fulgte samme trasé som første tur med passasjerer. Etter avgang fra Kvenvikmoen fløy helikopteret langs land på østsiden av Kvenvika i retning Alta lufthavn før det dreide mot høyre mot Elvestrand, og fløy sørvestover mot fjellpartiet Skoddevarre og festivalområdet (se figur 2).



Figur 2: Illustrasjonen viser deler av transportetappen fra Alta lufthavn til festivalområdet, første flyging (flight 1) og ulykkesturen (flight 2) med passasjerer, samt havaristedet og posisjonene til åtte vitner. Det mangler data nærme festivalområdet siden det ligger utenfor ADS-B dekning. Kilde: Google Maps og Flightradar24. Illustrasjon: SHK

Vel tre minutter etter avgang fra festivalområdet sendte en av passasjerene på ulykkesturen et Snapchat-bilde til en bekjent (se figur 3). Bildet ble tatt fra seteraden bak i kabinen og fremover mot instrumentpanelet og frontvinduene, og viser en nedstigning i området over Hjemmeluftbukta.

Tidspunktet da bildet ble tatt er beregnet til mellom kl. 17:02:05 og kl. 17:02:15. Bildet viser at helikopteret i dette øyeblikket hadde en indikert hastighet på ca. 90 kt og en drivstoffmengde på over 80 %. Bildet viser også en roll (rotasjon om lengdeaksen) på ca. 10° mot venstre og at nesens (pitch) på helikopteret pekte ca. 30° nedover, at First Limit Indicator (FLI)⁷ viste mellom 77 % og 79 %, og at bleed valve⁸ var åpen (se figur 3).

⁷ First Limit Indicator (FLI) overvåker de tre sentrale parameterne som begrenser motorens kraftuttak og viser verdien til den av parameterne som først når sin øvre grense dersom kraftuttaket på hovedrotoren øker.

⁸ Bleed valve er en ventil som slipper ut overskuddsluft fra motorens kompressorer for å stabilisere luftstrømmen.



Figur 3: Nedstigningen over Hjemmeluftbukta. Foto: Passasjer ombord/SHK

Informasjon fra Flightradar24 viser at nedstigningen startet i 1 525 ft⁹ og varte i 12 sekunder. Bakkehastigheten økte fra 70 til 110 kt, den største gjennomsynkningen var på 2 432 ft/min¹⁰, og helikopteret flatet ut i 1 250 ft etter en samlet nedstigning på 275 ft (se figur 4).

⁹ Høydemåleren i helikopteret ble funnet stilt inn med en QNH på 1002, og dette vil gi en indikert høyde som er 150 ft lavere enn den reelle trykkehøyden, se vedlegg B.

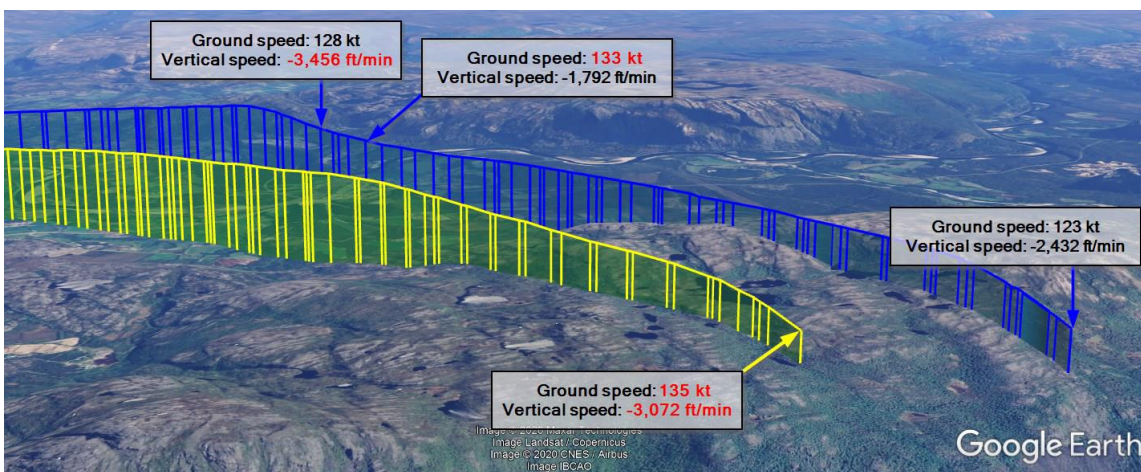
¹⁰ Gjennomsynkning er en negativ vertikal hastighet, og stigning er en positiv vertikal hastighet.



Figur 4: Vertikalprofilen av flygebanen og tidspunktet da bildet over Hjemmeluftbukta ble tatt. Den nederste grafen viser helikopterets høyde over terrenget. Illustrasjon: Flightradar24/BEA/SHK

Begge rundflygingene hadde avgrensede perioder med store variasjoner i høyde og hastigheter. Det var to slike perioder under ulykkesturen og tre under den første rundflygingen.

De første og de siste periodene med større variasjoner ble utført i de samme geografiske områdene under begge turene. Bildet fra ulykkesturen i figur 3 er fra slutten av den første perioden. Det var også tilsvarende variasjoner under begge flygingene i nærheten av det som ble ulykkesstedet, se figur 5.



Figur 5: Sammenligning av siste del av første rundflyging og siste del av ulykkesturen. Første rundflyging er illustrert i blått, og ulykkesturen i gult. Verdiene markert i rødt er de høyeste verdiene. Kilde: Google Earth/BEA/SHK

Flightradar24 viser at helikopteret hadde en økende gjennomsynkning og at denne var 1 728 ft/min da helikopteret hadde 400 m horisontal distanse fra ulykkesstedet. På dette tidspunktet hadde helikopteret en høyde på 485 ft over bakken. Gjennomsynkningen økte mot slutten og siste registrerte gjennomsynkning var 3 072 ft/min. Samtidig dreide helikopterets kurs noe mot høyre fra 247 grader til 251 grader og bakkehastigheten økte fra 125 kt til 135 kt.

Lastemannen har forklart til Havarikommisjonen at en person kom bort til han om lag fem min etter at helikopteret hadde tatt av. Personen var bekymret og spurte om han hadde hørt at det smalt,

noe han avkrefte. Vedkommende ba da lastemannen om å bli med for å se at det kom røyk fra et sted oppe i åsen. Lastemannen har fortalt at han så flammer og svart tykk røyk litt sør for Skoddevarre i retning nord av Eidby på fjellsiden ned mot Kvenvik. Denne personen og lastemannen er angitt som henholdsvis vitne 2 og 3 på figur 2.

På dette tidspunktet trodde ikke lastemannen at dette kunne knyttes til helikopteret, men holdt seg i området fordi han ønsket å observere. Da han ikke kunne høre helikopteret, tok han etter noen minutter kontakt med Helitrans sitt trafikkcenter, politiet, HRS og lufttrafikkjentesten på Alta lufthavn. Trafikkcenteret, som holdt oversikt over hvor operatørens helikoptre befant seg til enhver tid, så at registreringen av LN-OFU hadde opphørt kl. 1708.

Det ble da umiddelbart iverksatt en redningsaksjon (se kapittel 1.15). Kort tid etter at LN-OFU ble meldt savnet oppdaget mannskapet i et Bell 205-helikopter fra Heli-Team AS at helikopteret var havarett og stod i brann.

1.1.6 VITNENE

1.1.6.1 Innledning

Flere vitner hadde hørt og sett helikopteret mens det fløy, men ingen av vitnene hadde sett at helikopteret havarete. Havarikommisjonen har fått tilgang til vitneavhør fra politiet og Havarikommisjonen har gjennomført egne intervjuer med fire av disse. Disse er vitne 1, 3, 5 og 8.

Vitnene befant seg på forskjellige steder, og deres plassering vises på Figur 2. Vitne 2 og 3 er omtalt i punkt 1.1.5. Vitnebeskrivelsene til de øvrige vitnene omtales nærmere nedenfor.

Til vanlig var det stor helikopteraktivitet i Alta-området. Vitnene har forklart at de derfor vanligvis ikke så opp i luften når de hørte et helikopter. Noen har imidlertid opplyst at de denne gangen hørte noe de oppfattet som uvanlig lyd fra helikopteret og så opp. Andre av vitnene har opplyst at de hørte uvanlige variasjoner i helikopterets lydbilde.

Forskning har vist at vitneutsagn er en av de svakeste kildene til faktainformasjon. Den menneskelige hukommelsen er langt fra perfekt, og er formet av hver enkelt sin subjektive oppfatning av situasjonen. Vitneutsagn er fortsatt en viktig kilde til informasjon, spesielt hvis det finnes annen informasjon som støtter oppunder utsagnet.

1.1.6.2 Vitne 1

På ulykkestidspunktet var vitne 1 ute på joggetur på en grusvei mellom Kvenvannet og Sennavannet ca. 1,5 km sørvest for havaristedet. Vitnet hørte først lyden av et helikopter, men etter hvert ble lyden borte. Ca. kl. 1700, like etter at vitnet hadde svingt til høyre inn på veien mot Kvenvikmoen, kom lyden av et helikopter tilbake. Vitnet har opplyst til Havarikommisjonen at vitnet ikke kunne se helikopteret. Vitnet beskrev lyden som om helikopteret skulle inn for landing, eller stod stille i luften, og med økende rotorturtall som ifølge vitnet hadde en varighet på inntil 5 sekunder. Da vitnet like etter hørte en kortvarig metallisk skrapelyd etterfulgt av et smell, snudde vitnet og løp noen få hundre meter tilbake. Vitnet oppdaget da flammer og røyk i fjellsiden i retning Skoddevarre.

1.1.6.3 Vitne 4

Vitne 4 gjorde sine observasjoner fra utenfor huset sitt, drøyt 5 km fra ulykkesstedet. Vitnet har opplyst at det regelmessig fløy helikoptre fra Alta lufthavn over huset. Dette helikopteret hadde en helt annen lyd enn hva vitnet var vant til. Vitnet opplyste også at helikopteret fløy lavere og saktere enn på første runde, og hørtes ut som et helikopter med bare to rotorblader og ikke en AS 350. Vitnet var godt kjent med lydene fra de forskjellige helikoptertypene som ofte fløy i området. Vitnet

understreket at den uvanlige lyden ikke kom verken fra et Robinson-helikopter eller det røde Bell-helikopteret fra Heli-Team AS som kom til havaristedet like etter ulykken.

1.1.6.4 Vitne 5

Vitne 5 befant seg nær 10 km fra ulykkesstedet. Han var i en båt like øst for Alta lufthavn på fisketur. Vitnet var ansatt på lufthavnen, og var godt vant til lyden fra Helitrans sine helikoptre. Vitnet så et helikopter, og reagerte på den uvante lyden som vitnet beskrev som hard og metallisk. Vitnet undret seg over dette, fordi dette var en helikoptertype vitnet hørte daglig og som normalt hadde et veldig mykt lydbilde når det fløy. Helikopteret forsvant kort tid etter bak Komsatoppen, men lyden var der fremdeles. Lydbildet gikk så over i det vitnet beskrev som ujevne motorlyder, før vitnet hørte et «bomp» som om noe tungt ble sluppet i bakken.

1.1.6.5 Vitne 6

Vitne 6 satt like før kl. 1700 på terrassen utenfor Øytun folkehøyskole sammen med en bekjent. Terrassen lå 4 km fra ulykkesstedet og vendte mot fjellet Skoddevarre. Vitnet så et helikopter komme flygende, og vitnet tenkte at det fløy litt lavere og fulgte en litt annen rute enn helikoptrene vanligvis gjorde i området. Vitnet så at helikopteret forsvant over Gorsovannet. 30 til 60 sekunder etter at helikopteret forsvant tror vitnet at han hørte en kortvarig «iiii»-lyd, eller høyfrekvent motorlyd som han senere koblet til helikopteret. Den bekjente reagerte ikke på lyden, og det var ikke noe samtaleemne mellom dem.

1.1.6.6 Vitne 7

Vitne 7 satt ute på terrassen sin, 6 km fra ulykkesstedet, kl. 1700 denne ettermiddagen. Vitnet hadde ikke observert ulykkeshelikopteret. Vitnet pleide heller ikke å se etter helikoptrene siden det var så mange av dem i området. Vitnet hadde tidligere jobbet på Bell 212 på Svalbard. Da vitnet satt på terrassen hørtes en ekstremt kraftig rotorlyd, og vitnet husket å ha tenkt: «det helikopteret løfter noe altfor tungt og måtte droppe lasten». Vitnet beskrev lyden som et brøl som varte i ca. tre til fem sekunder. Vitnet har opplyst at lyden antakelig ikke kom fra Bell-helikopteret som kom til havaristedet like etter ulykken. Etter noen minutter observerte vitnet at det steg tykk sort røyk opp fra Skoddevarre området.

1.1.6.7 Vitne 8

Vitne 8 befant seg på ulykkestidspunktet ved hull seks på Alta golfbane ved Kvenvik festivalområde da vitnet første gang ble oppmerksom på helikopteret. Avstanden mellom vitnets posisjon og havaristedet var ca. 2 km og vitnets posisjon var ca. 300 meter lavere enn ulykkesstedet. Vitnet gav en forklaring til politiet kort tid etter ulykken. I forklaringen ble det sagt at vitnet så helikopteret omtrent 1 minutt før ulykken. Vitnet fortsatte deretter å spille golf, før helikopteret fikk fornyet oppmerksomhet da vitnet hørte at det traff bakken.

I en ny forklaring til Havarikommisjonen to år etter ulykken har vitnet gitt mer detaljer om tiden umiddelbart før helikopteret havarerte, samt også om uvanlige lyder fra da helikopteret havarerte. Vitnet har forklart å ha sett helikopterets venstre side skrått bakfra og at helikopterets nese pekte noe nedover like før det havarerte. Fra vitnets posisjon så det et øyeblikk ut som helikopteret hadde liten eller ingen horisontal hastighet, og vitnet mente at helikopteret ikke styrtet brått ned. Vitnet beskrev lydene som når rotorblader treffer vegetasjon eller trær, men var usikker på dette. Vitnet observerte etter dette svart røyk og flammer som stakk opp fra havaristedet. Etter hvert hørte vitnet fire eller fem smell, som fra små eksplosjoner. Ifølge forklaringen så ikke vitnet selve forløpet til havariet.

1.2 Personskader

De omkomne passasjerene var i alderen 19–22 år.

Tabell 2: Personskader

Skader	Besetning	Passasjerer	Totalt
Omkommet	1	5	6
Alvorlig			
Lett/ingen			

1.3 Skader på luftfartøy

Helikopteret ble totalskadet (se kapittel 1.12.2).

1.4 Andre skader

Det oppstod brannskader i terrenget rundt havaristedet i et område på ca. 50 kvadratmeter.

1.5 Personellinformasjon

Fartøysjefen var en mann på 27 år. Han fikk utstedt svensk trafikkflygersertifikat for helikopter CPL(H) 15. desember 2016. Tabell 3 viser fartøysjefens flytid på alle helikoptertyper og på Airbus Helicopters AS 350 B3.

Tabell 3: Flygetid fartøysjef

Flygetid	Alle helikoptertyper	Airbus Helicopters AS 350 B3
Siste 24 timer	1	1
Siste 3 dager	2	2
Siste 30 dager	16	13
Siste 90 dager	42	15
Totalt	256	17

Fartøysjefen ble først ansatt hos Helitrans AS som flyger på sesongkontrakt 9. mai 2017 og hadde da typeutsjekk og erfaring på Robinson Helicopter Company R22, R44 og Airbus Helicopters EC 120B. Hos Helitrans AS fløy han på to ulike sesongkontrakter i 2018. Det var først en kortvarig kontrakt på fire dager i januar, og deretter en kontrakt av lengre varighet i tidsrommet 13. mars til 30. oktober.

Teknisk kurs og typeutsjekk på helikoptertypen AS 350 B3 ble gjennomført hos Airbus Helicopters i Marignane, Frankrike, i tidsrommet 15. til 25. mai 2018. Opplæringen omfattet teorikurs og flygetrening, samt eksamen i både teori og avsluttende oppflyging på den aktuelle helikoptertypen etter endt kurs. Kravet for å bestå teorieksamen er 75 %, og fartøysjefen fikk 96 % på sin besvarelse. Alle disiplinene under flygingen ble bestått. Treningen omfattet også demonstrasjon og familiarisering i fenomenet *servo transparency*, som er en kjent manøvreringsbegrensning for helikoptertypen. Fenomenet blir omtalt i mer detalj i kapittel 1.6.8. Full flight simulator ble ikke benyttet i opplæringen hvilket heller ikke var et krav (se kapittel 1.18.2).

Fartøysjefen var ansatt på sesongkontrakt hos Helitrans AS fra 1. april til 30. november 2019. På ulykkestidspunktet hadde han gyldig selskapsutsjekk for rundflyging med passasjerer, og han hadde fløyet totalt 50 timer med passasjerer fram til 31. august 2019. Alt dette var på EC 120 og AS 350.

Han hadde bestått følgende utsjekker hos operatøren Helitrans AS:

- Operativ ferdighetsprøve (Operator Proficiency Check – OPC) på helikoptertypen ble gjennomført 16. august 2018 med en instruktør fra Helitrans. *Servo transparency* var et teoretisk muntlig tema på denne OPC. Etter OPC ble fartøysjefen ilagt en begrensning hvor han frem til neste vurdering ikke kunne fly alene som pilot, *Line Flying Under Supervision* (LIFUS).
- OPC på helikoptertypen ble gjennomført 28. februar 2019 med en instruktør fra Helitrans. *Servo transparency* var et teoretisk muntlig tema på den operative ferdighetsprøven.
- Ferdighetsprøve (Proficiency Check – PC) på helikoptertypen ble gjennomført 8. april 2019 med en kontrollant fra Luftfartstilsynet. *Servo transparency* var ikke et tema på denne PC, og dette var heller ikke et krav.
- Utsjekk i rundflyging ble gjennomført 20. april 2019 med en instruktør fra Helitrans, samme person som var lastemann ved ulykken. *Servo transparency* var ikke et tema på denne utsjekken (se vedlegg D).
- OPC på helikoptertypen ble gjennomført 19. august 2019 med en instruktør fra Helitrans. *Servo transparency* var et teoretisk muntlig tema på den operative ferdighetsprøven (se vedlegg E).

Fartøysjefen hadde gyldig legeattest klasse 1 uten begrensninger. Det har ikke kommet frem opplysninger som peker i retning av at fartøysjefen hadde en svekket medisinsk tilstand, redusert årvåkenhet eller dømmekraft, eller andre helseproblemer på ulykkestidspunktet.

Helitrans har dokumentert at fartøysjefen hadde bestått alle nødvendige sjekker og eksamener frem til ulykkesdagen, og har opplyst at fartøysjefen fremdeles befant seg i en periode hvor han opparbeidet seg erfaring. Rundflyging med passasjerer ble av Helitrans sett på som en mindre komplisert oppgave, og dermed egnet for å opparbeide flytid på helikoptertypen.

I intervjuer med Havarikommisjonen har ledende personell hos operatøren beskrevet fartøysjefen som en grundig, strukturert, rolig og forsiktig person. Videre har de opplyst at det ikke var noe som tydet på at han utførte tjenesten på en utrygg måte. Flere kolleger har også uttrykt at de oppfattet han som en forsiktig person, og ikke en person som søkte risiko.

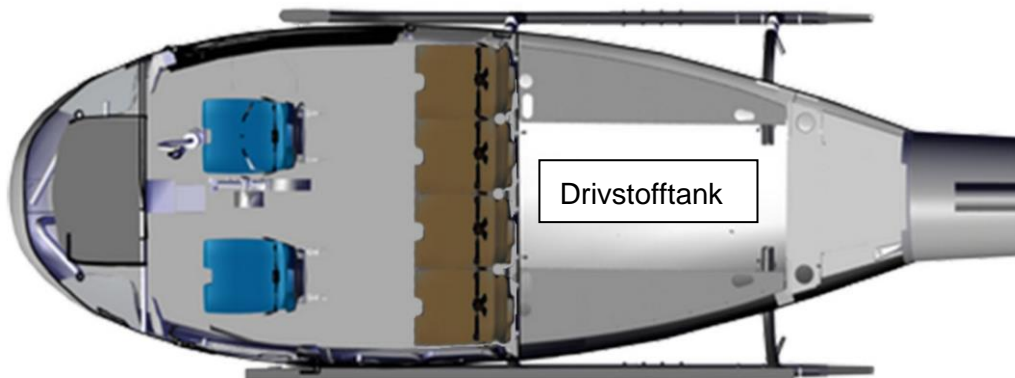
1.6 Luftfartøy

1.6.1 GENERELT

Airbus Helicopters AS 350 B3 er et lett enmotors helikopter med tre hovedrotorblader og konvensjonell halerotor. Hovedrotoren roterer med klokken sett ovenfra. Deler av helikopteret er bygget i komposittmaterialer, inkludert mesteparten av hovedrotoren.

S kroget har to dører på hver side. De foran er til cockpitseksjonen og de to bakre er til kabinen. LN-OFU hadde plass til seks personer, en i hvert sete foran i cockpit, og fire ved siden av hverandre bak i kabinen. Når flygekontrollene er montert på venstre side i cockpit kan helikopteret flys fra begge forseter. Minimum besetning er én flyger som sitter i fremre høyre sete.

LN-OFU var konfigurert som vist på figur 6. Fartøysjefen satt i høyre sete i cockpit. Det var ikke skille mellom kabinen og cockpiten, eller mellom passasjeren i cockpit og flygeren.



Figur 6: Seteplassering i helikopteret, og drivstofftankens plassering. Kilde: Airbus Helicopters/SHK

Setene foran er designet og bygd av komposittmateriale og med to støtabsorberende oppheng som strekkes ut når de utsettes for vertikale krefter, for eksempel ved harde landinger eller vertikalt sammenstøt med underlaget. Setene bak i kabinen er montert på en felles gjennomgående rørramme av stål under sitteputenes fremkant.

Understellet består av meier (skids) som er forbundet med to tverrgående bøyde rør (cross tubes). På de tverrgående rørene er det montert stigtrinn. Helikopterskroget er montert på de tverrgående rørene. LN-OFU hadde montert flyteelementer (floats) på hver av meiene.

LN-OFU var ifølge operatøren utrustet etter Helitrans sine spesifikasjoner for rundflyging. Dette omfattet blant annet avmontert lastekurv, fjerning av unødvendig last fra lasterommet og at flygekontroller på venstre side i cockpit var tatt bort.

1.6.2 DATA FOR LN-OFU

Fabrikant:	Airbus Helicopters Frankrike
Typebetegnelse:	AS 350 B3
Serienummer:	8721
Nasjonalitet og registrering:	Norsk, LN-OFU
Byggeår:	2019
ARC ¹¹ dato:	12. juni 2019
Total flytid / landinger:	Ca. 72,5 timer / 234 landinger
Flytid siden siste ettersyn:	Ca. 22 min siden 100-timers ettersyn
Motor:	En Safran Helicopter Engines Arriel 2D, Serienummer 53371
Drivstoff:	Jet A-1

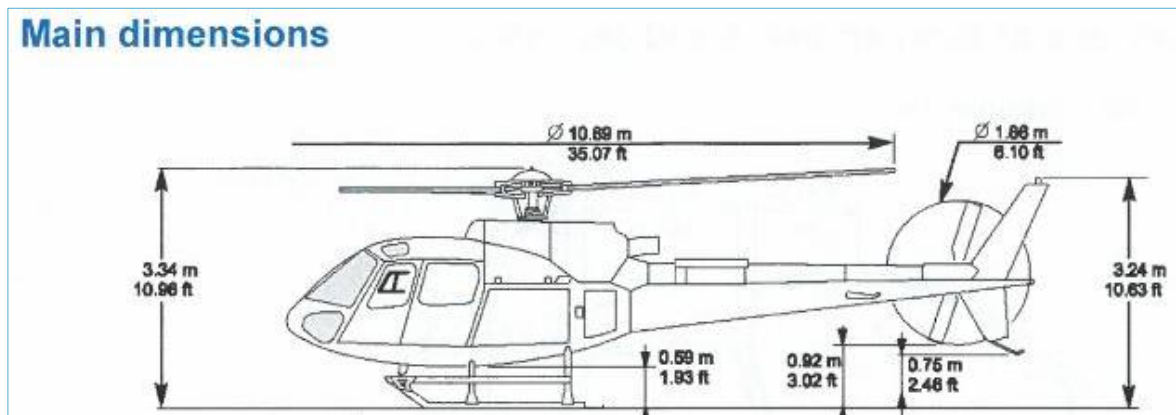
¹¹ «Airworthiness Review Certificate», bevis på kontinuerlig luftdyktighet utstedt av Luftfartstilsynet.

Tom-masse: 1 340 kg

Maksimum startmasse: 2 250 kg

Maksimal tillatt hastighet, VNE: 155 KIAS¹², 3 kt reduksjon for hver 1 000 ft over havnivå

Figur 7 og figur 8 viser AS 350 B3 og dimensjoner.



Figur 7: Dimensjoner for helikoptertypen AS 350 B3. Skisse: Airbus Helicopters



Figur 8: Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU. Foto: Helitrans AS

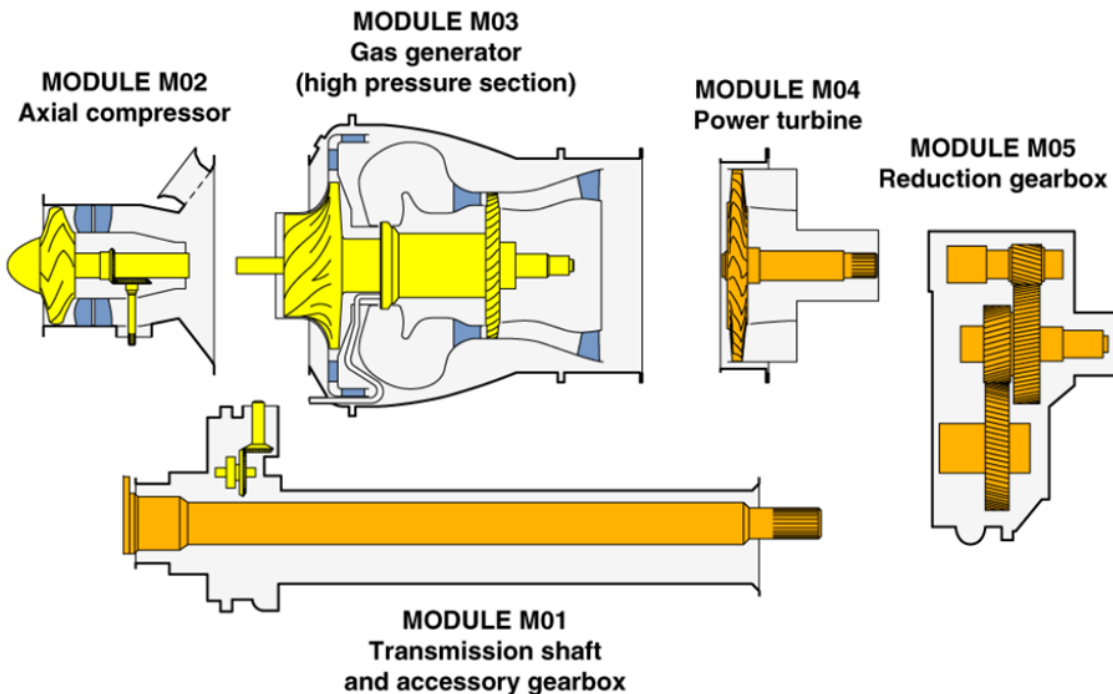
1.6.3 MOTOR

Helikopterets motor var av typen Safran Helicopter Engines (SHE) Arriel 2D. Arriel 2D er en gassturbinmotor med følgende fem hovedmoduler (se figur 9):

- Module M01, hul overføringsaksel fra reduksjons-girboks med frihjulskobling *sprag clutch*.

¹² «Knots Indicated Air Speed», den hastighet i kt som er indikert på luftfartøys instrumenter.

- Module M02, lavtrykks aksialkompressor.
- Module M03, høytrykks gassgenerator med kompressor, brennkammer og turbin.
- Module M04, kraftturbin (Power Turbine – PT).
- Module M05, reduksjons-girboks.



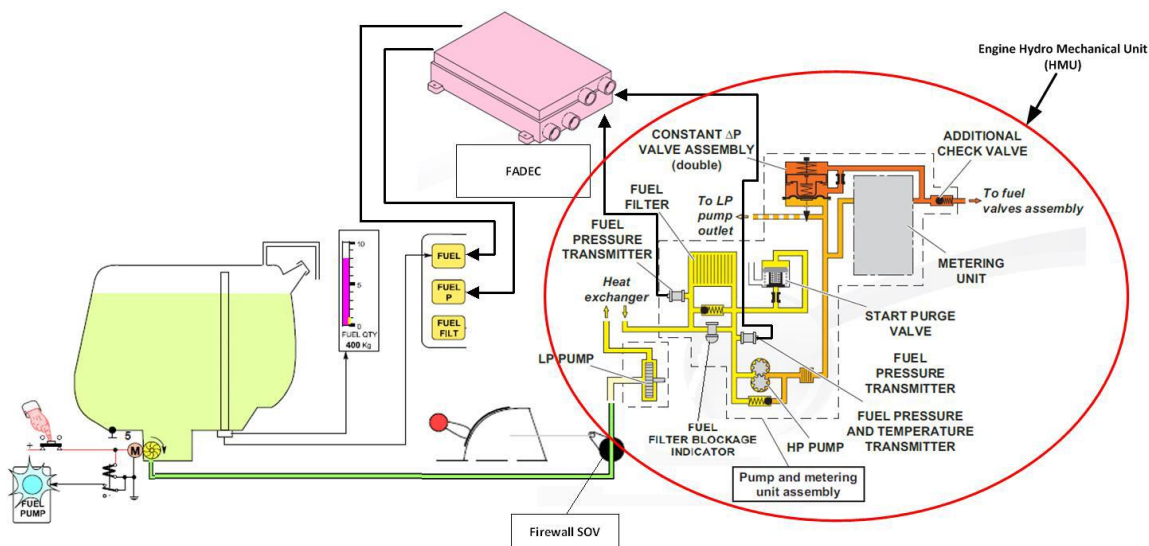
Figur 9: De fem hovedmodulene på SHE Arriel 2D. Illustrasjon: Safran Helicopter Engines/SHK

Selve motoren består av en gassgenerator og en kraftturbin. Gassgeneratoren har en høytrykksturbin som driver en kompressor. Gassgeneratoren leverer gass som driver kraftturbinen. Kraftturbinen er en friturbin som driver både hoved- og halerotor via reduksjons-girboksen og overføringsakselen. Det inngående drevet til reduksjons-girboksen er gjenget og skrudd fast på girboksens aksling. Etter montering får drevet og akslingen hvert sitt merke slik at disse står overrett (se figur 67). Dreiemomentet fra motoren virker i tildragende retning. Hvis aksel forbindelsen overbelastet, kan overrettmerkene forskyves i forhold til hverandre. Reduksjons-girboksen gir overføringsakselen et nominelt turtall på 6 000 omdreininger per min ved 100 %.

Motoren er regulert av en elektronisk motorstyringsenhet (Digital Engine Control Unit – DECU) av typen (Full Authority Digital Engine Control – FADEC) som blant annet overvåker og regulerer gassgeneratorens og kraftturbinens turtall. DECU regulerer motoren for å holde et konstant hovedrotorturtall nær 100 % under flyging, noe som tilsvarer 386 omdreininger per min.

Turtallsinformasjonen kommer fra tre sensorer benevnt N2A N2B og N2C (se figur 64). Signalet fra N2A-sensoren sendes direkte til cockpit, mens N2B og N2C er brukt av DECUen. DECUen bruker også dreiemomentsensoren (Torque Sensor) for å monitorere *overspeed* som er en ukontrollert økning av turtallet til kraftturbinen.

DECUen er redundant ved at den er utstyrt med to parallelle kanaler som overvåker hverandre. Innebygd automatikk skal sikre overføring av kontroll til en til enhver tid fungerende kanal. DECU regulerer drivstofftilførselen ved hjelp av den hydromekaniske drivstoffkontrollen (Hydro Mechanical Unit – HMU). En oversikt over sentrale komponenter i motorens drivstoffsystem er vist på figur 10. I denne figuren er DECU kalt FADEC.



Figur 10: Forenklet oversikt over sentrale komponenter i helikopterets drivstoffsystem. Illustrasjon: Airbus Helicopters/Safran Helicopter Engines/SHK

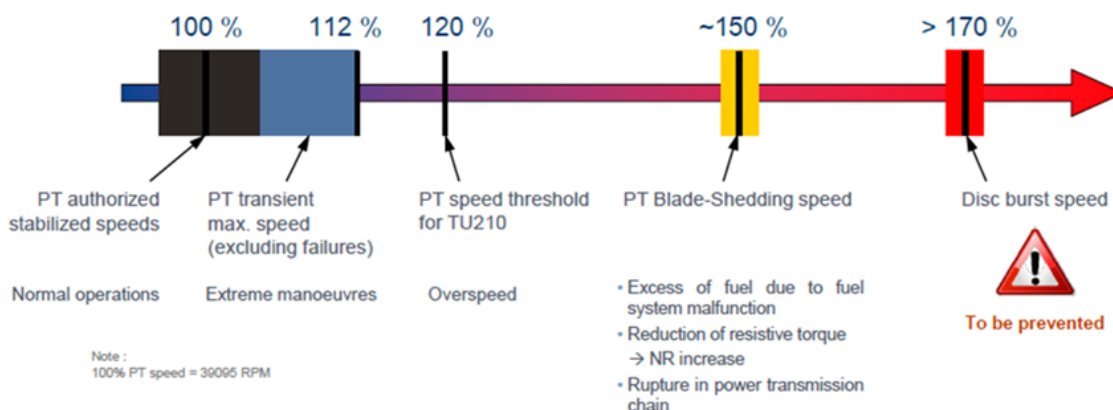
I tilfelle DECUen ikke lenger er i stand til å kontrollere drivstofftilførselen, finnes også et reservesystem (Engine Back-up Control Auxiliary Unit – EBCAU) som automatisk vil tre i kraft for å opprettholde rotorturtallet.

Motoren i LN-OFU var nesten ny, testet og godkjent 16. januar 2019 hos Safran Helicopter Engines i Bordes i Frankrike. Motorens loggbok viste at alle ytelsesverdiene var innenfor akseptkriteriene ved levering.

1.6.4 MOTORENS TURTALLSBEGRENSNINGER

Turtallet til motorens gassgenerator betegnes N1, og turtallet til kraftturbinen betegnes N2. En oversikt over vesentlige turtallsgrenser (sikkerhetsbarrierer) for N2 er vist i figur 11.

• Power Turbine Speed Range for Arriel 2D engine :



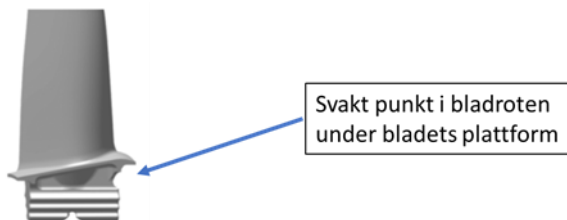
Figur 11: Turtallsgrenser for N2 på SHE Arriel 2D motoren. Illustrasjon: Safran Helicopter Engines

DECU vil regulere gassgeneratoren for å holde N2 nær 100 % og begrense N2 til maksimalt 112 %. Dersom N2 stiger ukontrollert (overspeed) kan teoretisk turbindisken eksplodere med mulige omfattende mekaniske skader som resultat. Dette kalles *Power Turbine Disc Burst* og vil ifølge Safran kunne opptre fra ca. 170 % N2.

Når motoren leverer kraft kan en ukontrollert turtallsøkning forekomme dersom den får for mye drivstoff som følge av en feil i reguleringssystemet. Det kan også skje hvis motoren mister motstanden ved at den mekaniske forbindelsen til rotorsystemet svikter. Eksempler på dette kan

være brudd i reduksjons-girboksen (Modul M05), overføringsakselen (Modul M01), akselen mellom kraftturbinen og reduksjons-girboksen eller brudd akselen mellom motoren og hovedgirboksen.

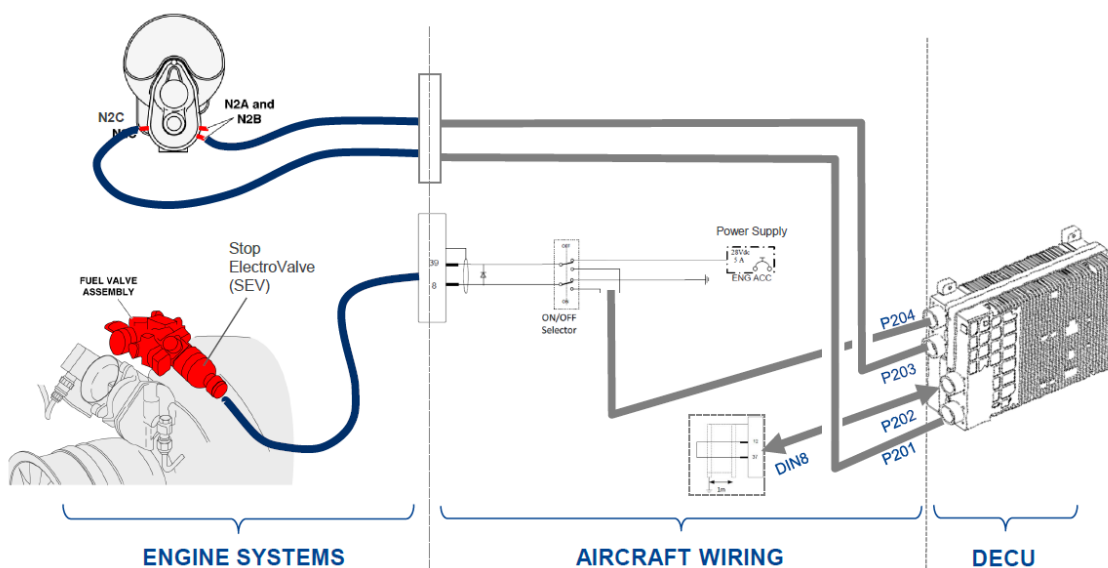
For å hindre en teoretisk *Power Turbine Disc Burst* er turbinbladene konstruert med et svakt punkt i bladroten (se figur 12). Dette er gjort for at bladene skal separere fra disken ved N2 over ca. 150 %, *Blade-Shedding speed*.



Figur 12: Pilen viser det svake punktet i bladroten på turbinbladet hvor det er konstruert til å ryke dersom turtallet overskrider 150 %. Illustrasjon: Safran Helicopter Engines

Blade shedding er en innebygd barriere mot *Power Turbine Disc Burst*, men separering av bladene er samtidig en kilde til ekstra varmeutvikling og mulig brann. Airbus Helicopters og Safran har derfor utviklet en modifikasjon (TU210). Hovedkomponenten i denne modifikasjonen er en elektrisk operert stengeventil (Stop Electro Valve – SEV) som skal stoppe drivstofftilførselen om turtallet på kraftturbinen når 120 %. SEV styres av DECU basert på turtallssignaler fra sensorene N2B og N2C, samt turtallssignaler fra dreiemomentsensoren i overføringsakselen (Module M05). Alle disse tre sensorene må samtidig registrere turtall på 120 % eller høyere for at SEV skal stenge for drivstoff og dermed stoppe motoren. Figur 13 viser detaljer i modifikasjonen TU210.

TU210 Schematic

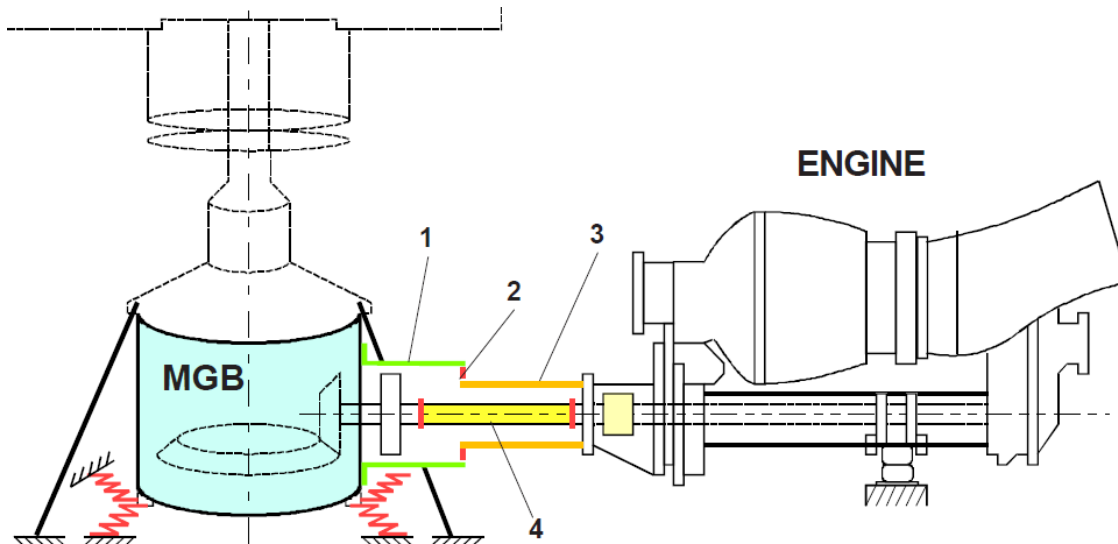


Figur 13: N2-sensorenes plassering på motoren, samt drivstoffventil (Fuel valve), SEV og «Digital Engine Control Unit» (DECU). Illustrasjon: Safran Helicopter Engines/SHK

1.6.5 DRIVLINJEN FRA OVERFØRINGSAKSEL TIL ROTORSYSTEM

Drivakselen til rotorsystemet går gjennom den hule overføringsakselen i Module M01. Mellom disse er det montert en enveis frihjulskobling som tillater overføring av kraft fra overføringsakselen (motoren) til rotorsystemet, men ikke motsatt. Hensikten er å koble kraftturbinen, reduksjons-girboksen og overføringsakselen fra resten av drivlinjen dersom akselen fra motoren roterer langsommere enn akselen til hovedgirboksen (se figur 66). Dette gjør at fartøysjefen kan etablere en autorotasjon eller kontrollert nedstigning uten motstand fra motoren.

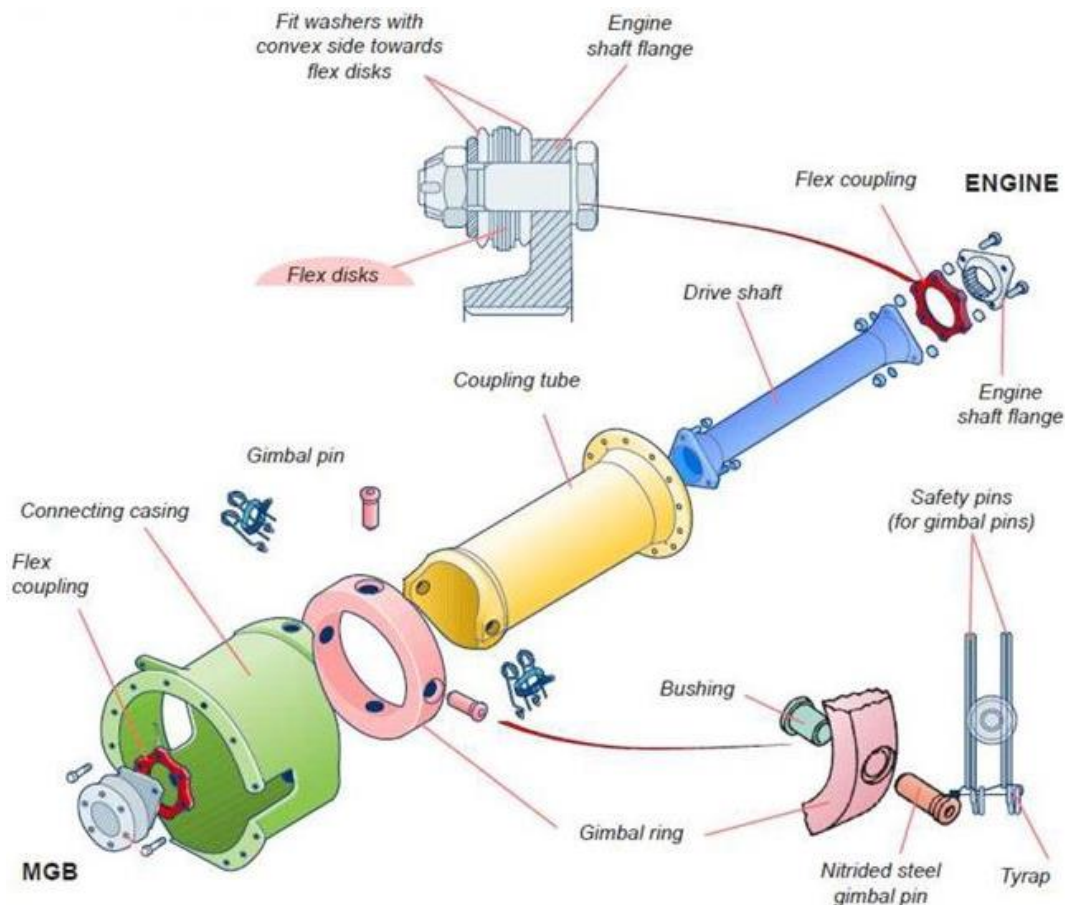
Drivlinjen fra overføringsakselen til hovedgirboksen (MGB) er illustrert i figur 14 og figur 15.



Figur 14: Forbindelsen mellom motor og hovedgirboks. Illustrasjon: Airbus Helicopters/SHK

Komponentene består av:

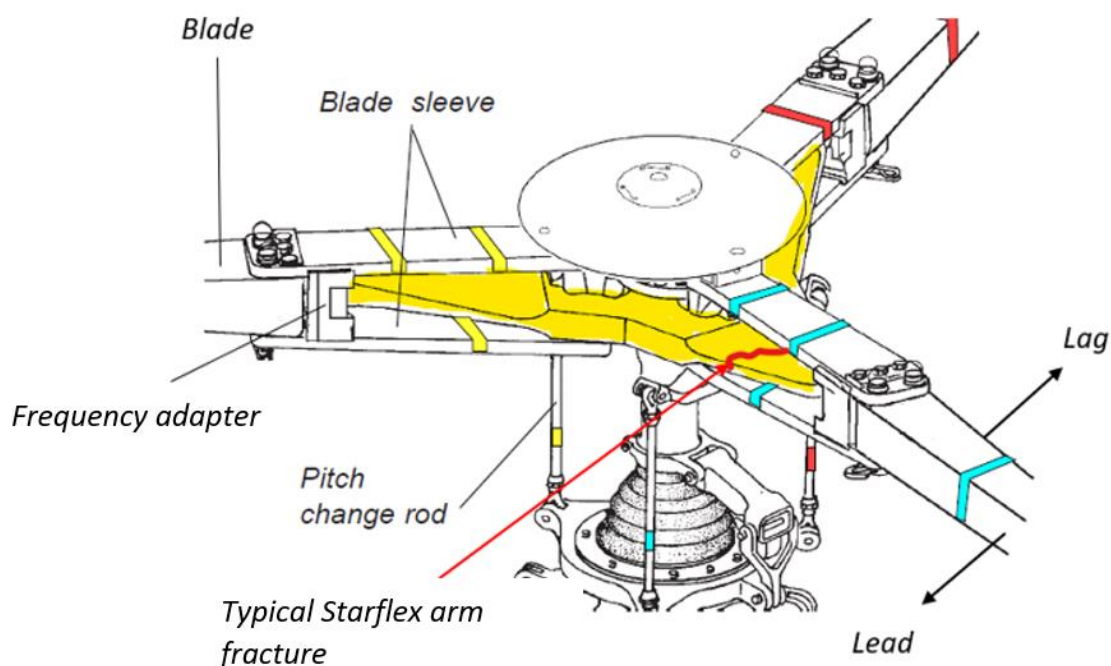
- Et hus (1 – *Connecting casing*) festet til hovedgirboksen og en kobling med flens (3 – *Coupling tube*) festet til motoren.
- En gimbalkobling (2 – *Gimbal ring*) som forbinder røret og den flensede koblingen.
- En drivaksel (4 – *Drive shaft*) som overfører motoreffekt til hovedgirboksen via et inngangsdrev.
- I begge ender av drivakselen (4 – *Drive shaft*) sitter fleksible koblinger (*Flex coupling*) markert med rødt.
- Hovedgirboksen er montert til helikopterskroget med opphengsstag *suspension bars*, og fjæring for å absorbere lavfrekvente svingninger under flyging.



Figur 15: Drivakslingen til hovedgirboks er farget i blått på illustrasjonen, og de fleksible koblingene i hver ende er farget røde. Illustrasjon: Airbus Helicopters

1.6.6 HOVEDROTORSYSTEM

Airbus Helicopters har gitt hovedrotorhodet betegnelsen *Starflex*. Rotorhodet er i hovedsak konstruert av komposittmaterialer. Hvert av rotorbladene er mekanisk festet til to skiver (sleeves). Mellom disse skivene er en *Starflex*-arm ført inn mellom et trustlager, og et frekvensadapter. De tre armene er en enhet og benevnes *Starflex hub*. Armene vil typisk få 45° brudd (fracture), som markert i figur 16, dersom et rotorblad plutselig bremses som når det treffer bakken, et tre eller annet fast objekt mens det roterer.



Figur 16: Starflex hub med Starflex-armene er markert med gul farge. Armene vil typisk få brudd (fracture) som markert i rødt. Bruddet kan også skrå andre veien. Illustrasjon: Airbus Helicopters/SHK.

1.6.7 FLYGEKONTROLLER OG TILHØRENDE HYDRAULIKKSYSTEM

Kontrollen for retning, *cyclic*, endrer hovedrotorbladenes angrepsvinkel, *pitch*, gjennom rotasjonen, og kontrollen for total stigning, *collective*, øker eller minsker angrepsvinkelen like mye i hele rotasjonsplanet (endring av *collective pitch*). Stabilitet og rotasjon rundt vertikalaksen styres av halerotoren.

Helikoptertypen er utstyrt med konvensjonelle flygekontroller, hvilket vil si at *cyclic* og *collective* er forbundet til hovedrotoren via stag og en *swashplate*. Pedalene i cockpit er forbundet til halerotorbladene via stag.

En *swashplate* er en enhet på rotormasten som overfører flygekontrollenes bevegelser til hovedrotorbladene, se figur 17. Platen har en ikke-roterende del som er koblet til flygekontrollene, og en del som roterer sammen med hovedrotoren og er utstyrt med et stag til hvert rotorblad. Flygekontrollene endrer platens vinkel og høyde, og den roterende delen med stagene endrer i sin tur angrepsvinklene til hovedrotorbladene.

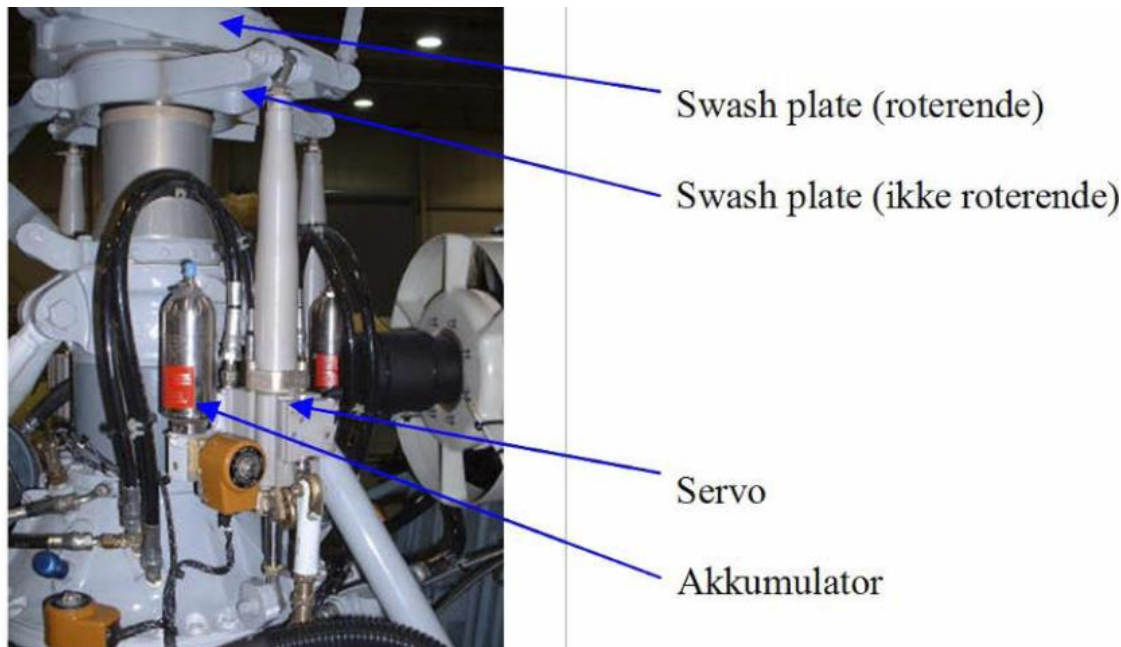
Når et helikopter flyr i en horisontal retning får hovedrotorbladene ulik resultanthastighet gjennom rotasjonen avhengig av om de går forover eller bakover i forhold til flyhastigheten. Endring i hastighet må kompenseres med endring i angrepsvinkel. Hovedrotoren på en AS 350 roterer med klokka (sett ovenfra). For å opprettholde likt løft på begge sider når helikopteret flyr fremover må bladene ha større vinkel når de passerer bakover på helikopterets høyre side enn når de passerer fremover på venstre side.

Når angrepsvinkelen til et rotorblad endres for å endre bladets løft, må kontrollsystemet overvinne aerodynamiske krefter på bladene. For å gjøre flygekontrollene lette å betjene, samt å hindre at de aerodynamiske kreftene overføres til flygekontrollene, er helikopteret utstyrt med hydrauliske servoer. Det er tre servoer for hovedrotoren, og en servo for halerotoren.

De tre servoene som styrer bladvinklene på hovedrotoren sitter mellom hovedgirboksen og *swashplate*. Servoene mottar styresignaler fra flygekontrollene via stagene, og overfører

bevegelsen videre til rotorbladene. På denne måten kreves det lite kraft fra flygeren for å regulere bladvinklene, og cyclic og collective på AS 350 er normalt meget lett å bevege.

En hydraulikkpumpe leverer et systemtrykk på 624 psi (43 bar) til servoene. Hver servo er utstyrt med en akkumulator som kan opprettholde trykk i en kort periode ved bortfall av trykk fra pumpen. Dette skal, i henhold til design, være tilstrekkelig for å kunne foreta en landing fra *hover*, eller etablere anbefalt hastighet for videre flyging.



Figur 17: Rotormasten med hydrauliske servoer, akkumulator og swashplate. Foto: SHK

Ved manglende hydraulisk trykk blir flygekontrollene tunge å betjene. Hvis systemtrykket kommer under 30 bar tennes et rødt HYD-lys i cockpit (master caution panel), og en varsellyd aktiveres i cockpit. Det er obligatorisk for AS 350-flygere å trene på å fly med bortfall av hydraulisk trykk.

1.6.8 SERVO TRANSPARENCY

1.6.8.1 Om fenomenet servo transparency

For at hovedrotorsystemet ikke skal overbelastes er den maksimale kraften som servoene kan levere satt til 193 daN¹³. Hvis det kreves mer kraft vil det overskytende kraftbehovet måtte tilføres manuelt av flygeren gjennom flygekontrollene. Det oppstår da en form for hydraulikkoverbelastning som kalles *servo transparency* eller *jack stall*.

Den samlede belastningen på hovedrotoren, og dermed sannsynligheten for *servo transparency*, øker under følgende forhold:

- Høy hastighet.
- Høy *collective pitch*.
- Høy masse.
- Høy g-belastning.

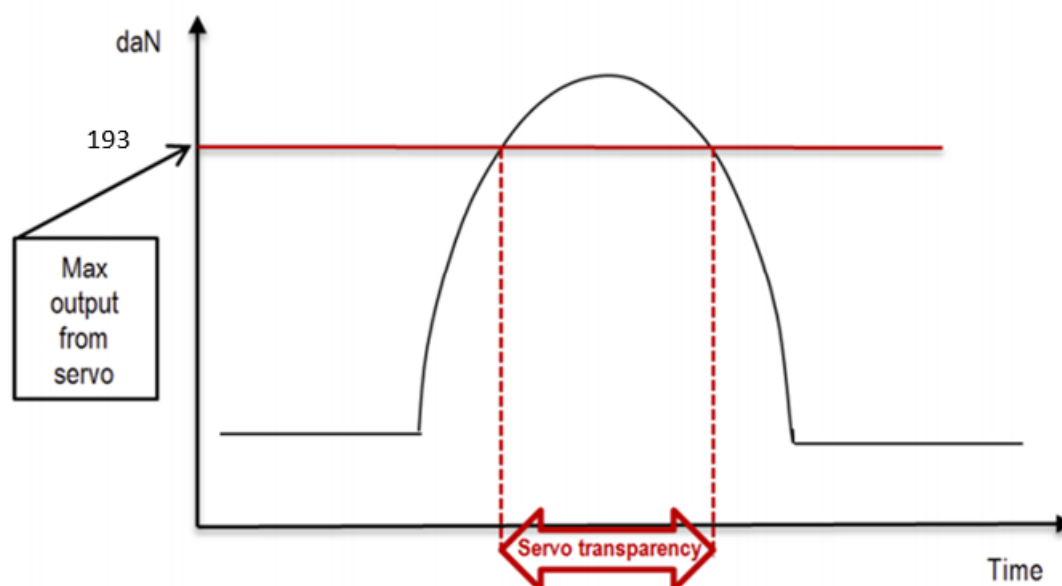
¹³ 1 daN kraft tilsvarer 1 kg masse som igjen er om lag 9,8 N

- Økende tetthetshøyde, dvs.:
 - Økende flygehøyde.
 - Økende temperatur.
 - Økende luftfuktighet.

Servo transparency kan oppstå ved kombinasjoner av forholdene nevnt over uten at grenseverdien for en enkel faktor er overskredet. Helikoptertypen har ikke en indikator som advarer flygeren om at helikopteret er i ferd med å komme inn i *servo transparency*. Det er heller ingen enkeltstående begrensning som en flyger må holde seg innenfor for å være sikker på å unngå fenomenet.

Belastningen på rotordisken og de hydrauliske servoene øker når helikopteret manøvreres. En faktor som vil redusere sannsynligheten for *servo transparency* er å senke *collective pitch* før den samlede belastning av rotordisken overskrides.

Flygehåndboken inneholder ikke noe diagram som refererer til begrensningene for *servo transparency* under rådende forhold. *Servo transparency* oppstår i samspillet mellom faktorene nevnt ovenfor. At kombinasjonen av faktorer har nådd begrensningene, blir først klart når *servo transparency* oppstår. Figur 18 viser dette skjematisk.



Figur 18: *Servo transparency*. Kraftbehovet overstiger servoenes kapasitet i perioden mellom de rødstiplede, loddrette linjene. Illustrasjon: SHK

Forholdene kan tilsi at de aerodynamiske kreftene for å stille riktig bladvinkel på et hovedrotorblad for eksempel utgjør 203 daN. Da vil flygeren måtte overvinne de overskytende kreftene manuelt. Flygeren vil kunne oppleve at stikkekraften øker med 10 daN. Dette kan komme overraskende på flygeren, og kan framstå som om flygekontrollene begynner å bevege seg på egenhånd, eller låser seg.

Ved *servo transparency* vil *cyclic* få utslag mot høyre og bakover, og *collective* vil bli presset nedover. Uten umiddelbar korrigerende fra flygeren vil dette medføre at helikopterets høyde og retning endres.

Figur 19 refererer til hvordan man kan unngå *servo transparency* og optre dersom fenomenet inntreffer. Dette er et utdrag fra Airbus Helicopters, EASA Approved Flight Manual AS 350 B3, Flight Envelope Limitations, section 2.3 (datert desember 2019).

6 MANEUVERING LIMITATIONS

- Continued operation in servo transparency (where load feedback is felt in the controls) is prohibited.

Maximum load factor is a combination of TAS, H₀ and gross weight. Avoid such combinations at high values associated with high collective.

Transparency may be reached during maneuvers, steep turns, hard pull-up or when maneuvering near VNE. Self-correcting, the phenomenon will induce an un-commanded right cyclic load and an associated collective down reaction. However, even if the transparency feedback loads are fully controllable, immediate action is required to relieve the feedback loads: reduce the severity of the maneuver, follow the aircraft's natural reaction, let the collective decrease naturally (avoid low pitch) and smoothly counteract the right cyclic motion.

Transparency will disappear as soon as excessive loads are relieved.

- In maximum power configuration, decrease collective slightly before initiating a turn, as for this maneuver the power requirement is increased.
- In hover, avoid rotation faster than 6 sec. per full rotation.

APPROVED

350 B3e

2.3

19-12

Page 4

Figur 19: Utdrag av AS 350 B3 Flight Manual «Maneuvering Limitations» i forbindelse med servo transparency som var gjeldende på ulykkestidspunktet. Kilde: Airbus Helicopters

I tillegg til informasjonen i flygehåndboken har Airbus Helicopters gitt ut flere skriv til sine kunder som omhandler *servo transparency*. Blant annet LS 1648-29-03 i 2003, SIN 3287-S-67 i 2018 og SIN 3093-S-001648 om å fly nær VNE som referer til LS 1648-29-03 i 2016.

1.6.8.2 Ulykker/hendelser med AS 350 og servo transparency

Servo transparency fremstår som en bidragende faktor i flere ulykker med AS 350. De fleste av disse ulykkene har medført dødsfall.

Tabell 4: Noen ulykker/hendelser med Airbus Helicopters AS 350 hvor *servo transparency* fremstår som en bidragende faktor.

Rapportnummer, myndighet	Hendelsesdato og sted	Registrering og kort beskrivelse
Rapport 94-022, Transport Accident Investigation Commission of New Zealand	11. oktober 1994, Needle Rock, 10 nautiske mil nordøst for Whitianga, New Zealand	ZK-HZP: fartøysjefen skulle fly en høyresving rundt en øy med en særegen klippeformasjon. Høyden var for lav til at fartøysjefen kunne gjenvinne kontrollen, og helikopteret havarerte i sjøen.
Rapport SL 2001/42, SHK, Norge	15. januar 2001, ved Hunderfossen, Oppland	LN-OAK: ved overgang fra horisontalflyging til en høyresving følte fartøysjefen at kontrollene «stivnet», og dette medførte at helikopteret gjorde 1,5–2 synkende svinger (i spiral) før fartøysjefen klarte å gjenvinne kontrollen.

Rapportnummer, myndighet	Hendelsesdato og sted	Registrering og kort beskrivelse
Rapport NTSB/AAB-04/02 (s. 33–35), National Transportation Safety Board, USA	10. august 2001, øst for Meadview, Arizona, USA	N169PA: fartøysjefens manøvrering i kombinasjon med stor tetthetshøyde medførte en stor gjennomsynkning. Høyden over terrenget var for lav til at fartøysjefen kunne gjenvinne kontrollen.
Rapport FTW02FA017, National Transportation Safety Board, USA	19. oktober 2001, nær Roswell, New Mexico, USA	N111DT: fartøysjefen startet en høyresving med gjennomsynkning i ca. 200 ft høyde og 115 til 120 kt hastighet. Fartøysjefen innså at svingen var for bratt, men opplevde at <i>cyclic</i> hadde låst seg. Selv ikke ved å bruke begge hender klarte fartøysjefen å rette opp helikopteret.
Rapport A07W0138, Transportation Safety Board of Canada	23. juli 2007, ca. 35 nautiske mil nordøst for Fort McMurray, Alberta, Canada	C-FHLF: fartøysjefen foretok en rask nedstigning fra 1 500 ft til rett over tretoppshøyde, og mistet kontrollen under forsøket på å flate ut. Helikopteret krenget over til høyre med nesen ned, traff terrenget, og rullet over på venstre side.
Rapport EW/2007/09/06, Air Accidents Investigation Branch, UK	15. september 2007, Lanark, Skottland	G-CBHL: fartøysjefen manøvrerte med høy hastighet i lav høyde, og startet sannsynligvis en sving. Det ble gjort funn som kunne tyde på at fartøysjefen var i ferd med å gjenvinne kontrollen, men ikke tilstrekkelig til å unngå havari.
Rapport SL 2012/13, SHK, Norge	4. juli 2011, Dalamot i Ullensvang, Hordaland	LN-OXC: denne ulykken omtales i mer detalj i kapittel 1.6.8.3
Rapport 2265, Swiss Transportation Safety Investigation Board	1. juli 2013, ved Kröntenhütte i Erstfeld, Sveits	HB-ZMO: fartøysjefen foretok en nedstigning som fulgte terrenget. Helikopteret hadde høy hastighet, lav høyde og økende sving mot høyre. Ifølge vitner vippet deretter helikopteret med nesen opp og krenget kraftig mot høyre før det havarerte.
Rapport WPR16FA040, National Transportation Safety Board, USA	15. desember 2015, nær Superior, Arizona, USA	N74317: etter å ha passert en fjellkam i 30 ft høyde begynte fartøysjefen en nedstigning i en svak høyresving mens bakkehastigheten økte til 148 kt. Han svingte noe mer mot høyre for å fly gjennom et sadelpass i terrenget. Helikopteret hevet deretter nesen og krenget kraftig mot høyre, og fartøysjefen klarte ikke å gjenvinne kontrollen.

Rapportnummer, myndighet	Hendelsesdato og sted	Registrering og kort beskrivelse
Rapport A16P0045, Transportation Safety Board of Canada	16. mars 2016, ca. 82 nautiske mil nordvest for Smithers, British Columbia, Canada	C-FBLW: fartøysjefen startet en nedstigning inn i en fjellkløft, og hastigheten økte raskt. Like etter krenget helikopteret hurtig til høyre, samtidig som nesene hevet seg, og havarerte i en bratt snødekket fjellside.
Rapport RA-07275, Interstate Aviation Committee, Russland	1. november 2016, Adler, Sotsji, Russland	RA-07275: helikopteret var på en kommersiell rundflyging da det havarerte rett ved et hus.

1.6.8.3 Ulykken med LN-OXC ved Dalamot i 2011

Ulykken med LN-OXC ved Dalamot i Ullensvang¹⁴ skjedde på andre flyging, etter at første flyging med fem passasjerer var gjennomført. Da helikopteret startet nedstigningen for innflyging mot en hyttetomt på fjellet, ble de fem første passasjerene vitner til at helikopteret gjorde en krapp sving mot høyre før det kom ut av kontroll, med anslagsvis 60–90° krenkning og stor gjennomsynkning.

Det var tegn til at flygeren var i ferd med å gjenvinne kontrollen, men i for lav høyde til at det lot seg gjennomføre. Det kunne se ut som helikopteret ble rettet opp, men det traff bakken i relativt stor hastighet og tok øyeblikkelig fyr. Alle fem om bord i helikopteret omkom i ulykken og helikopteret ble totalskadet.

Havarikommisjonen kunne ikke avdekke tekniske feil eller uregelmessigheter ved helikopteret som kunne ha påvirket hendelsesforløpet. De omfattende brannskadene gjorde at deler av helikopteret ikke var tilgjengelig for undersøkelser, men det kunne fastslås at motoren gikk og leverte kraft til rotorene da ulykken skjedde. Det var også mulig å verifisere at sentrale deler av flygekontrollene var intakte.

Havarikommisjonen fant det mest sannsynlig at ulykken skyldtes brå manøvrering i en sekvens som medførte *servo transparency*. Helikopteret kom ut av kontroll og det var ikke tilstrekkelig høyde til at fartøysjefen rakk å rette det opp og flate ut i tide.

Sikkerhetstilråding SL 2012/09T siteres fra Havarikommisjonens rapport:

Hvis Servo transparency oppstår i høyre sving, vil den ukontrollerte krenkningsøkningen og mulige hevingen av nesepartiet som oppstår kunne forårsake betydelig avvik fra planlagt flygebane. Hvis dette skjer i liten avstand fra terreng eller hindringer, kan det innebære stor risiko.

Statens havarikommisjon for transport (SHT) tilrår at EASA pålegger typesertifikat-innehaveren Eurocopter å utstede en advarsel om den særskilte faren forbundet med Servo transparency i høyre sving, fortrinnsvis i form av en permanent advarsel i flygemanualen for de berørte helikoptertypene.

¹⁴ <https://havarikommisjonen.no/Luftfart/Avgitte-rapporter/2012-13>

En lignende sikkerhetstilråding ble fremmet av Havarikommisjonen i Storbritannia (Air Accidents Investigation Branch – AAIB) etter ulykken med G-CBHL i Skottland i 2007¹⁵. I forbindelse med ulykken med C-FBLW i 2016¹⁶, skriver Havarikommisjonen i Canada at Airbus Helicopters ikke var enig i disse sikkerhetstilrådingene. Airbus Helicopters argumenterte for at flygehåndboken allerede er tilstrekkelig eksplisitt i beskrivelsen av fenomenet *servo transparency*. Følgelig iverksatte ikke Airbus Helicopters tiltak for å imøtekomme sikkerhetstilrådingene. EASA, som var mottakeren av sikkerhetstilrådingene, har heller ikke pålagt Airbus Helicopters å tydeliggjøre flygehåndboken.

Etter ulykken med RA-07275 i Russland i 2016 iverksatte imidlertid Airbus Helicopters prosessen med å endre flygehåndboken for å imøtekomme sikkerhetstilrådingene. Endringen ble godkjent av EASA i desember 2021, drøyt to år etter ulykken med LN-OFU.

1.6.9 MASSE OG BALANSE

Maksimal tillatt totalmasse for helikopteret var 2 250 kg. Maksimal drivstoffkapasitet var 540 liter, noe som tilsvarer 432 kg. Drivstoffmengden angis som mengde i kg og vis på en skala fra 0 til 10 på *Vehicle and Engine Multifunction Display* (VEMD).

Havarikommisjonen har fått tilsendt fartøysjefens masse- og balanseberegning fra helikopteroperatøren. Beregningen gjaldt fra tidspunktet for oppstart før første rundflyging på festivalen. Han brukte standard masse for fartøysjef og passasjerer, se tabell 5.

I henhold til fartøysjefens beregning hadde helikopteret en total masse på 2 241 kg før oppstart på første rundflyging. Helikopteroperatøren har oppgitt antatt drivstofforbruk på første rundflyging inkludert to oppstarter, på til sammen ca. 28 kg.

Etter ulykken har helikopteroperatøren opplyst at helikopteret hadde 90 % drivstoffmengde ved oppstart på Alta lufthavn, tilsvarende 389 kg. Videre at det på ulykkestidspunktet var 80 % drivstoffmengde noe som tilsvarer 345 kg. Dette samsvarer med Airbus Helicopters analyse av instrumentene på Snapchat-bildet tatt av en passasjer ca. tre minutter før ulykken fant sted (se kapittel 1.1.5).

Havarikommisjonen har mottatt reell vekt på de seks som var om bord på ulykkesturen. Videre har Havarikommisjonen benyttet 80 % drivstoff ved beregningen av helikopterets masse på ulykkestidspunktet, se tabell 5. Beregningen tyder på at den aktuelle totale massen på ulykkestidspunktet var nær helikoptertypens maksimale tillatte grense på 2 250 kg.

Havarikommisjonen har mottatt dokumentasjon fra Helitrans som viser at helikopteret var innenfor balansebegrensningene under hele flyturen.

¹⁵ AAIB (2009): [Eurocopter AS350B2 Squirrel, G-CBHL, 15 September 2007](#)

¹⁶ TSB (2018): [Aviation Investigation Report A16P0045](#)

Tabell 5: Fartøysjefens masseberegning basert på standardverdier, samt Havarikommisjonens masseberegning på ulykkestidspunktet basert på reell vekt til alle om bord og estimert drivstoffmengde. Havarikommisjonen har tatt utgangspunkt i at en liter drivstoff har en masse på 0,8 kg.

	Fartøysjefens masseberegning ved oppstart første rundflyging basert på standardvekker	Fartøysjefens masseberegning videreført til ulykkestidspunktet	SHKs masseberegning ved oppstart første rundflyging basert på standardvekker	SHKs masseberegning ved oppstart første rundflyging basert på reelle vektorer	SHKs masseberegning ved ulykkestidspunktet basert på reelle vektorer
Tom masse («Equipped Empty Weight»)	1 340 kg	1 340 kg	1 340 kg	1 340 kg	1 340 kg
Nødflyteutstyr («Emergency Pop-Out Floats»)	64 kg	64 kg	64 kg	64 kg	64 kg
Fartøysjef	85 kg	85 kg	85 kg	88 kg	88 kg
5 passasjerer	450 kg (standardvekt 90 kg)	450 kg (standardvekt 90 kg)	450 kg (standardvekt 90 kg)	393 kg	393 kg
Drivstoff	302 kg	268 kg (302 kg - 34 kg)	379 kg (389 kg - 10 kg / 90 % - ferryflight)	379 kg (389 kg - 10 kg / 90 % - ferryflight)	346 kg
Total masse	2 241 kg	2 207 kg	2 312 kg	2 264 kg	2 231 kg

1.6.10 VEDLIKEHOLD

LN-OFU var tilnærmet nytt da det havarerte. Den eneste modifikasjonen som var utført etter levering til Helitrans AS var installasjon av et «Donaldson» filter i luftinntaket til motoren godkjent ved EASA STC¹⁷ 10017072. Installasjonen ble utført den 28. juni 2019 ved en total gangtid på 19 timer og 45 minutter. 3. juli 2019, ved en total gangtid på 20 timer, ble motoroljetype skiftet til Mobil 254.

«Donaldson» filteret i luftinntaket har et inspeksjonsintervall på 100 timer. I henhold til helikopteroperatørens vedlikeholdssystem ble derfor en 100-timers inspeksjon utført på basen i Alta ulykkesdagen. Helikopteret hadde da en total gangtid på 72 timer og 11 minutter. Helitrans har opplyst til Havarikommisjonen at årsaken til at inspeksjonen ble utført etter bare 72 timer flytid skyldtes praktiske årsaker i forhold til oppdragsmengde, aktivitetsnivå og tilgjengelige ressurser. Første inspeksjon i henhold til Airbus Helicopters sitt vedlikeholdsprogram for helikoptertypen er ved 150 timer (150-timers inspeksjon).

100-timers inspeksjonen var en visuell inspeksjon som ble signert ut kl. 1330, bare få timer før ulykkesturen (Work Order: WO OFU-15). Flyteknikeren, som gjennomførte inspeksjonen har demonstrert og forklart i detalj om hvordan dette ble gjort. Blant annet ble motorens luftinntaksfilter inspisert, samt tilstanden til drivakselen mellom motor og hovedgirboks inkludert de fleksible koblingene med bolter, muttere og låsepinner.

Det eneste avviket som ble oppdaget under inspeksjonen var en liten oljelekkasje i pakningen til hovedgirboksens inngående aksel. Flyteknikeren forklarte at lekkasjen var svært liten, at oljen ble tørket opp og at dette var relativt normalt. Inspeksjonen ble gjennomført uten at det ble skrevet noen anmerkning i helikopterets vedlikeholdsdokumentasjon.

Helikopteret hadde ikke annen vedlikeholdshistorikk.

1.6.11 KRASJBESKYTTET DRIVSTOFFSYSTEM FOR LN-OFU OG FOR AS 350 B3 GENERELT

1.6.11.1 Innledning

Både da LN-OFU ble bestilt og på ulykkestidspunktet var det to ulike typer krasjbekyttet drivstoffsystem tilgjengelig for AS 350 B3. Et system, benevnt CRFS, som var produsert av Airbus Helicopters og et annet, benevnt CRFT, produsert av en underleverandør (Standard Aero). Begge var godkjente ved STC, og begge var sertifisert i henhold til kravene i CS 27.952. Kun CRFT var sertifisert for bruk sammen med utvendig krok for underhengende last. AS 350 helikoptre på norsk register benyttes til mange ulike oppdrag, og det er derfor normalt at de er utstyrt med utvendig krok for underhengende last.

LN-OFU ble bestilt og levert uten verken CRFS eller CRFT. Det var heller ingen andre AS 350-helikoptre i Norge på det tidspunktet som hadde dette installert. Systemene var tilgjengelig for montering både på produksjonslinjen og for ettermontering. LN-OFU skulle leveres med utvendig krok for underhengene last. For denne konfigurasjonen var kun CRFT sertifisert i henhold til CS 27.952. I forbindelse med tilbudsrunder for LN-OFU spesifiserte og priset Airbus Helicopters krasjbekyttet drivstoffsystem. Valgt løsning, konvensjonell tank, ble uthevet som et notat i kjøpskontrakten.

¹⁷ Supplemental Type Certificate

1.6.11.2 Utvikling, sertifisering og krav til krasjbeskyttet drivstoffsysteem

I 1994 ble de amerikanske og europeiske sertifiseringsbestemmelsene for helikopter oppdatert til å inkludere krav til krasjbeskyttelse av drivstoffsysteem FAR/JAR 27.952. I USA er det amerikanske luftfartstilsynet, Federal Aviation Administration (FAA) sertifiserende myndighet mens i Europa var det daværende europeiske rådgivende organ innen luftfart, Joint Aviation Authorities (JAA¹⁸) sertifiserende myndighet. Bestemmelsen hadde ikke tilbakevirkende kraft, men gjaldt for alle helikopter som typesertifiseres etter 1994. AS 350 B3 er dermed ikke omfattet av kravet.

Airbus Helicopters påbegynte et utviklingsprosjekt for krasjbeskyttet drivstoffsysteem i 2011. Dette ble sertifisert som CRFS i 2012. Systemet ble sertifisert i henhold til CS 27.952, og innført som standard for EC130T2 i forbindelse med sertifiseringen av dette helikopteret.

Videre ble CRFS, selv om det ikke var sertifisert i henhold til CS 27.295 for AS 350 B3, levert som standard på AS 350 B3 levert til USA. Ifølge Airbus ble dette også et forhåndsdefinert tilvalg fra Airbus Helicopters i alle deres kommersielle tilbud. Kunden måtte da selv fjerne tilvalget om de ikke ønsket det.

Fra 2016 var det også tilgjengelig for ettermontering i eldre AS 350 B3 og B2 (SB N.AS 350-28-10-0). På dette tidspunktet var CRFS sertifisert i henhold til CS 27.952 uten utvendig krok for underhengende last, og foreslått for ettermontering. I 2017 ble CRFT, levert av Standard Aero (Vector Aerospace), sertifisert i henhold til CS 27.952 for bruk i kombinasjon med utvendig krok for underhengende last. I 2019 var CRFS fullstendig sertifisert i henhold til CS 27.952, både med og uten utvendig krok for underhengende last og ble deretter standard for alle AS 350 B3. Airbus Helicopters utgav en informasjon *Safety Information Notice* (SIN) 3281-S-28 til alle operatørene hvor de sterkt anbefalte å modifisere drivstoffsysteem på eksisterende helikoptre til å bli krasjbeskyttet.

I mars 2016 leverte den amerikanske havarikommisjonen NTSB en rapport om krasjbeskyttet drivstoffsysteem i Airbus Helicopters helikoptre. Rapporten var et resultat av undersøkelse av to ulykker der helikoptrene begynte å brenne kort tid etter krasj. En av ulykkene ble filmet fra utsiden og den viste at drivstoff rant fra tanken og umiddelbart tok fyr. Felles for ulykkene var intens brann som oppstod umiddelbart etter ulykkene og som var en sannsynlig årsak til at personer omkom.

NTSB utga tre sikkerhetstilrådinger til FAA og en til EASA. I rapporten står det at NTSB i perioden mellom 1994 og 2013 har undersøkt minst 135 ulykker med flere sertifiserte helikoptertyper der det oppstod brann som følge av ulykkene. Kun tre av disse helikoptrene hadde krasjbeskyttet drivstoffsysteem. Per november 2014 hadde kun 15 % av alle de 5 600 helikoptrene i USA som var nybygd etter 1994 krasjbeskyttet drivstoffsysteem installert. Med denne bakgrunn utgav NTSB en sikkerhetstilråding til FAA om at alle nybygde helikoptre skal leveres med krasjbeskyttet drivstoffsysteem i henhold til FAR 27.952 eller FAR 29.952 uavhengig av dato for typesertifisering. Dette ledet til at den amerikanske kongressen, på bakgrunn av FAA sin anbefaling, vedtok en lovendring om at alle nye helikoptre levert til USA etter mai 2020 skal være utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsysteem.

Videre ba NTSB om at både FAA og EASA prioriterte sertifisering av krasjbeskyttet drivstoffsysteem for ettermontering, samt at systemene som var godkjente og tilgjengelige ble bekjentgjort for eiere og operatører av AS 350 B3 og tilsvarende varianter sammen med oppfordring til installasjon. Dette ble gjort av EASA 27. september 2017 i *Safety Information Bulletin* (SIB) 2017-18 og av FAA i *Special Airworthiness Information Bulletin* (SAIB) SW-17-23R2.

¹⁸ JAA er forløperen til EASA.

Den 5. september 2019 kolliderte et AS 350 B2 helikopter med en kraftlinje i Sobrado, Valongo i Portugal. Ulykken ble filmet. Helikopteret var ikke utstyrt med et krasjbeskyttet drivstoffsystem og helikopteret begynte å brenne umiddelbart etter at det traff bakken. Den portugisiske havarikommisjonen utga følgende sikkerhetstilråding (14. juli 2020):

It is recommended that EASA follow its Rotorcraft Safety Roadmap publication principles, producing rulemaking documentation requiring retroactive application of the current improvements in fuel tank crash resistance for rotorcraft certified before the new certification specification for type design entered into force. Helicopters used for Commercial Operations shall be subject to this additional airworthiness requirement for operations.

Tilbakemelding fra EASA per 13. oktober 2021 er følgende:

This safety recommendation will be taken into account in the frame of rulemaking task RMT.0710 "Improvement in the survivability of rotorcraft occupants in the event of a crash". This task is part of the European Plan for Aviation Safety (EPAS) 2020-2024. It will consider options for retroactive application of fuel tank crash resistance requirements. Further information will be provided when the project is launched with the publication of its terms of reference.

15. mai 2019, utgav EASA en revidert utgave av SIB (SIB No. 2017-18R1). Her repeteres det at installasjon av krasjbeskyttet drivstoffsystem vil redusere risiko for brann etter krasj og dermed bidra til å gi bedre tid til evakuering etter en ellers overlevbar ulykke.

Iverksatte tiltak etter ulykken med hensyn til krasjbeskyttet drivstoffsystem er omtalt i 1.18.4.2.

1.7 Været

1.7.1 INNLEDNING

Meteorologisk institutt har opplyst om følgende værsituasjon i området da ulykken skjedde.

1.7.2 GENERELL VÆRSITUASJON

Ettermiddagen den 31. august 2019 startet med byge-aktivitet på kysten av Finnmark. Innen kl. 1600 hadde bygene flyttet seg østover, og dermed var det lite skyer på himmelen over Alta-området (se figur 20). Det var rolige vindforhold, og vindstyrken passerte aldri 10 kt hverken på flyplassen eller på Komsatoppen (høyde 700 fot). Vindretningen vekslet mellom variabel og nordvest. Temperaturen på flyplassen nådde 18 plussgrader kl. 1650, og 0-isotermen lå på 8 000 ft.



Figur 20: Bilde kl. 1715 fra webkamera på Komsatoppen, 2,5 km vest for Alta lufthavn. Webkameraet tar bilder sørvestover i retning Kvenvik og Skoddevarre. Røyk fra havaristedet vises på bildet. Foto: Meteorologisk institutt. Illustrasjon: SHK

Flymeteorologen på vakt mottok ikke henvendelse om værinformasjon fra fartøysjefen på LN-OFU.

1.7.3 METAR ALTA LUFTHAVN ENAT KL. 1650

AUTO 00000KT 9999// BKN072/// 18/12 Q1007 RMK WIND 700FT 33007KT=

1.7.4 FAREMELDINGER OM ISING ELLER TURBULENS

Det var ingen faremeldinger om ising eller turbulens for det aktuelle område på det aktuelle tidspunktet, men i det generelle områdevarselet (IGA) var det varslet lokal lett til moderat turbulens.

1.7.5 IGA VARSEL

Værvarsel for småflytrafikk i Finnmark mellom 14 UTC og 24 UTC

WIND SFC.....: SW/05-25KT, STRONGEST COT. BECMG VRB/05-10KT INLAND

WIND 2000FT.....: SW-W/15-35KT. LATE SW-W/10-25KT, VRB/05-10KT FINNMARKSVIDDA

WIND/TEMP FL 050.....: 200-260/15-30KT, LCA 35KT COT N PART/PS05-PS08

WIND/TEMP FL 100.....: 240-270/25-35KT, LATE OCNL 40-45KT COT W PART/MS03-MS00

WX.....: SCT SHRA COT, BECMG NIL. RISK BR/FG FINNMARKSVIDDA

VIS.....: +10KM, RISK 0,2-5KM IN BR/FG

CLD.....: FEW/BKN 1000-4000FT, LCA BKN/VV 0200-1000FT IN BR/FG. ISOL EMBD TCU/CB 1200-2000FT COT/FJORDS EARLY

0-ISOTHERM.....: FL080-100

ICE.....: LCA MOD IN TCU/CB

TURB.....: LCA FBL/MOD

OUTLOOK FOR TOMORROW: SE-S/05-20KT, LATE OCNL 25KT W PART. MAINLY NIL.

1.8 Navigasjonshjelpemidler

Flygingen var basert på visuell navigasjon. Et digitalt kartsystem var tilgjengelig i helikopteret, men det er usikkert om dette ble benyttet.

1.9 Samband

Lufttrafikkjenesten på Alta lufthavn ENAT var ikke bemannet da flygingen fant sted. Radiofrekvensen var aktivert og lydloggen viser at det ikke ble mottatt nød-anrop (MAYDAY eller PAN) i forkant av havariet.

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

Ikke relevant.

1.11 Flyregistratorer

1.11.1 INNLEDNING

Det er ikke krav til at helikopter i denne vektclassen skal ha fastmontert godkjent taleregistrator, *Cockpit Voice Recorder* (CVR), og ferdsskriver, *Flight Data Recorder* (FDR). Helikopteret var heller ikke utstyrt med dette, se 1.11.3.

Airbus Helicopters valgte på eget initiativ å utstyre AS 350-helikoptre som ble levert fra 2013 med en Appareo Vision 1000 registrator. Denne har mindre beskyttelse mot brann og ytre påkjenninger enn sertifiserte registratorer som oppfyller EUROCAE ED155 og EUROCAE ED112 og som benyttes i luftfartøy der registratorer er et krav.

Det er ikke et regelverkskrav om å benytte data som er lagret i lettvektsflygeregistratorer til analyse for å finne og gjennomføre kontinuerlige tiltak for å øke flysikkerheten. Dette er påkrevd for andre deler av luftfarten gjennom Flight Data Monitoring (FDM) i henhold til CAT. IDE. H. 191 og SPO. IDE. H.146.

1.11.2 LAGRINGSENHETER I LN-OFU

LN-OFU var utstyrt med Appareo Vision 1000 montert i taket over baksetene. Denne registratoren inneholder GPS-mottaker, treghetssensorer og akselerometer. Disse sensorene muliggjør registrering av helikopterets posisjon, høyde, retning, stilling i alle akser, aktuelle g-krefter, og vertikal og horisontal hastighet i forhold til bakken. I tillegg ble også lyd og bilde/video registrert. Videokameraet er rettet fremover og skal ideelt filme instrumentpanelet, *Vehicle and Engine Multifunction Display* (VEMD), betjeningen av brytere og kontrollorganer i cockpit og utsikten fremover fra cockpit.

Lydopptak kan eventuelt frekvens-analyseres for å avdekke eventuelle feil ved roterende komponenter som motor, girkasser og rotorsystem. Enheten hadde lagringsmulighet for inntil 4 timers film- og lydopptak og over 200 timer flydata. All informasjon lagres både på en fast

minnemodul og på et separat minnekort (SD-kort). Den faste minnemodulen er innkapslet i en rustfri metallboks for å ha økt motstand mot ytre påvirkning, se figur 21.



Figur 21: Apparéo Vision 1000 i uskadet tilstand, og den sterkt brannskadde som ble funnet i LN-OFU. Pilen peker på innkapslingen rundt den faste minnemodulen. Kilde: Apparéo Systems, LLC og Airbus Helicopters

SD-kortet i Apparéo Vision 1000-enheten ble ikke funnet. Minnemodulen ble tatt med til BEAs laboratorium, og metallinnkapslingen rundt ble fjernet. De sterkt brannskadde minneenhetene i modulen ble tatt ut og røntgenfotografert for å finne tilstanden før en eventuell oppkobling og avlesing. Flere koblinger mellom silisiumenhetene og pinnene viste seg imidlertid å være smeltet bort slik at det ikke var mulig å laste ned data, se figur 22. Deretter ble enhetene undersøkt av Thales i Frankrike for om mulig å hente ut data direkte fra silisiumbrikkene. Dette lot seg ikke gjøre.



Figur 22: Minneenhetene fra Apparéo-enheten som ble undersøkt av Thales. Foto: BEA

Andre enheter i helikopteret som lagret informasjon var DECU, *Engine Data Recorder* (EDR), VEMD og *Garmin Avionics* GTN650. DECU og EDR er elektroniske systemer som skal sørge for optimal motoreffekt, og registrere og lagre motordata. DECU skal lagre motordata med oppdatering hvert sekund. Lagringsfrekvensen øker til hvert 20 millisekund dersom en motorfeil oppstår. EDR og DECU utveksler data, og data fra EDR kan lastes ned. VEMD viser viktig informasjon og filmes av Apparéo-enheten. Den lagrer også flygeinformasjon, feilmeldinger og

overskridelser av grenseverdier. Navigasjonsenheten Garmin Avionics GTN650 kan vise og lagre GNSS¹⁹ informasjon.

Det ble konstatert at samtlige av helikopterets elektroniske lagringsenheter av lyd, bilder og data var så skadet av den intense varmen at det ikke lot seg gjøre å hente ut informasjon fra noen av dem, se figur 23. Bilde av instrumentpanelet før ulykken vises på figur 3.



VEMD



Garmin GTN650



DECU



EDR

Figur 23: Utbrente elektroniske enheter med lagringsfunksjon. Foto: BEA/SHK

Det ble funnet brannskadde telefoner eller rester av telefoner på ulykkesstedet. Det var ikke mulig å hente data fra noen av disse. Det ble også funnet en relativt uskadd iPad mini som var øremerket ulykkeshelikopterret. IPaden hadde ikke vært benyttet på ulykkesdagen, og den inneholdt derfor ikke relevant informasjon.

¹⁹ Global Navigation Satellite Systems.

1.11.3 KRAV OM FLYGEREGISTRATORER FOR MINDRE LUFTFARTØY, INKLUDERT LETTE HELIKOPTRE

Med bakgrunn i undersøkelsen etter ulykken med LN-OXC ved Dalamot ga Havarikommisjonen følgende sikkerhetstilråding:

Sikkerhetstilråding SL 2012/10T. Flygeregistrator er et nyttig verktøy for å kunne fastslå hva som skjedde i en luftfartsulykke. Registreringer kan også benyttes til trening og annet forebyggende flysikkerhetsarbeid når forholdene legges til rette for dette. Den teknologiske utviklingen har kommet så langt at havarikommisjonen mener det er på tide at luftfartsmyndighetene krever egnede opptakere også for mindre luftfartøy, herunder lette helikoptre.

Statens havarikommisjon for transport (SHT) tilrår at EASA vurderer å innføre krav om flygeregistrator på flere luftfartøy enn de som omfattes av dagens regler.

Denne sikkerhetstilrådingen og flere tilsvarende tilrådingen, var del av grunnlagsmaterialet da EASA i 2017 startet en regelverksprosess (NPA 2017-03) for å sette krav til flygeregistratorer i luftfartøy som ikke allerede hadde et slikt krav. Som et resultat av dette ble slike krav fastsatt gjennom Commission Implementing Regulation (EU) 2019/1387, SPO. IDE. H. 146 og CAT. IDE. H.191 Lightweight flight recorder, med virkning fra 5. september 2022:

Turbine-engined helicopters with a maximum certificated take-off mass between 2,250 kg and 3,175 kg and manufactured on or after 5 September 2022 will be required to carry a flight recorder if they are used for commercial air transport or commercial specialised operations.

Det er blant annet fastsatt følgende krav til flygeregistratorene:

- De skal være dedikert for å registrere og lagre data og/eller lyd og/eller bilder/video.
- De skal være fast installert.
- De skal registrere og lagre kontinuerlig fra avgang til landing.
- Registratoren må møte industristandarder som inkluderer testing mot støtkrefter, statisk knusing og brann (ref. EUROCAE ED-155 eller ED-112).
- Minimumskravene til registrering er informasjon tilstrekkelig til å bestemme flygebane og hastighet.

Ønske om økt innsamling av sikkerhetsdata for helikopteroperasjoner er fastsatt i visjoner og strategi i EASAs Rotorcraft Safety Roadmap²⁰.

EASA har gjennom Rule Making Task RMT.0271 og 0272 promotert frivillig innstalling i helikoptre som faller utenfor det nye regelverket, samt også at mer informasjon kan lagres på frivillig grunnlag.

²⁰ EASAs [Rotorcraft Safety Roadmap](#) er en strategi for å redusere tallet på ulykker og hendelser med helikoptre i Europa.

1.12 Havaristedet og helikoptervraket

1.12.1 HAVARISTEDET

Helikopteret traff bakken på 301 meters (988 ft) høyde i den østvendte åssiden like øst for Kvenvannet like under toppen på fjellet Skoddevarre (se figur 24). Dette er en fjellrygg mellom Alta og Kvenvik. Det er fri sikt og ca. 2 km i luftlinje fra havaristedet til Kvenvik, hvor nærmeste offentlige vei befinner seg.

Havaristedet ble grundig dokumentert. Det er et forholdsvis lite og flatt område omgitt av bratt terreng. Området består av berggrunn bevoskt med lyng, mose og noen frittstående fjellbjørk. Enkelte steder i nærheten er det myrer og små vann.

Vrakrestene var samlet på et begrenset område hvor vegetasjonen var forkullet. Vegetasjonen i umiddelbar nærhet var lite forbrent, se figur 25. Det var ikke tegn til at brennende drivstoff hadde antent lyng eller vegetasjon rundt vrakestedet.



Figur 24: Havaristedet. Bildet er tatt mot nordvest. Foto: Politiet



Figur 25: Havaristedet ved Skoddevarre sett fra østlig retning, med fronten av helikopteret nærmest i bildet. Buskene helt til høyre i bildekanten var ikke skadet av hovedrotoren. Presenningene er lagt ut for å beskytte vrakrestene. Bildet er tatt etter at de omkomne er hentet ut. Foto: SHK

To av toppene på fjellbjørka foran og til høyre for helikopteret hadde vært innenfor hovedrotorens rekkevidde og var kuttet på skrå ned mot venstre sett i fartsretningen (se figur 26).



Figur 26: Bilde fra havaristedet tatt fra sørøst. Bjørka nærmest i bildet var foran og til høyre for vraket. Treet i øvre høyre bildekant var kun brannskadet. Foto: SHK

Det var tre lite markerte merker etter hovedrotoren i terrenget. De to tydeligste merkene var henholdsvis foran til venstre og rett foran vraket, mens det minst markerte var foran til høyre. Ytterst i avtrykket foran til venstre ble et endelokk til ett av rotorbladene funnet (se figur 27). Avstanden fra helikopterets hovedgirboks til merkene på bakken stemmer med skadene ytterst på minst to av hovedrotorbladene.



Figur 27: Det tydeligste merket etter et rotorblad foran til venstre for vraket. Trærne til venstre i bildet er kuttet av et rotorblad. Rød pil markerer hvor enden på et rotorblad har truffet en stein. Foto: SHK

1.12.2 HELIKOPTERVRAKET

1.12.2.1 Hovedvraket

Posisjonen på vrakrestene tilsa at helikopterets fartsretning ved sammenstøtet mot bakken hadde vært tilnærmet fra vest mot øst. Hoveddelen av helikopteret med sine ulike komponenter var samlet i et konsentrert område. Helikoptervraket hadde betydelige brannskader (se nærmere beskrivelse i kapittel 1.14).

Noen komponenter hadde blitt flyttet og også tråkket på av brannvesenet da de søkte etter omkomne og slukket brann. For å få en oversikt over hva som eventuelt var flyttet på har

Havarikommisjonen mottatt film fra brannvesenet som dokumenterer deres arbeid på ulykkesstedet.

Det ble ikke funnet spor fra eventuelt sammenstøt med eksterne objekter i det utbrente vraket. Det ble heller ikke rapportert om fugler eller droner i området på havaridspunktet. Det finnes ingen tilgjengelige satellittbilder, som kunne vist fugler eller droner, for Skoddevarre området for tiden omkring ulykken.

De omkomne ble hentet ut av politiet ved KRIPOS dagen etter ulykken. Havarikommisjonen og lokalt politi var til stede.

Vraket ble gjennomgått, grovsortert og fraktet til Kvenvikmoen med helikopter tre dager etter havariet. Deler som skulle undersøkes nærmere ble fraktet videre til Havarikommisjonens lokaler på Lillestrøm, og mindre gjenværende rester ble fraktet til Alta.

1.12.2.2 Hovedgirboks

Huset til hovedgirboksen er laget av en magnesiumlegering. Dette var fullstendig oppbrent. Magnesium brenner med svært høy temperatur. Opphengsstagene (suspension bars) som forbinder hovedgirboksen med helikopterskroget var totalt ødelagt av varme. De fire øvre innfestingene til stagene satt fremdeles fast på den koniske delen av huset til girboksen, men kun to av de fire nedre innfestningene ble innledningsvis funnet på havaristedet. De to resterende ble funnet ved en senere gjennomgang av innsamlede vrakdelene og rester fra havaristedet. Det ble ikke observert skader i form av ødelagte gir i girboksen.

1.12.2.3 Setene

De to setene foran i helikopteret var oppbrent, og seterammene var bøyd mot venstre. De to støtabsorberende opphengene på venstre side av hvert sete hadde strukket seg ca. 10 mm, mens de to tilsvarende på høyre side ikke var strukket. Setene bak hadde ikke støtabsorberende oppheng. Setene var oppbrent og rørrammen var brannskadet, men ikke deformert.

1.12.2.4 Understell

Framkant av meiene i understellet hadde brent opp. Over hver av meiene var det montert et stigtrinn og disse stakk lengst fram på understellet. Stigtrinnene er laget av en aluminiumslegering. Stigtrinnet på venstre side hadde i stor grad brent opp og det var ikke spor av fremre del, mens høyre side var lite brannskadet. Dette hadde kun en mindre sammenpressing i framkant. Meiene og stigtrinnene lå tilnærmet i fartsretningen. De hadde separert fra både fremre og bakre tverrgående rør. Hvert av rørene har påsveiset en monteringssko i hver ende for montering til meiene. Det hadde oppstått brudd i sveisens varmepåvirkede sone for tre av disse. De tverrgående rørene var ikke vesentlig deformerte.

1.12.2.5 Hovedrotor med rotorblader

Hovedrotorbladene lå sammen med de øvrige vrakrestene på havaristedet. De var brannskadet, og alle hadde en tydelig tverrgående skade nær midten av bladet. To av rotorbladene hadde større slagskader ytterst på bladene, se figur 28. Bladene er i hovedsak bygget opp av glassfiber med en kjerne av skum. Mindre deler av skum og glassfiber fra rotorbladene ble funnet i terrenget like rundt havaristedet. Det er ikke uvanlig å observere store mengder skumbiter i terrenget etter at et rotorblad har truffet bakken med stor kraft.



Figur 28: De tre hovedrotorbladene. Bladtuppene til venstre i bildet. Foto: SHK

Hovedrotorhodet ble sterkt skadet av brannen etter sammenstøtet. Én av Starflex-armene hadde overbelastningsbrudd (45°), som typisk følger av bladenes sammenstøt med bakken. En annen arm hadde et 90° brudd og den tredje var så brannskadet at eventuelt brudd ikke kunne bestemmes.

1.12.2.6 Haleseksjon

Haleseksjonen hadde separert fra hovedvraket og var ikke nevneverdig brannskadet. Denne lå og balanserte på kanten av en skrent med den bakre enden pekende i sørvestlig retning. Ett halerotorblad var brukket nær midten på bladet, mens det andre bladet kun hadde noen små skrapemerker helt ytterst. Horisontalstabilisatoren på halebommens venstre side var brukket oppover, og nedre del av vertikalfinnen var bøyd mot høyre. Det ene halerotorbladet hadde blitt trykket mot og gjennom vertikalfinnen uten tegn til at halerotoren hadde rotert da dette skjedde.

Halerotor med tilhørende girboks satt fortsatt fast i halebommen. Drivakselen til halerotoren hadde separert mellom halebommen og hovedskroget (se figur 29). Den delen av akselen som var forbundet med halerotoren hadde avsatt flere skrapemerker i halebommen som følge av rotasjon.



Figur 29: Bruddet i drivakselen til halerotoren mellom skroget og halebommen med typisk brudd i den fleksible koblingen. Foto: SHK

1.12.2.7 Aksel forbindelsen mellom motor og hovedgirboks

Drivakslingen som forbinder motor og hovedgirboks ble funnet på havaristedet. Akslingen hadde separert både fra hovedgirboksen og motoren, og samtlige 6 bolter som holdt den på plass med de fleksible koblingene manglet. En halv bolt ble senere funnet i vraket etter ankomst til Havarikommisjonen på Lillestrøm. Deformerte og skadede rester av til sammen 18 lameller fra koblingene ble funnet og tatt med for nærmere undersøkelser.

1.12.2.8 Motoren

Motoren ble funnet sentralt i vraket. Det bakre motorfestet bestod av en krybbe som er festet til motordekket og to metallbånd rundt modul M01 som holdt motoren festet mot krybben. Motoren hadde separert fra det bakre festet mens krybben ble funnet bøyd forover i flygeretningen, fortsatt festet til motordekket. Spor på motordelen viste at motoren hadde vært festet med spennbånd da helikopteret brant. Rør og slangekoblinger til olje og drivstoff ble identifisert og funnet å ha vært riktig tilkoblet.

Motorens kontrollsystemer i cockpit lot seg ikke identifisere, eller var svært ødelagt av sammenstøtet med bakken. Det lot seg derfor ikke gjøre å fastslå hvilken stilling de hadde hatt i havariøyeblikket.

1.12.3 SØK ETTER DELER

Det ble gjennomført tre søk etter deler, det første umiddelbart etter ulykken.

1.12.3.1 Første søk

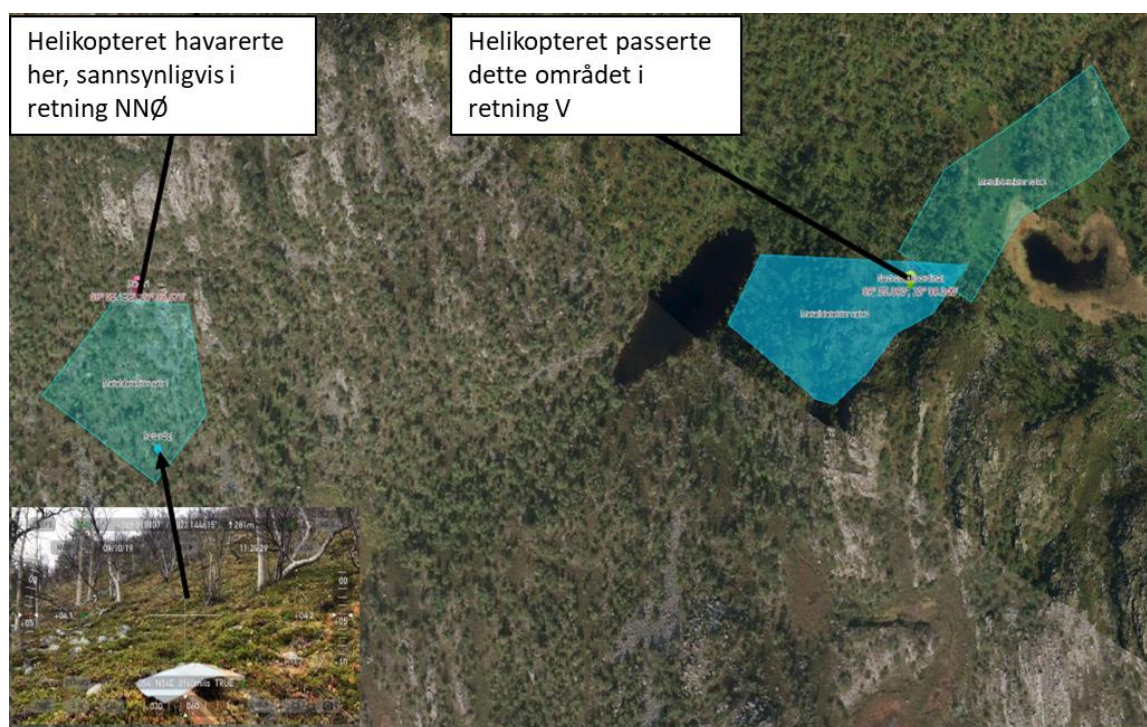
Det ble først gjennomført søk etter mulige helikopterdeler i området rundt havaristedet umiddelbart etter ulykken. Politiet og Sivilforsvaret gikk manngard etter anvisning fra Havarikommisjonen. Søket gikk fra havaristedet og østover langs den antatte flygetraséen. Det ble ikke gjort funn ut over fragmenter av hovedrotorbladene i nærheten av havaristedet.

1.12.3.2 Andre søk etter seks uker

Det andre søket ble gjennomført etter seks uker. Hovedformålet med søk nummer to var å lete etter manglende bolter fra drivakselen til hovedgirboksen (se 1.6.5). Personell fra Forsvaret, politiet og SHK søkte med metalldetektorer og kraftige magneter. Søksområdet var, i tillegg til selve havaristedet, under og på begge sider av helikopterets kjente flygebane (se figur 30).

Finsøkingen med magnetene på havaristedet førte til at 10 av totalt 11 savnede halve bolter ble funnet.

Det ble også funnet en mindre komposittdel fra et av hovedrotorbladene. Biten antas å ha havnet der i forbindelse med Havarikommisjonens uttransportering av deler fra havaristedet.



Figur 30: Området for andre søk. Kilde: SHK

1.12.3.3 Dronesøk nummer en

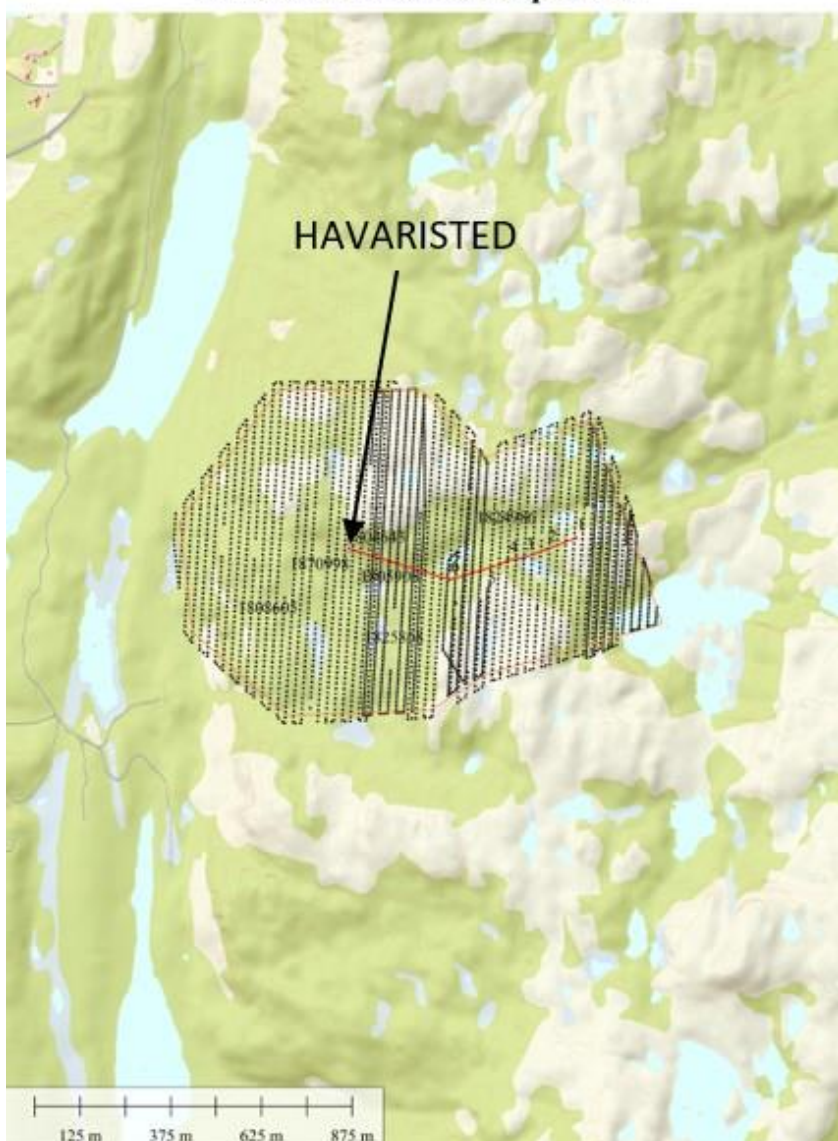
Havarikommisjonen leide senere inn Geonord AS for å gjøre et detaljert dronesøk i terrenget under og på begge sider av helikopterets flygebane i detalj. Dronen var av typen RTK multirotor utstyrt med 24 megapixels kamera. Totalt ble det tatt 3 922 bilder innenfor 300 meter på begge sider av

siste del av flygebanen som gitt i tabell 6 under, samt innenfor 500 meter radius fra havaristedet. Bildene ble tatt med flygehøyde varierende mellom 35 og 50 meter (se figur 31).

Tabell 6: Siste syv registrerte posisjoner for flygebanen der nr. 7 er havaristedet. Kilde: SHK

1	69.91899 N	23.16106 Ø
2	69.91867 N	23.15903 Ø
3	69.91843 N	23.15745 Ø
4	69.91834 N	23.15672 Ø
5	69.91821 N	23.15571 Ø
6	69.91777 N	23.15218 Ø
7	69.91837 N	23.14478 Ø

Skoddevarre alle bildepunkter



Figur 31: Siste del av flygebanen er markert med rød strek. De sorte prikkene representerer de 3 922 bildepunktene. Illustrasjon: Geonord AS/SHK

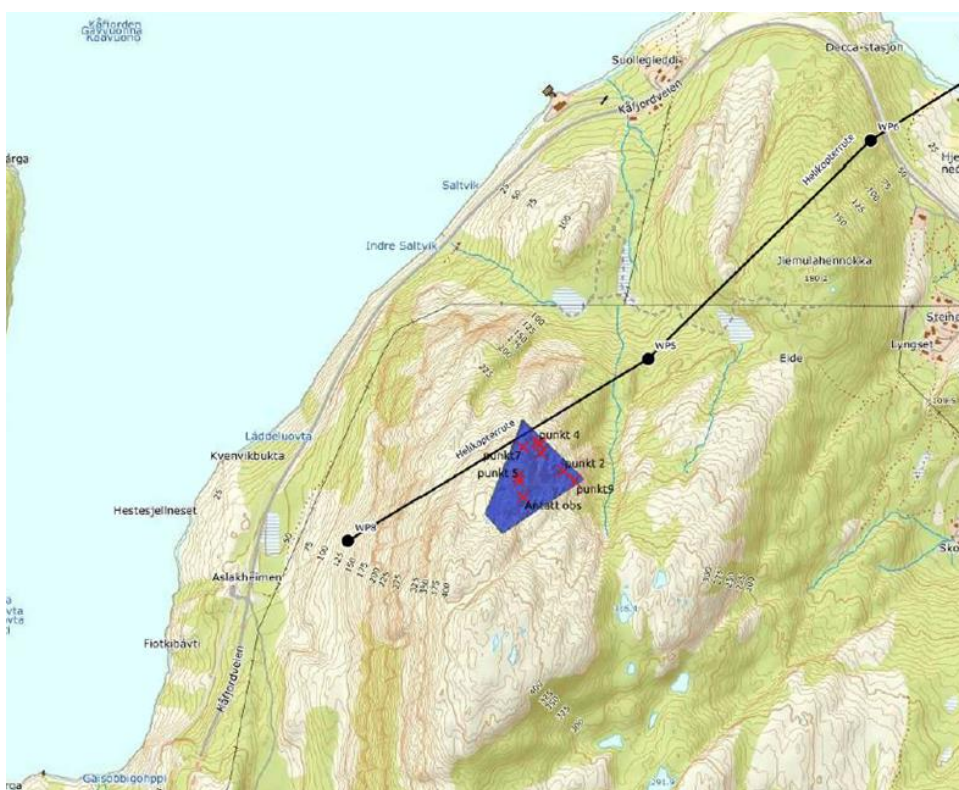
Etter en gjennomgang av bildene registrerte Geonord 170 funn. Funnene ble gjort på bakgrunn av at objektets form, farge eller kontrast skilte seg ut fra det omkringliggende terrenget.

Havarikommisjonen analyserte disse 170 funnene etter at bildene ble mottatt i desember 2020. Ingen av funnene kunne knyttes til ulykken.

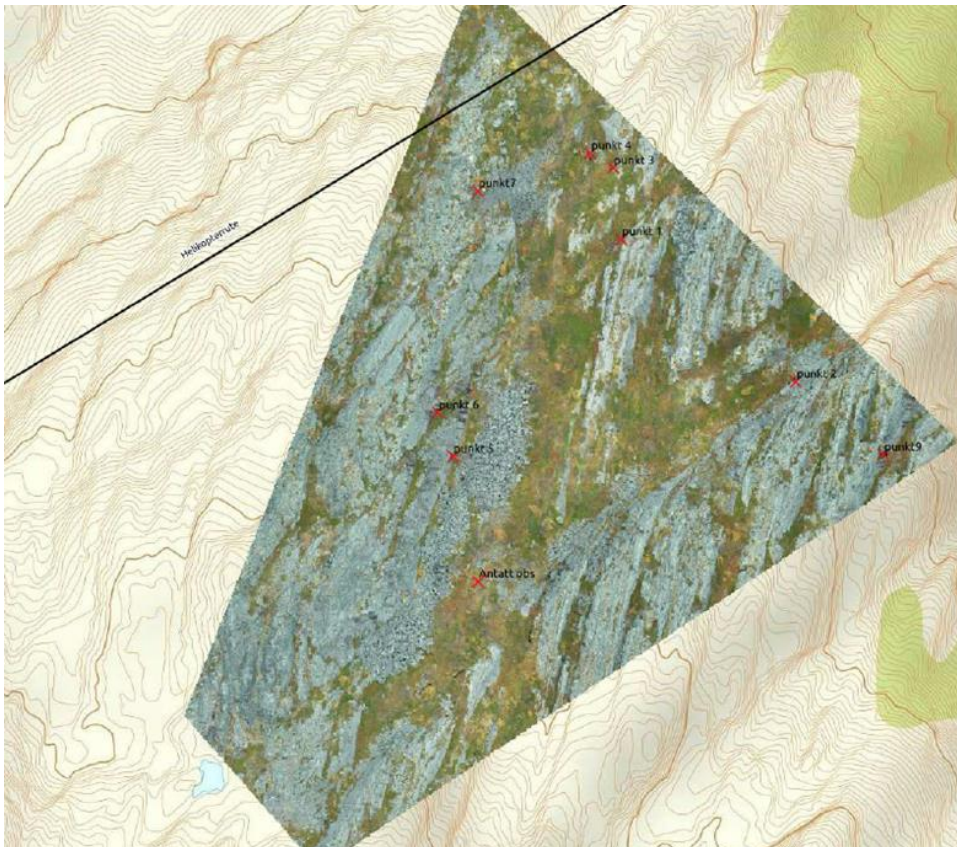
1.12.3.4 Dronesøk nummer to

Basert på nye opplysninger høsten 2021 om åpen ild i terrenget i området Nordtoppen på tidspunktet for havariet, besluttet Havarikommisjonen å kartlegge området gjennom et nytt dronesøk i slutten av september 2021. Nordtoppen ligger tett inntil flygetraseen helikopterret fulgte i første fase av flygingen, se figur 32 og figur 33. Dronefirmaet Geonord AS ble i denne sammenheng leid inn for å fotografere terrenget i det aktuelle området hvor flammene var observert.

En gjennomgang av bildene ble utført i samarbeid med Alta lensmannskontor, og totalt ni sorte punkter i terrenget ble markert som spesielt interessante. Alta lensmannskontor gjennomførte 5. oktober 2021 en befarings i søksområdet for å studere punktene nærmere. De sorte punktene på bildene viste seg imidlertid å være vått fjell og det ble ikke gjort funn som kunne knyttes til ulykken.



Figur 32: Det blå feltet angir området som ble fotografert med drone. Den sorte linjen er helikopterets flygetrase basert på CelloTrack data. Illustrasjon: © Kartverket, Geonord AS og politiet/SHK



Figur 33: Det samme søksområdet som på figuren over, men med høyere oppløsning.
 Illustrasjon: © Kartverket, Geonord AS og politiet/SHK

1.13 Medisinske og patologiske forhold

Fem av de omkomne ble funnet sterkt forbrente i helikoptervraket. Passasjereren som satt ytterst til høyre i kabinen hadde kommet seg ut av helikopteret. Han ble funnet nede i en bratt og steinete skråning, ca. 50 meter nedenfor havaristedet, av mannskap fra Heli-Team helikopteret som ankom stedet kort tid etter ulykken. Passasjereren var på det tidspunktet bevisst og kunne snakke, men samtalen bidro ikke til å opplyse om hva som hadde skjedd. Han var sterkt brannskadd og omkom dagen etter på sykehuset av skadene.

Alle seks omkomne ble obdusert ved Universitetssykehuset Nord-Norge HF i Tromsø. Følgende funn kommer frem av obduksjonsrapportene:

- Passasjereren som kom seg ut av helikopteret, hadde brudd i ryggspylen og ytre hodeskader. Hodeskadene ble ikke vurdert som livstruende.
- To av de øvrige passasjerene hadde ikke bruddskade hverken i bekken eller rygg. For de to siste passasjerene lot ikke dette seg undersøke.
- Dødsårsak for passasjerene antas å være omfattende brannskader.
- Fartøysjefen hadde brudd med forskyving i ryggrad, men ikke tegn til brudd i bekken.
- Fartøysjefen antas å ha omkommet som en følge av en kombinasjon av hodeskader og brann.
- Det ble ikke påvist alkohol, medikamenter eller narkotiske stoffer verken i blod eller urin hos fartøysjefen, mens enkelte av passasjerene hadde vært lettere til moderat påvirket av alkohol.

Flygere kan bli utsatt for en akutt medisinsk tilstand under flygingen som gjør vedkommende ute av stand til å til å føre luftfartøyet. Havarikommisjonen har ikke fått opplysninger eller gjort funn som

tyder på bevissthetstap eller akutt sykdom hos fartøysjefen. Obduksjonen gav heller ingen indikasjon på sykdom. Det kunne bekreftes at han hadde spist.

1.14 Brann

På havaritidspunktet var det anslagsvis 346 kg (433 liter) drivstoff om bord, samt en mindre mengde hydraulikk- og motorolje. Med unntak av halebommen var skroget tilnærmet oppbrent. Alt drivstoff og brennbart materiale hadde brent opp. Mye aluminium hadde brent opp eller smeltet. Det hadde oppstått metallbrann i magnesiumen i hovedgirboksen.

Brannområdet var begrenset til umiddelbar nærhet av der helikoptervraket lå. Det hadde ikke oppstått brann i terrenget foran treffpunktet. Biter fra helikopterets frontparti og frontrutene hadde mindre brannskader og ble funnet rett foran treffpunktet, se figur 25. Øvrige hovedkomponenter som motor, ståldeler i hovedgirboksen, understell, deler av hovedrotor, kontroller, setestruktur og instrumentpanel hadde vært utsatt for intens varme.

Da de første redningsmannskapene kom til stedet var helikoptervraket utbrent.

1.15 Overlevelsesaspekter

1.15.1 REDNINGSAKSJONEN

Hovedredningssentralen Nord-Norge (HRS N-N) er kontrollsenter for det satellittbaserte kommunikasjonssystemet for redningstjenester Cospas-Sarsat. Sentralen registrerte signaler med posisjon og identifikasjon fra helikopterets nødpeilesender (ELT 257/Norway/4793D5) kl. 1706. Nødpeilesenderen hadde løst seg ut automatisk. HRS mottok også varsel om ulykken over telefon. Nødpeilesenderen sluttet etter en tid å sende signaler. Nødpeilesenderen ble ikke funnet og er antatt oppbrent.

HRS N-N ledet aksjonen, og et Sea King redningshelikopter ble varslet og sendt mot havaristedet. Kl. 1714 ble HRS N-N og lufttrafikkjentesten i Alta enige om å opprette en flysikkerhetssone med 500 meter radius rundt og 2 000 ft høyde over havaristedet. Med unntak av redningshelikopteret og et Bell 205-helikopter fra Heli-Team ble all lufttrafikk holdt utenfor sikkerhetssonen.

Helikopteret fra Heli-Team var på vei fra Banak til Kvænangen og passerte over havaristedet kl. 1716. Besetningen i dette helikopteret varslet om ulykken og posisjonen via radiosamband og sirklet rundt havaristedet for å se etter eventuelle overlevende. De oppdaget da en skadet person et stykke nedenfor havaristedet og landet like i nærheten. Lastemannen om bord gikk deretter bort til passasjerer og tok seg av han. Fartøysjefen har opplyst til Havarikommisjonen at han oppfattet helikopteret som utbrent da de ankom ulykkesstedet, om lag 10 minutter etter at havariet skjedde.

Da Sea King redningshelikopteret ankom fikk den skadede passasjerer akutt medisinsk behandling. Redningshelikopteret tok av med den skadde passasjerer kl. 1850 og fløy til Universitetssykehuset Nord-Norge (UNN).

Heli-Team bistod senere med å frakte mannskaper fra sivilforsvaret, brann, ambulanse, politi og Røde Kors samt nødvendig utstyr opp i fjellet. Besetningen på et redningshelikopter som var stasjonert på Hammerfest lufthavn (ENHF), kontaktet HRS og tilbød sin assistanse. HRS N-N konkluderte imidlertid med at det ikke var behov for ytterligere helikopterressurser.

1.15.2 HELIKOPTERETS SIKKERHETSUTSTYR OG BRUK

Helitrans har utstyrt alle sine helikoptre med CelloTrack 3Y²¹, et system som rapporterer helikopterets posisjon, høyde og bakkehastighet i sanntid. Helikopteroperatøren bruker denne informasjonen til en effektiv utnyttelse av helikopterflåten. Systemet har også et viktig sikkerhetsaspekt siden det gir operatøren mulighet til å lokalisere et helikopter som har nødlandet eller havarert. I denne ulykken var det imidlertid ikke av betydning for overlevelsesaspektet.

Helikopteret var utstyrt med nødpeilesender modell Kannad Integra AP-H S1854501. Denne var montert i det bakre bagasjerommet, rett bak drivstofftanken. Antennen var installert opp på venstre side, over lasterommet.

Helikopteret var utstyrt med to energiabsorberende seter i cockpit (se 1.6.1). Det var også utstyrt med flyteelementer i tilfelle nødlanding på vann.

Lastemannen har opplyst at han før avgang kontrollerte at setebeltene var festet korrekt. Begge setene i cockpit hadde montert 4-punkts belter, mens det var 3-punkts belter på de fire plassene i kabinen.

Helitrans hadde ikke krav om bruk av hjelm ved rundflyging. Fartøysjefen hadde hjelm tilgjengelig, men valgte å ikke benytte hjelm ved rundflygingene. Det er ikke vanlig å tilby hjelm til passasjerer ved rundflyging, og Helitrans hadde følgelig ikke hjelmer tilgjengelig for passasjerene.

LN-OFU var ikke utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem (se kapittel 1.6.11).

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 REGISTRERING AV FLYGEBANER

1.16.1.1 Innledning

CelloTrack enheten var ikke en del av helikopterets systemer, eller formelt sertifisert for bruk i luftfartøy. CelloTrack har både akselerometer og GNSS-basert sporing og skal sende informasjon til operatøren over GSM-nettverket for hver kilometer som flys. Helitrans har gjort Havarikommisjonen oppmerksom på at enheten som befant seg i LN-OFU var programmert til å gå i dvale ett minutt etter siste bevegelse. CelloTrack-systemet har informasjon om hele turen fram til den nest siste registreringen kl. 17:05:00. Da var helikopteret i bevegelse, og befant seg 580 meter fra havaristedet. Ved siste registrering var helikopteret uten bevegelse på havaristedet kl. 17:08:00.

Flightradar24 er en internettbasert tjeneste med hovedbase i Sverige. Tjenesten viser fly- og helikopterbevegelser i sanntid. Det inkluderer sporing av luftfartøyene, avgangsteder og destinasjoner, eventuelle rutenummer, flytyper, posisjoner, høyder, bakkehastighet og vertikal hastighet. Den kan også vise tidligere sporinger og historiske data etter flyselskap, fly, flytype, område eller flyplass. Den samler data fra flere kilder, men hovedsakelig fra enheter av typen *Automatic Dependent Surveillance-Broadcast* (ADS-B) om bord i luftfartøy. Enhetene sender ut signaler om fartøyets posisjon basert på land- og satellittbasert informasjon.

Flightradar24 har en hyppigere registrering av data enn det som gjøres offentlig tilgjengelig. For best mulig å kunne rekonstruere helikopterets flygebane innhentet derfor Havarikommisjonen mer utfyllende data fra Flightradar24 via den svenske havarikommisjonen. Data som var lagret av

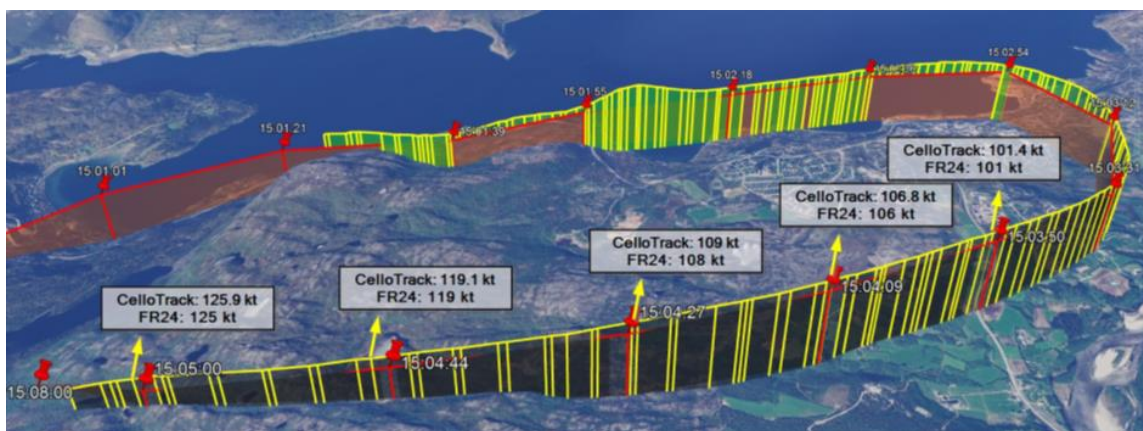
²¹ Videre i rapporten vil dette bli benevnt CelloTrack

Flightradar24 ble analysert, og deretter sammenlignet med dataene fra CelloTrack. Sammenligningene viste at både posisjoner, høyder og hastigheter samsvarte, se figur 34.

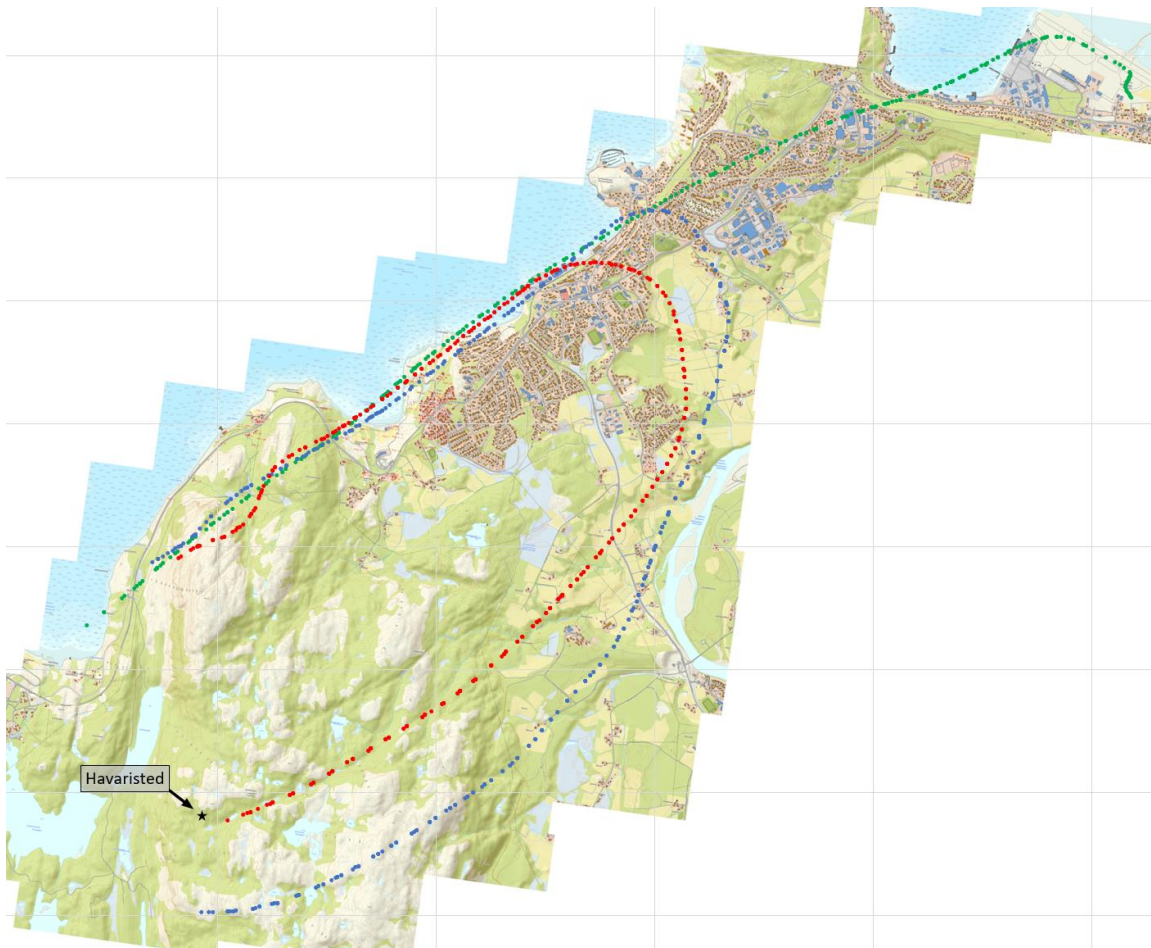
Både Flightradar24 og CelloTrack registrerer bakkehastighet. Dersom det blåser er bakkehastighet ikke nødvendigvis det samme som flygeren kan avlese i cockpit. På ulykkesdagen var det tilnærmet vindstille. Med en generell vindstyrke på under 10 kt fra nordvest vil forskjellen ha vært minimal.

Flightradar24 har ikke mottatt og registrert data for første og siste periode av flygingen. Blindsonen var tilsvarende for begge flygingene, mest sannsynlig fordi helikopteret har vært utenfor dekning fra ADS-B. Data fra CelloTrack om bord i helikopteret ble derfor benyttet til å illustrere høydeprofilen for denne perioden av flygingen. Under hvert punkt ble høyden på terrenget hentet fra data tilgjengelig hos Kartverket.

Informasjon fra Flightradar24 om helikopteret på gitte tidspunkt 31. august 2019 har også blitt plottet inn på Kartverkets digitale kart på norgeskart.no, se figur 35.



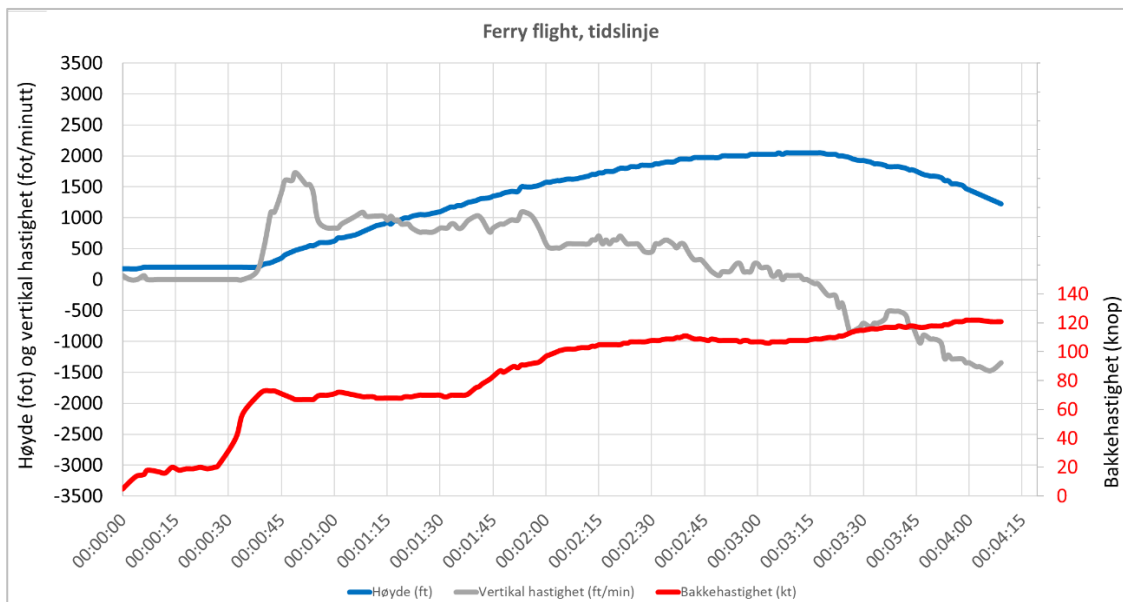
Figur 34: En sammenligning av data fra Flightradar24 (gul markering) om bakkehastighet og flygebane med tilsvarende sendt av CelloTrack-enheten (rød markering) om bord i helikopteret på ulykkesturen. Sammenligningen bekrefter påliteligheten av signalene. Havaristedet nede til venstre er markert med en rød nål og tidspunktet 15:08:00. Illustrasjon: BEA/SHK



Figur 35: Transportetappen fra Alta er markert med grønt, første rundtur med blått og ulykkesturen med rødt. Kart: © Kartverket. Markering: SHK

1.16.1.2 Transportetappen fra Alta

Figur 36 viser data for deler av flygebanen for transportetappen fra Alta til festivalområdet. Flightradar24 har registrert data i fire min og ni sek. Det er ikke registrert vesentlige variasjoner i høyde eller hastigheter under flygingen.



Figur 36: Flygebane for deler av transportetappen til festivalområdet med referanse til tidslinjen for flygingen. Høyde vises med blå kurve og vertikal hastighet²² med grå kurve med verdier på venstre akse. Bakkehastighet vises med rød kurve og verdier på høyre akse. Kilde: SHK

1.16.1.3 Første rundflyging

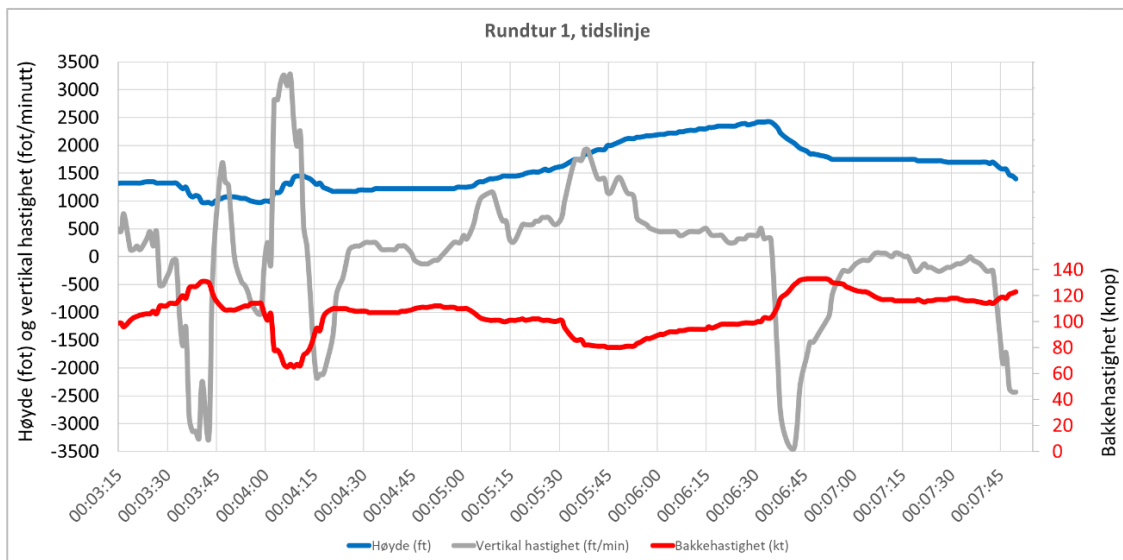
Tidslinjen for den første rundflygingen har utgangspunkt i rapportert tidspunkt for oppstart av flygingen, kl. 1640. Data ble registrert av Flightradar24 fra 00:03:13 inn i flygingen, og siste registrerte tidspunkt for data var etter 00:07:50. Tidslinjen til flygebanen er vist på figur 37.

Det var tre perioder av flygingen som inneholdt variasjoner i høyde og hastighet. Den første var fra 03:30 inn i rundturen, og varte til 04:28. Den neste perioden var fra 06:28 til 07:10, og den siste perioden var fra 07:29 til det siste registrerte datatidspunktet på 07:50.

Den første og den siste perioden sammenfalt med tilsvarende manøvrering på ulykkesturen. Den andre perioden foregikk i større høyde over forholdsvis flatt terreng og beskrives ikke videre.

Den første perioden samsvarer med passeringen av den første fjellryggen, delvis over kupert terreng, og videre flyging over og forbi Hjemmeluftbukta, se figur 38.

²² Negativ vertikal hastighet omtales også som gjennomsynkning, og positiv vertikal hastighet som stigning.

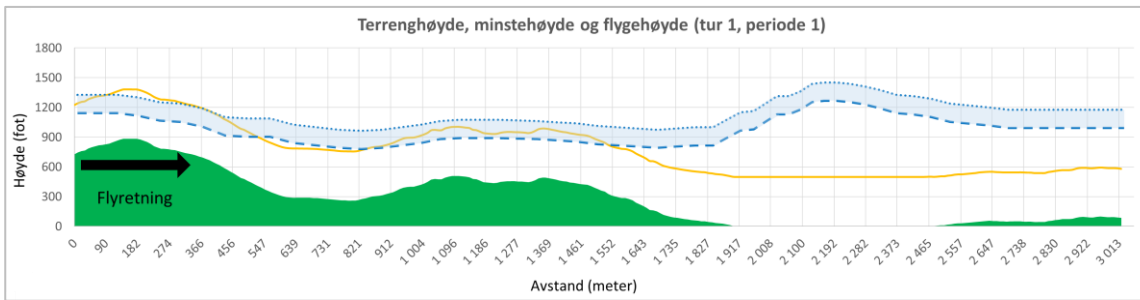


Figur 37: Flygebane for første rundtur med referanse til tidslinjen for flygingen. Høyde vises med blå kurve og vertikal hastighet med grå kurve med verdier på venstre akse. Bakkehastighet vises med rød kurve og verdier på høyre akse. Kilde: SHK



Figur 38: Første periode av rundtur 1. Kart: © Kartverket. Markering: SHK

SHK har innhentet høydeprofilen i terrenget langs denne perioden av flygetraséen fra Kartverket. Terrengprofilen og flygebanen for den første perioden av rundtur 1 er vist i figur 39. Feilmarginer relatert til høydedata er nærmere beskrevet i vedlegg B.

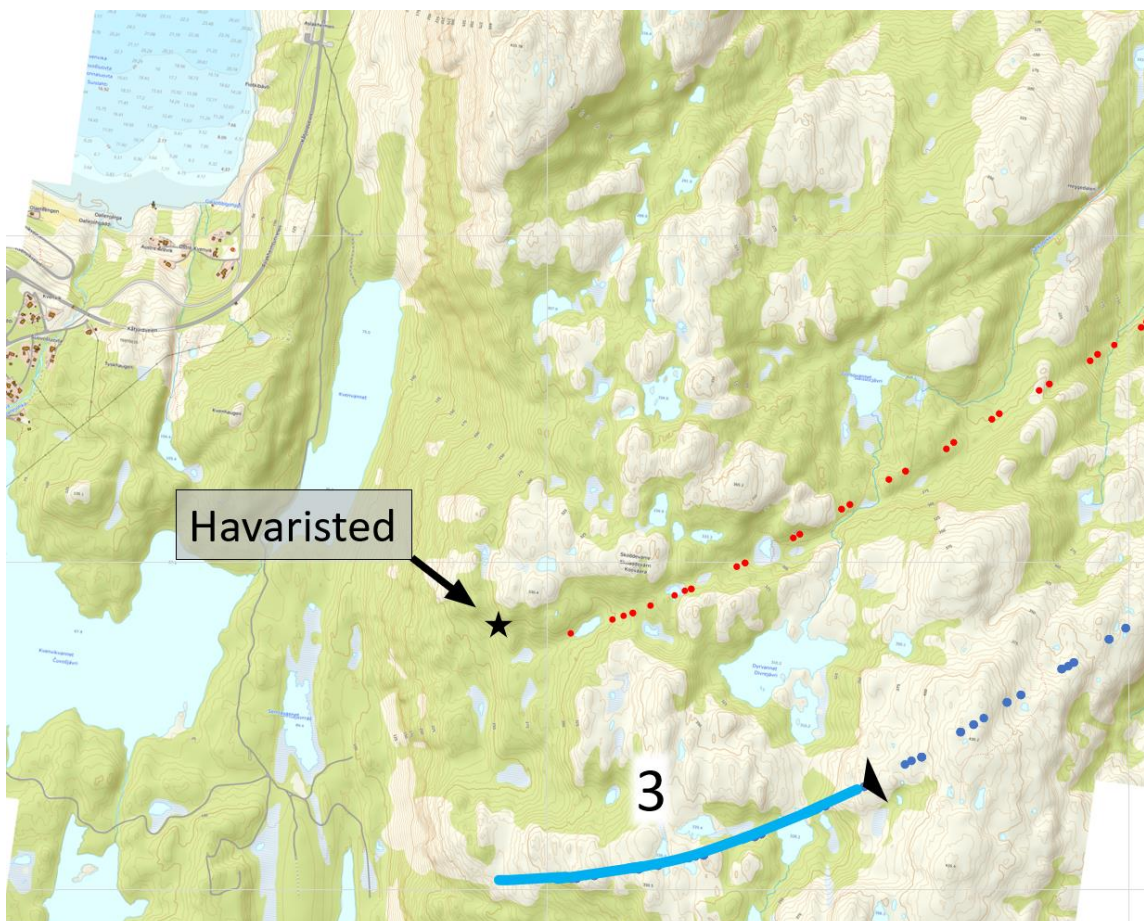


Figur 39: Høyde over terrenget for første periode av rundtur 1. Terrenghøyden er markert i grønt, minstehøyden på 500 ft over terrenget er markert med gult, og flygebanen er markert med blått. Øvre stiplede blå kurve er høydedata fra Flightradar24 og nedre stiplede kurve er høyden korrigert med høydedata fra CelloTrack. Merk at flygeretningen er fra venstre mot høyre. Kilde: SHK

Figuren viser to høyder for flygebanen. Den øverste stiplede kurven illustrerer flygebanen basert på høydedata fra helikopterets transponder registrert av Flightradar24. Den nederste kurven er flygebanen korrigert med forskjellen mellom transponderhøyde og høydedata fra CelloTrack, og representerer den sannsynlige høyden.

Data fra CelloTrack har færre punkter enn data fra transponderen, men stemmer med festivalområdet og ulykkesstedets høyder. Sammenligningene er nærmere beskrevet i vedlegg B.

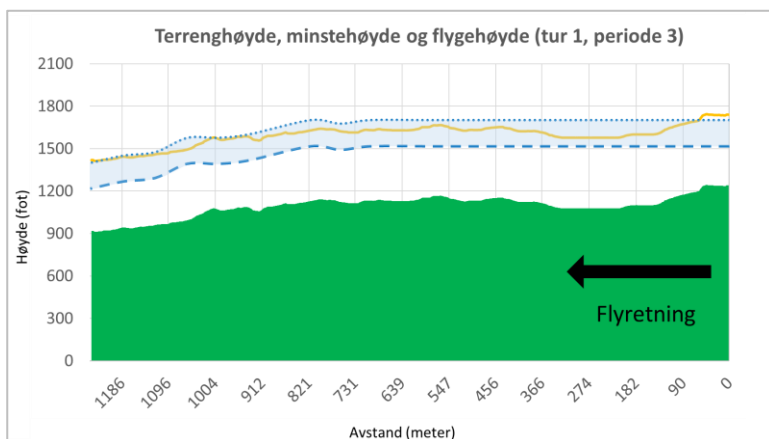
Flygebanen for den siste perioden av rundtur 1, som hadde variasjoner i høyde og hastighet, er vist i figur 40.



Figur 40: Siste periode av rundtur 1 illustrert i blått. Den siste registrerte delen av ulykkesturen er illustrert i rødt. Kart: © Kartverket. Markering: SHK

Siste registrerte datapunkt på den første rundturen viser en høyde på 1400 ft og vertikal hastighet på -2432 ft/min. En av passasjerene på rundturen har forklart at flyturen deretter ble utført ved at

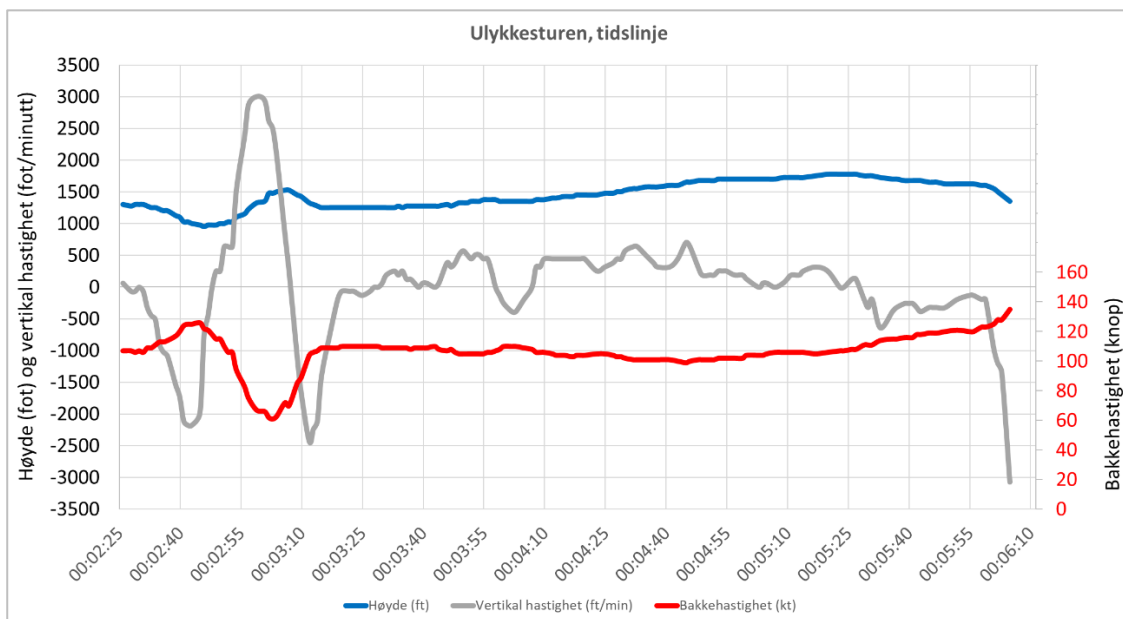
helikopteret fløy ned langs fjellsiden i retning festivalplassen. Terrengprofilen og flygebanen for den siste perioden av rundtur 1 er vist i figur 41.



Figur 41: Høyde over terrenget for siste periode av rundtur 1. Terrengprofilen er markert i grønt, minstehøyden på 500 ft over terrenget er markert med gult, og flygebanen er markert med blått. Øvre stiplet blå kurve er høydedata fra Flightradar24 og nedre stiplet kurve er høyden korrigert med høydedata fra CelloTrack. Merk at flygeretningen er fra høyre mot venstre. Kilde: SHK

1.16.1.4 Ulykkesturen

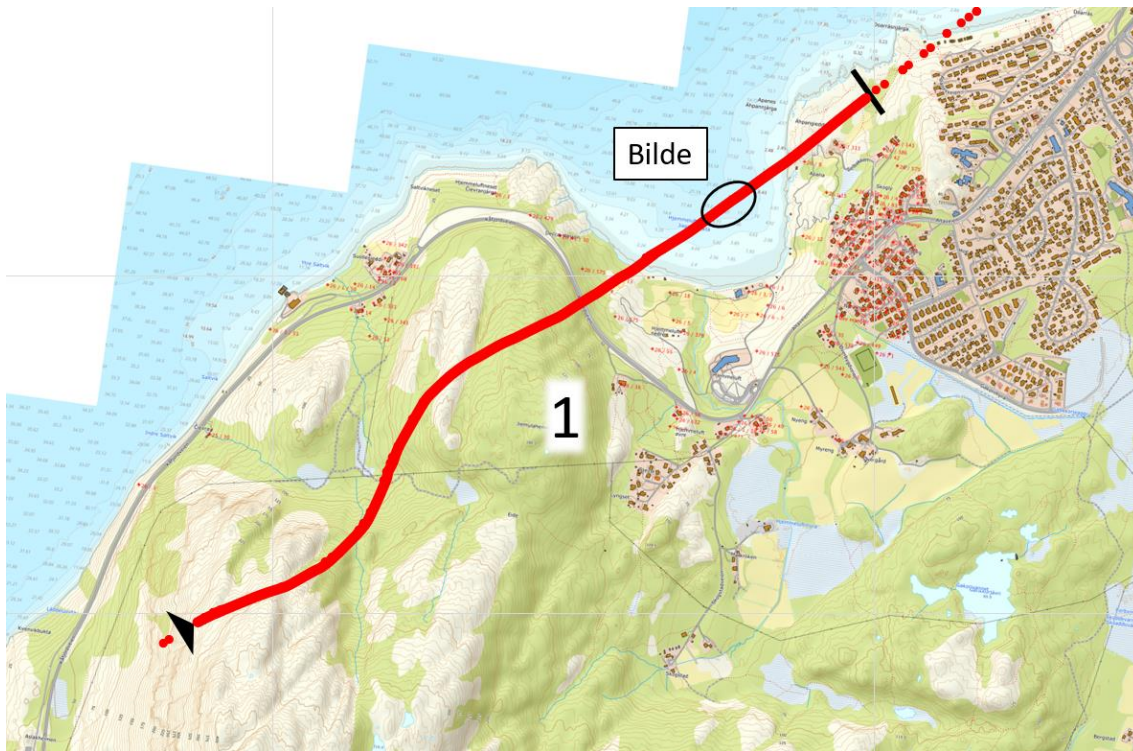
Tidslinjen for ulykkesturen har utgangspunkt i rapportert tidspunkt for oppstart av flygingen, kl. 1659. Data ble registrert av Flightradar24 fra 00:02:25 inn i flygingen, og siste registrerte tidspunkt for data var etter 00:06:10. Tidslinjen for ulykkesturen er vist på figur 42.



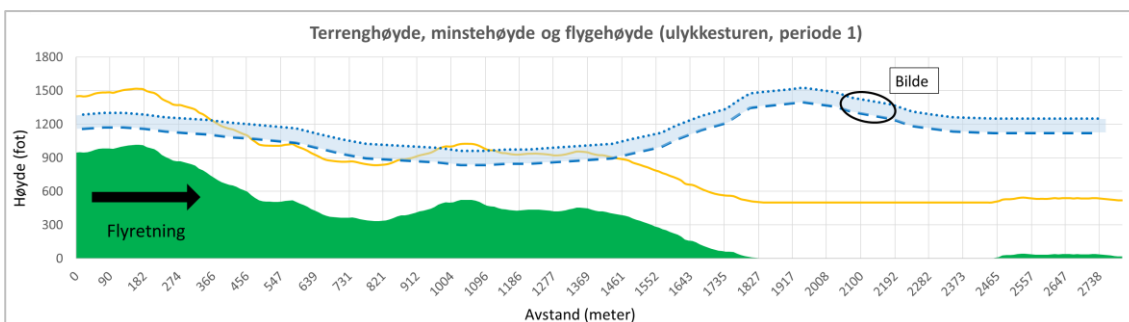
Figur 42: Flygebane for ulykkesturen med referanse til tidslinjen for flygingen. Høyde vises med blå kurve og vertikal hastighet med grå kurve med verdier på venstre akse. Bakkehastighet vises med rød kurve og verdier på høyre akse. Kilde: SHK

Ulykkesturen hadde to perioder med variasjoner i høyde og hastighet. Den første var fra 02:28 inn i rundturen, og varte til 03:22. Den siste perioden var fra 05:40 til det siste registrerte datatidspunktet på 06:05.

Flygetraséen som ble fulgt under den første perioden på ulykkesturen er illustrert i figur 43. Terrengprofilen og flygebanen for den første perioden på ulykkesturen er vist i figur 44.

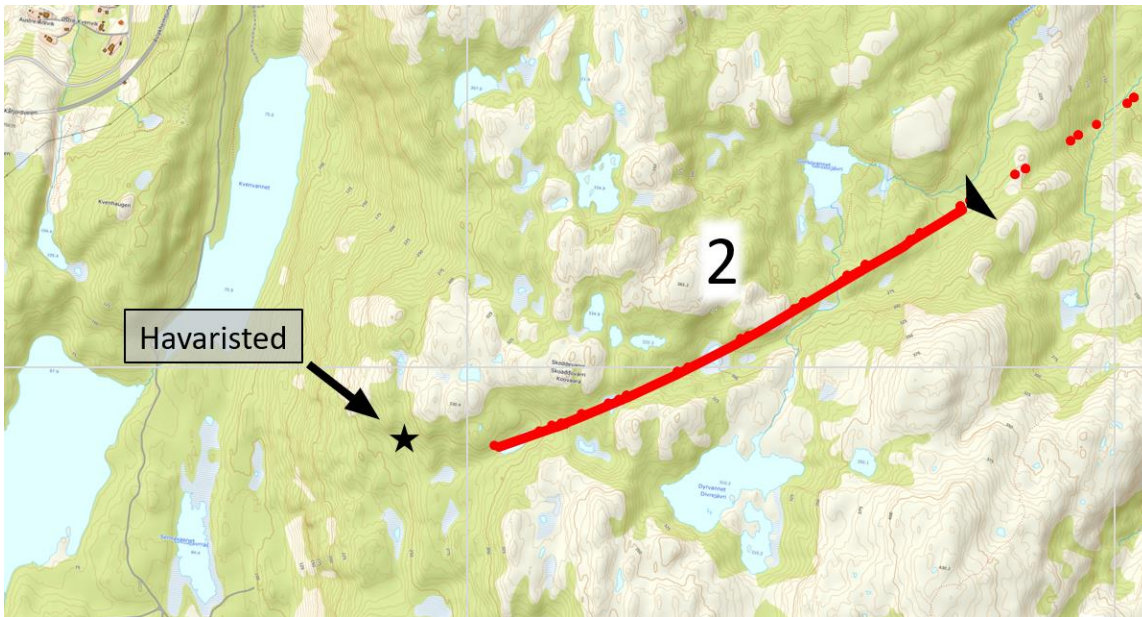


Figur 43: Første periode av ulykkesturen med markering av området der bildet på figur 3 ble tatt. Kart: © Kartverket. Markering: SHK

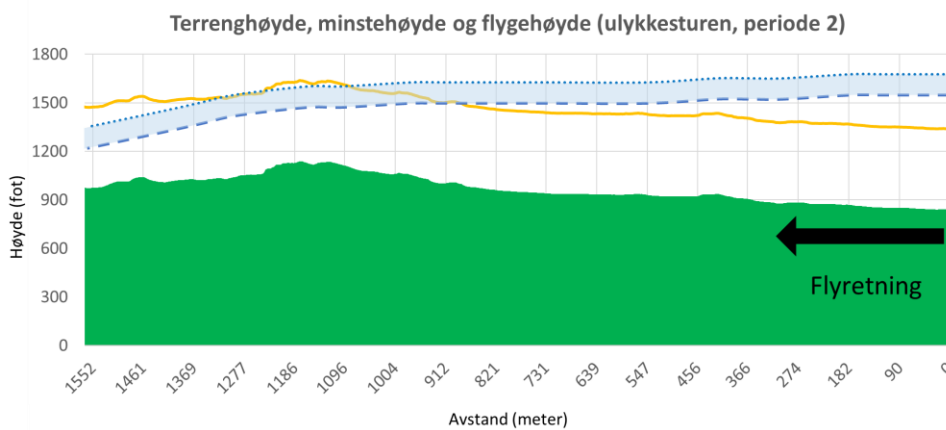


Figur 44: Høyde over terrenget for første periode av ulykkesturen. Terrenghøyden er markert i grønt, minstehøyden på 500 ft over terrenget er markert med gult, og flygebanen er markert med blått. Øvre stiplet blå kurve er høydedata fra Flightradar24, og nedre stiplet kurve er høyden korrigert med høydedata fra CelloTrack. Området der bildet som vises i figur 3 ble tatt er også markert. Merk at flygeretningen er fra venstre mot høyre. Kilde: SHK

Flygetraséen for den siste perioden av ulykkesturen, som hadde variasjoner i høyde og hastighet, er vist i figur 45. Terrenghøyden og flygebanen for den siste perioden av ulykkesturen er vist i figur 46.



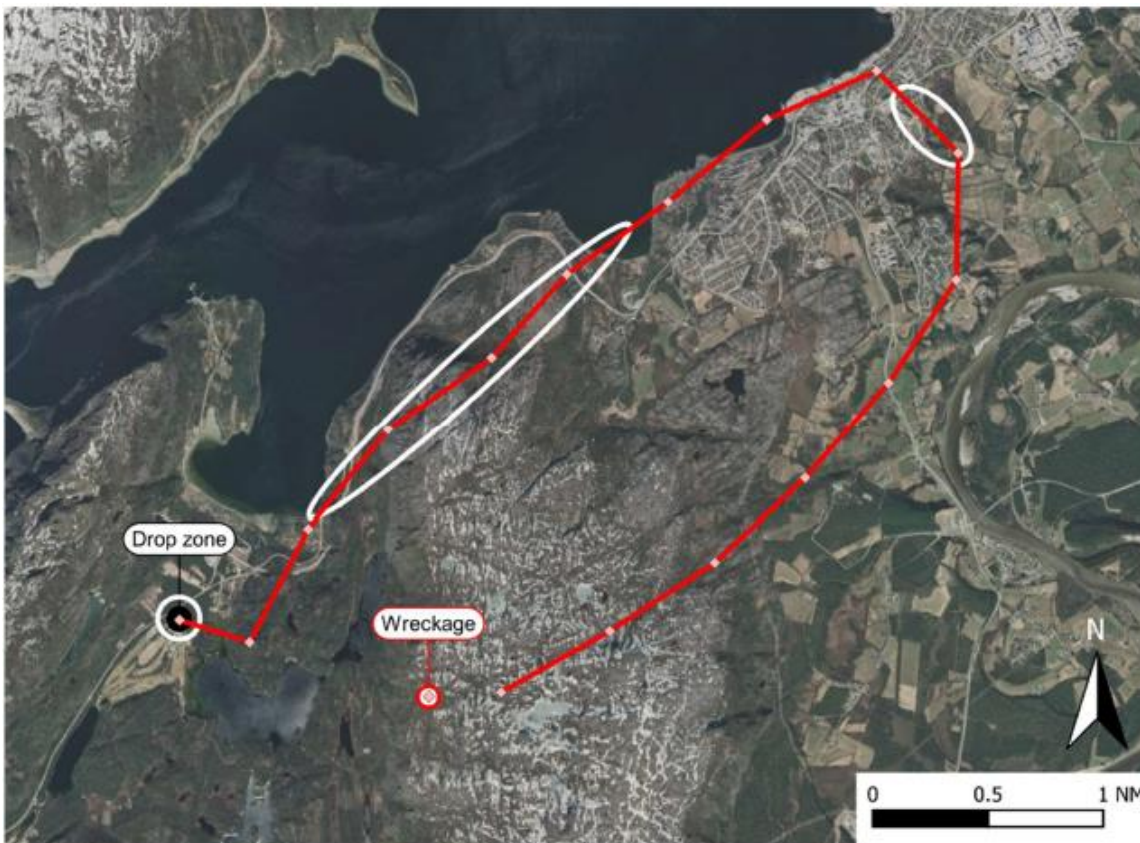
Figur 45: Siste periode av ulykkesturen. Kart: © Kartverket. Markering: SHK



Figur 46: Høyde over terrenget for siste periode av flygingen fram mot havaristedet. Terrenghøyden er markert i grønt, minstehøyden på 500 ft over terrenget er markert med gult, og flygebanen er markert med blått. Øvre stiplede blå kurve er høydedata fra Flightradar24 og nedre stiplede kurve er høyden korrigert med høydedata fra CelloTrack. Merk at flygeretningen er fra høyre mot venstre. Kilde: SHK

1.16.2 VIDEOER OG LYDANALYSER

Flere av passasjerene filmet korte videoer og sendte disse til venner og bekjente under begge flygingene. Videoene er analysert for å få både operativ og teknisk informasjon. Tidspunktene for filming under flygingene kunne beregnes på bakgrunn av sammenligning med omgivelsene og informasjon om flygetrasé (se figur 46).



Figur 47: Flyruten basert på informasjon fra CelloTrack marker med rød strek. Havarikommisjonen har mottatt flere videoer som ble tatt under flygingen. De hvite ovalene viser hvor og når disse ble filmet. Kilde: Google Maps/BEA/SHK

Frekvensanalyser av videoene kan avdekke om det kan ha vært tekniske feil ved noen av de roterende komponentene i helikopteret. BEA utførte analyser av til sammen fire Snapchat-videoer av forskjellig varighet, henholdsvis 8, 40, 48 og 76 sekunder. Med unntak av den korteste videoen på 8 sekunder var videoenes varighet og kvalitet tilstrekkelig til at det kunne gjøres gode analyser.

Frekvensanalysene avdekket ikke noe unormalt med de roterende komponentene (motor, drivaksler, gir i girbokser og rotor). Rotor- og motorhastighetene fremsto også som nominelle.

Videoopptakene indikerte heller ikke noe unormalt med helikopteret.

1.16.3 TILGANG TIL SNAPCHAT-VIDEO

Havarikommisjonen ble tidlig i undersøkelsen gjort oppmerksom på en video fra den aller siste fasen av flygingen. En av passasjerene hadde i en viss tid kommunisert med en venn via Snapchat. Mottaker har anslått at videofilmen hadde en varighet av inntil tre sek, og den var tatt fra samme posisjon i baksetet som bildet i figur 3 og filmet i retning fremover.

Ifølge mottaker viste videoen skogsterrang og ikke noe himmel. Det gikk fort nedover uten at helikopteret roterte. Mottaker kunne ikke huske å ha sett noe uventet eller unormalt som indikerte feil ved helikopteret, og heller ikke huske å ha hørt uvanlige lyder fra helikopteret.

Mottaker har forklart at i siste periode av videoen kom det et utbrudd fra en av passasjerene som tydet på at vedkommende mislikte situasjonen. Umiddelbart sendte mottaker et spørsmål tilbake om hva dette var, men fikk ikke svar. Mottaker ringte deretter fem ganger til avsenderen av Snapchat-videoen i perioden mellom kl. 1707 og kl. 1710 uten å få svar.

Siden videoen kun ble sendt til denne vennen, og videoen ikke ble lagret av vedkommende er den ikke lenger tilgjengelig. Politiet ved KRIPOS fikk sikret kontoen til avsender av Snapchat-videoen for en periode på 12 måneder hos Snap Inc. i USA.

Parallelt med politiets arbeid med å få tilgang til videoen kontaktet Havarikommisjonen National Transportation Safety Board (NTSB) i USA med forespørsel om de kunne bistå med å få tak i videoen. NTSB anså ikke at de hadde nødvendig myndighet, og informerte om at justismyndighetene ville være veien å gå for eventuelt å få informasjon fra Snap Inc.

På hjemmesiden til Snap. Inc. fremkommer det at selskapet er svært restriktivt med å dele informasjon med tredjepart. Følgende er eksempler på hva som skal til:

Inform us that your case involves child exploitation, or the threat of imminent death or bodily injury, and provide a sufficient legal and factual basis for us to make this determination.

Justismyndigheter i Norge og USA har, i samarbeid med norsk politi søkt tilgang til videoen. Det har imidlertid ikke vært mulig å få tilgang til videoen, eller en bekreftelse fra Snap Inc. om at videoen er lagret. Havarikommisjonen bidro til prosessen med et skriv som pekte på hvordan tilgang til videoen eventuelt kunne bidra til å forhindre framtidige ulykker med denne mye brukte helikoptertypen.

Havarikommisjonen kontaktet også Ibas Ontrack AS for om mulig å hente ut videoen fra mottakerens telefon. Ibas opplyste at dette ikke var mulig.

1.16.4 GENERELT OM DE TEKNISKE UNDERSØKELSENE

Et team med eksperter fra den franske havarikommisjonen BEA, helikopterfabrikanten Airbus Helicopters og motorfabrikanten Safran Helicopter Engines (SHE) bisto Havarikommisjonen både i de tekniske undersøkelsene på havaristedet og i Havarikommisjonens lokaler.

Da vrakdelene ankom SHKs lokaler ble de gjennomgått og lagt ut i en forenklet rekonstruksjon. Det var hovedsakelig halepartiet, rester av hovedrotoren, motoren og deler av stål som var tilgjengelig for detaljerte undersøkelser.

Motorkontroller og andre komponenter av aluminiumslegeringer hadde smeltet i brannen, sammen med deler av flykontrollene og overføringene til rotorsystemet.

De største smeltede aluminiumklumpene ble røntgenfotografert med henblikk på å detektere mulige deler, uten at det ble gjort funn av betydning for undersøkelsen.

Motoren og motorens styringssystemer for drivstofftilførsel ble nøye undersøkt. Drivakslingen mellom motor og hovedgirboks, de fleksible koblingene med innfestningsbolter, samt friturbinen ble sendt til skade- og metallurgisk analyse hos DNV GL. Både Airbus Helicopters og Havarikommisjonen deltok ved undersøkelsene.

Nærmere beskrivelse av de forskjellige undersøkelsesresultatene og observasjonene er gjengitt i påfølgende kapitler.

1.16.5 UNDERSØKELSE AV DRIVAKSELEN TIL HOVEDGIRBOKSEN

Drivakslingen med flens i begge ender, gimbalkoblingen, som omslutter drivakslingen og den fleksible koblingen til hovedgirboksen, ble undersøkt. Det ble funnet rotasjonskader både på flensene mellom drivaksling og hovedgirboks, samt inne i gimbalkoblingen.



Figur 48: Motorsiden av drivaksel mellom motor og hovedgirboks. Den fleksible koblingen (se rød pil) framstår som nesten uskadd. Foto: SHK



Figur 49: Drivaksel mellom motor og hovedgirboks med flens for kobling mot girboks. Flens har flere rotasjonsskader og ingen rester fra den fleksible koblingen. I bakgrunnen vises en sterkt varmeskadd gimalkobling som også viser tegn til rotasjonsskader. Foto: SHK

Akselen mellom motor og hovedgirboks har en fleksibel kobling i hver ende, der koblingen mot girboksen hadde røket av. Figur 48 viser motorenden av akslingen og en nesten uskadd fleksibel kobling. Forventet utseende ved brudd i den fleksible koblingen er som vist på figur 29. Som vist på figur 49 var det ingen rester fra den fleksible koblingen på flensen og det samme var tilfelle på hovedgirboks-siden. Det uvanlige utseendet sammen med at det ikke ble funnet noen hele bolter, gjorde det viktig å kartlegge bruddforløpet, og dermed finne ut om dette kunne ha skjedd i lufta eller om det var et resultat av sammenstøtet med bakken.

Den fleksible koblingen bestod av 18 stk. 0,2 mm tykke lameller av stål lagt oppå hverandre med hylser presset gjennom. Hver lamell hadde seks hull. Det er en flens i enden av akslingen inn mot girboksen og en tilsvarende flens på girboks-siden. Hver av disse har tre ører med hull til bolter. Koblingen ble holdt sammen av seks bolter med skiver og kronemuttere låst med splittpinner. Ved montering vil kronemutteren være sikret til bolten med en splittpinne som føres gjennom hullet i enden av bolten. Hver av boltene er identifisert med et delenummer og et nummer for produksjonsserien, men Airbus Helicopters har ikke etablert et system for å knytte et produksjonsserienummer til et aktuelt luftfartøy.



Figur 50: Alle bolthalvdelenene som ble funnet. Nederst i bildet er to hele bolter med muttere vist som referanse. Ved montering vil mutteren være sikret til bolten med en låsepinne som føres gjennom hullet i enden av bolten. Foto: DNV GL/SHK

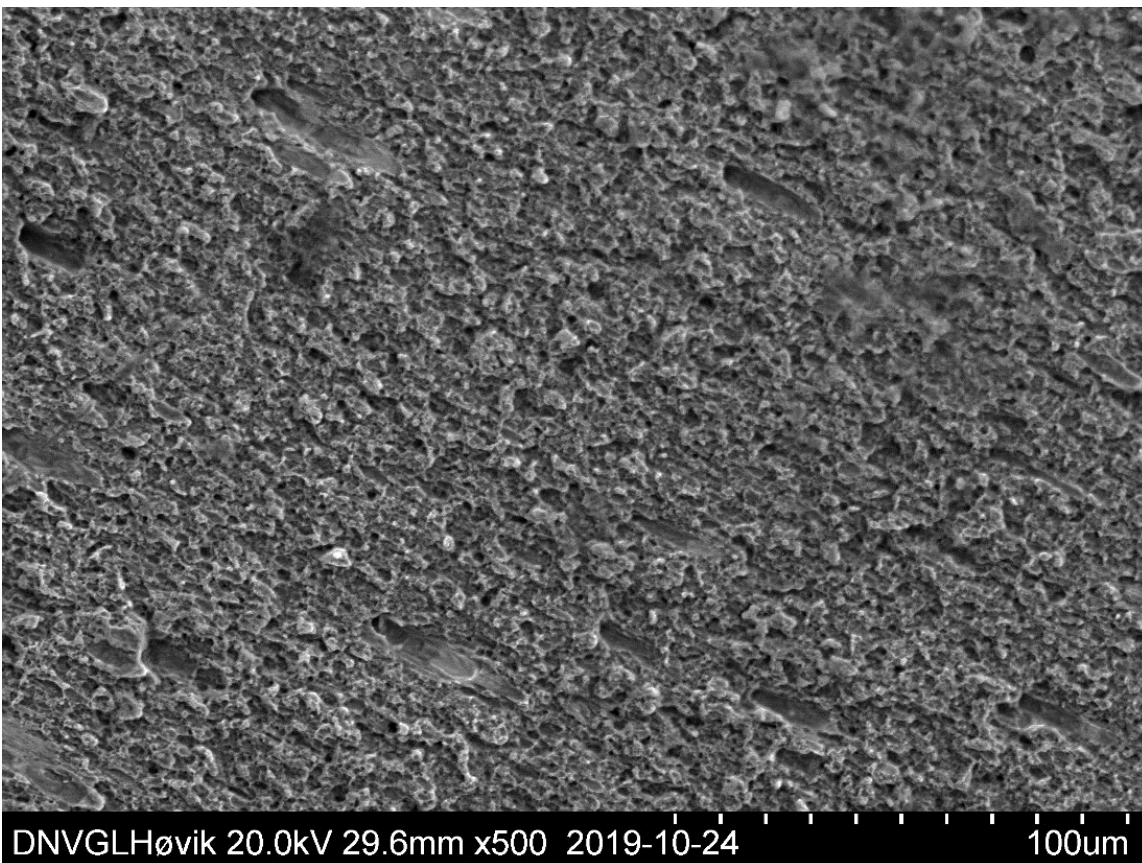
Samlet ble 11 av 12 halve bolter funnet (se figur 50), seks med muttere påmontert og fem med bolthode. Dermed hadde Havarikommisjonen minst en bruddflate fra hver av de seks boltene tilgjengelig for metallurgisk analyse. Den metallurgiske undersøkelsen ble gjennomført av DNV GL. Det ble ikke funnet avvik fra spesifisert kjemisk sammensetning, hardhet eller strekkfasthet i de prøvene SHK fikk gjennomført.

Helitrans bidro med bolter demontert fra andre AS 350-helikoptre som referansebolter under undersøkelsen. Havarikommisjonen mottok tekniske kravspesifikasjonene fra Airbus Helicopters. Noen av referanseboltene hadde kortere gangtid enn LN-OFU. Alle referanseboltene hadde målbar slitasje på den ugjengede delen av boltene, og kadmieringen var slitt bort. Dette nevnes som en observasjon som ikke er relatert til ulykken.

DNV GLs undersøkelse viste at alle bruddene i boltene var resultat av strekk- og skjæroverbelastning (se figur 51 og figur 52). Det ble ikke funnet tegn til at det hadde oppstått utmattingssprekker forut for ulykken.



Figur 51: Bruddet i en av boltene. Hylsen som går gjennom lamellene er til høyre ved mutteren.
Foto: DNV GL/SHK



Figur 52: 500 gangers forstørrelse av bruddet i bolten i forrige bilde. Dimplingen i bruddflaten viser at det er et duktilt overbelastningsbrudd. Foto: DNV GL/SHK

Et stort antall større og mindre segmenter av lamellene som utgjør den fleksible koblingen ble funnet på havaristedet. De 18 lamellene i koblingen hadde til sammen 108 hull, og det ble funnet

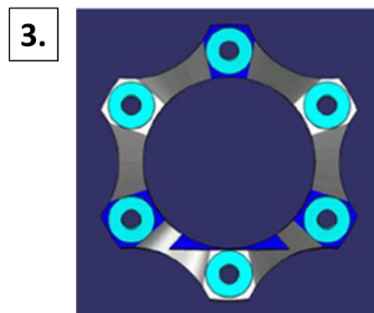
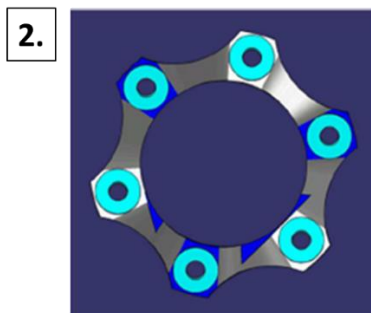
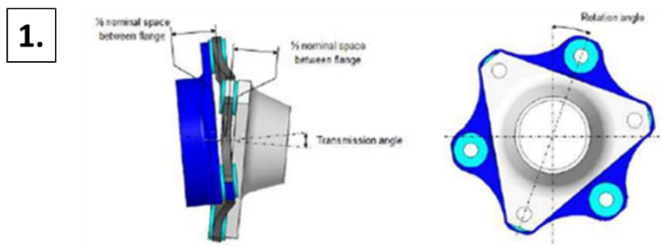
lamelldeler med totalt 104 hull. De fleste lamellene var vridd og bøyd (se figur 53). Fire segmenter ble funnet med fem hull intakte mens flertallet bestod av segmenter med kun ett hull.



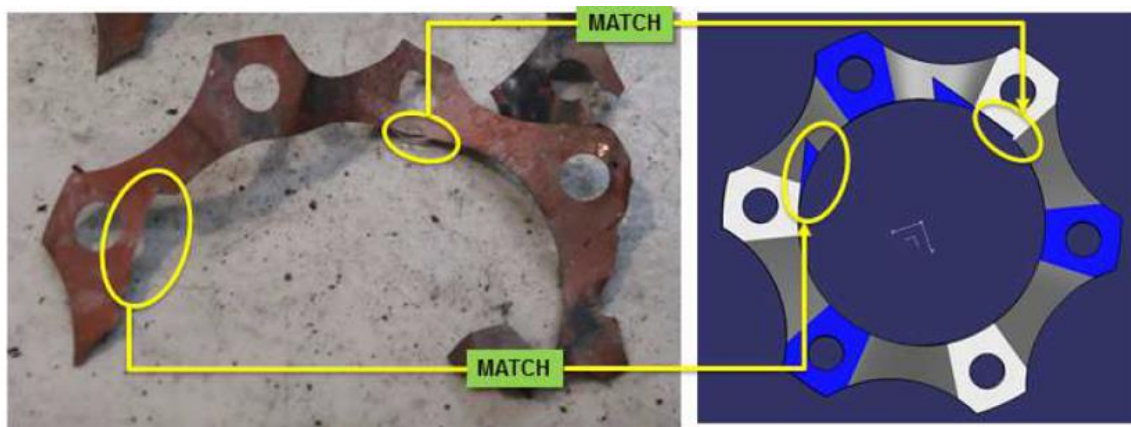
Figur 53: Lamellsegmenter fra den fleksible koblingen. Foto: DNV GL/SHK

Alle bruddene i lamellene ble analysert av DNV GL med deltakelse fra Airbus Helicopters. Bruddene ble vurdert til å være overveiende duktile overbelastningsbrudd, enten ved strekkbelastning eller skjær. Det ble ikke funnet avvik fra spesifisert kjemisk sammensetning, hardhet eller strekkfasthet i de prøvene SHK fikk gjennomført.

Som et ledd i undersøkelsen, og for å forstå skadene på lamellene i den fleksible koblingen, laget Airbus Helicopters en animasjon. Animasjonen viste belastningen ved ulike vinkelavvik og rotasjonsvinkler mellom drivakselen mellom motoren og hovedgirboksen. Stillbilder fra animasjonen er vist i figur 54 og figur 55. Animasjonen viser at det må et betydelig vinkelavvik til for å forklare oppbrytningen. En lamell fra LN-OFU er til sammenligning vist i figur 55.



Figur 54: Illustrasjoner fra animasjonen viser hvordan skadene på lamellene i den fleksible koblingen kan oppstå etter kontakt med drivakslingen som følge av vinkelavvik mellom motor og hovedgirboks. Illustrasjon: Airbus Helicopters/SHK



Figur 55: En sammenligning av skadene på de aktuelle lamellene fra LN-OFU og typiske skader på lamellene ved vinkelavvik av drivakselen er tilnærmet identiske. Illustrasjon: Airbus Helicopters/SHK

1.16.6 UNDERSØKELSE AV MOTOREN

1.16.6.1 Generelt

Motoren med utvendige komponenter var relativt lite skadet, se figur 56. Den ble undersøkt av SHK og motorprodusenten Safran Helicopter Engines. Ledningspluggene til EBCAU og til torque-sensoren var imidlertid ødelagt. Store deler av ledningsnettets til DECU var oppbrent (se kapittel 1.6.3 for beskrivelse av motoren og tilhørende systemer).



Figur 56: Motoren før demontering i Havarikommisjonens lokaler. Foto: Safran Helicopter Engines/SHK

Rotasjonsmerker på den koniske flaten i senter av kompressoren, samt hakk i kompressorblader, er indikasjoner på at fremmedlegemer hadde kommet inn i luftinntaket mens gassgeneratoren roterte. Smeltet aluminium hadde rent langs motoren med forskjellige vinkler, noe som indikerte at motoren hadde endret posisjon i løpet av brannforløpet mens flytende aluminium rant nedover.

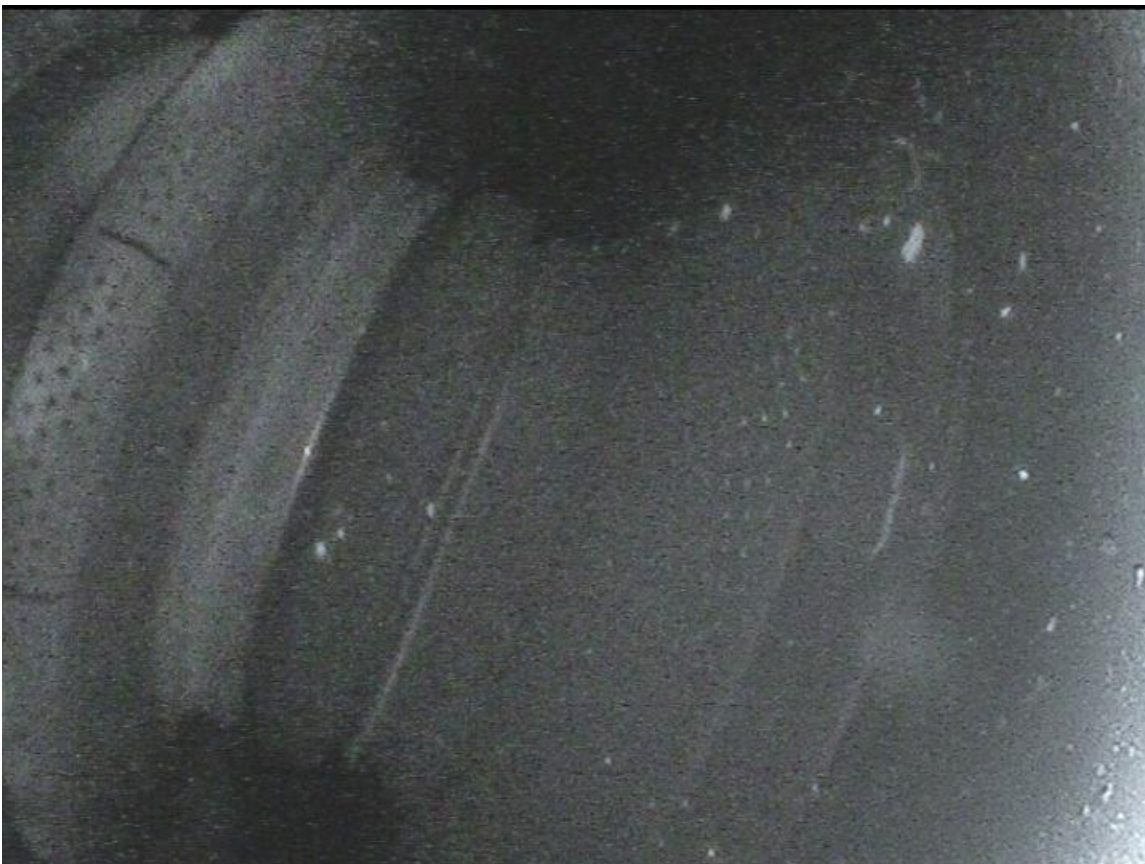
Følgende deler ble innledningsvis skrudd ut av motoren og undersøkt:

- Drivstoff-filteret: visuelt inspisert og funnet å være rent.
- Filteret for motorolje: visuelt inspisert og funnet å være rent.
- Magnetplugg for olje, Module M01: ingen nevneverdige partikler funnet.
- Magnetplugg for olje, Module M05: noen mindre partikler funnet, se figur 57. Safran Helicopter Engines vurderte at partiklene kom fra girboksen i forbindelse med turtallsøkningen og skadene på kraftturbinen.
- Magnetplugg for returoilje: visuelt inspisert og funnet å være ren.



Figur 57: Magnetplugg for olje i Module M05. Foto: SHK

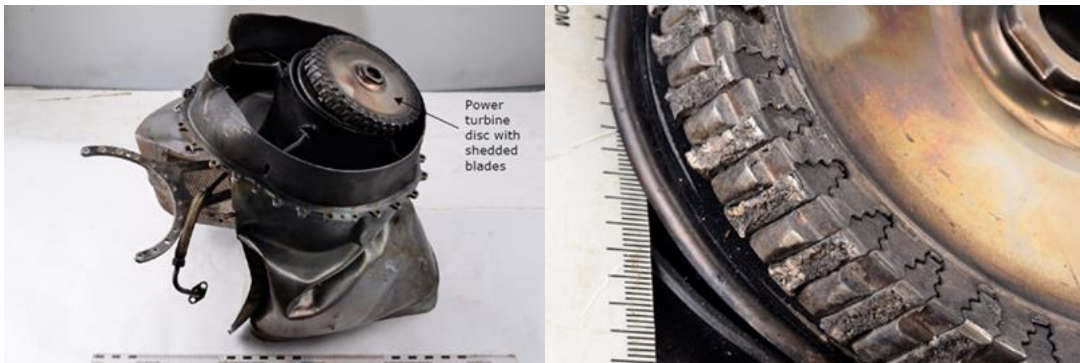
Boroskop-inspeksjon innvendig i gassgeneratoren viste noen mindre skader etter fremmedlegemer i kompressoren. Ellers var det sot, men ingen ytterligere innvendige skader, se figur 58.



Figur 58: Brennkammeret fotografert via boroskop. Området var uskadet, men dekket av sot. Foto: SHK

1.16.6.2 Kraftturbinen

Som omtalt i punkt 1.6.4 er turbinbladene konstruert med et svakt punkt i bladroten for å hindre en teoretisk *Power Turbine Disc Burst*. Det var brudd i samtlige 37 turbinblader på kraftturbinen, se figur 59. Alle bladrøttene satt igjen i turbinhjulet, men kun fragmenter av et fåtalls turbinblader ble funnet ved demonteringen av motoren. Det ble ikke funnet gjenkjennbare rester av turbinblader på ulykkesstedet.



Figur 59: Alle de 37 turbinbladene hadde tilnærmet identisk bruddflate ved bladroten. Foto: DNV GL/SHK

Turbinhjulet uten turbinblader, akslingen og lagrene var hele, men hadde flyttet seg ut av rotasjonssenteret. Turbinhjulet hadde dermed kommet i kontakt med turbinhuset under rotasjon, og dette medførte at store deler av bruddflatene var ødelagt.

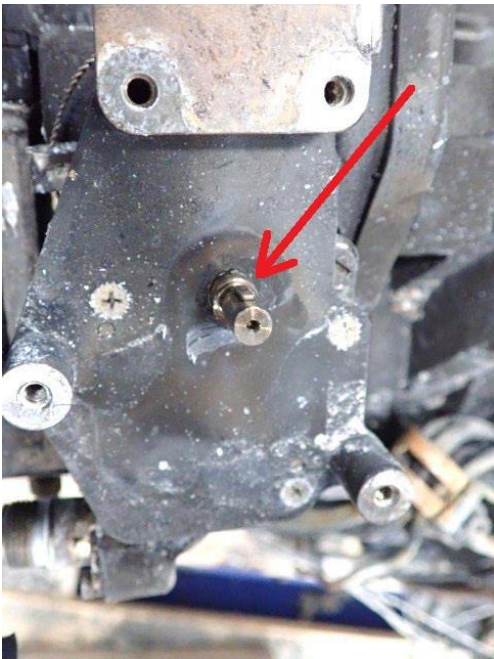
DNV GL undersøkte de ulike bruddene på turbinbladene. Alle 37 bladrøttene ble demontert fra turbinhjulet og undersøkt. Undersøkelsen viste at alle bruddene i hovedsak var duktile og at bruddene hadde oppstått i tilknytning til det svake punktet. Det ble ikke funnet tegn til utmatting. Det ble gjort et begrenset funn av sprø dendrittisk struktur, men dette anses ikke å ha bidratt til brudd.



Figur 60: Turbinbladfragmenter funnet under demontering av motoren. Foto: SHK

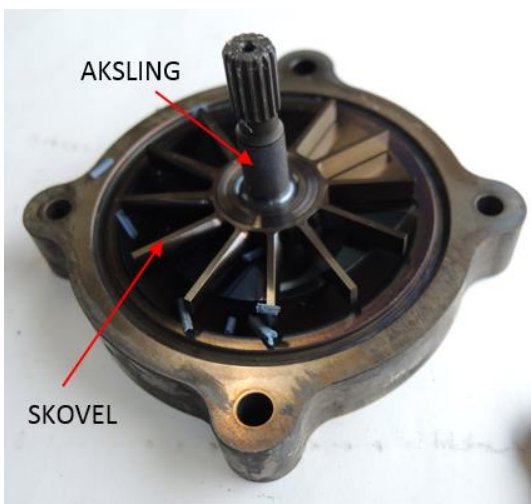
1.16.6.3 Den hydromekaniske drivstoffkontrollen

Den hydromekaniske drivstoffkontrollen, *Hydro Mechanical Unit* (HMU), var i liten grad skadet av varme. Reservekontrollen, EBCAU, ble tatt av HMU og det kunne fastslås at akselen mellom HMU og EBCAU sto i normal posisjon, se figur 61.



Figur 61: Pilen peker på låsekilen på akselen mellom HMU og EBCAU. Når den peker rett opp har ikke EBCAU tatt over kontrollen av motoren. Foto: Safran Helicopter Engines

Drivstoffpumpen til motoren ble demontert og undersøkt. Noen innvendige pakninger var varmeskadd, men ellers var begge trinnene i pumpen uskadet. Det første trinnet vises i figur 62.

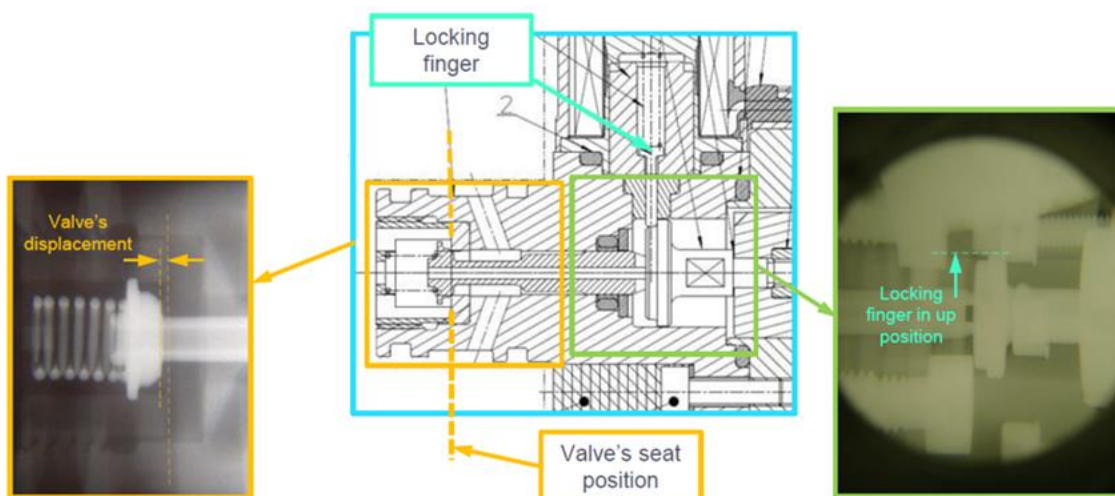


Figur 62: Skovlene og akslingen i lavtryksdelen av drivstoffpumpen. Små biter av innvendig blå pakning brakk opp og løsnet under demontering. Foto: SHK

1.16.6.4 Kraftturbinens beskyttelse mot for høyt turtall

Systemet for turtallsbeskyttelse, *overspeed protection system*, av kraftturbinen er omtalt i kapittel 1.6.4. Den elektrisk opererte stengeventilen (SEV) i drivstofftilførselen styres av DECU basert på turtallssignaler fra sensorene N2B og N2C, samt *torque*-sensoren. Begge N2-sensorene og *torque*-sensoren må registrere *overspeed* for å aktivere SEV.

SEV blir normalt stående i siste kommanderte posisjon. For å fastslå ventilens posisjon ble den tatt med til Aerospace Industrial Maintenance Norway AS (AIM) på Kjeller for røntgenfotografering. SHK og Safran Helicopter Engines vurderte bildene og konkluderte med at ventilen mest sannsynlig sto i åpen posisjon (se figur 63). Det indikerer at ventilen som skal stenge for drivstoff når turtallet når 120 % ikke har blitt aktivert av DECU.



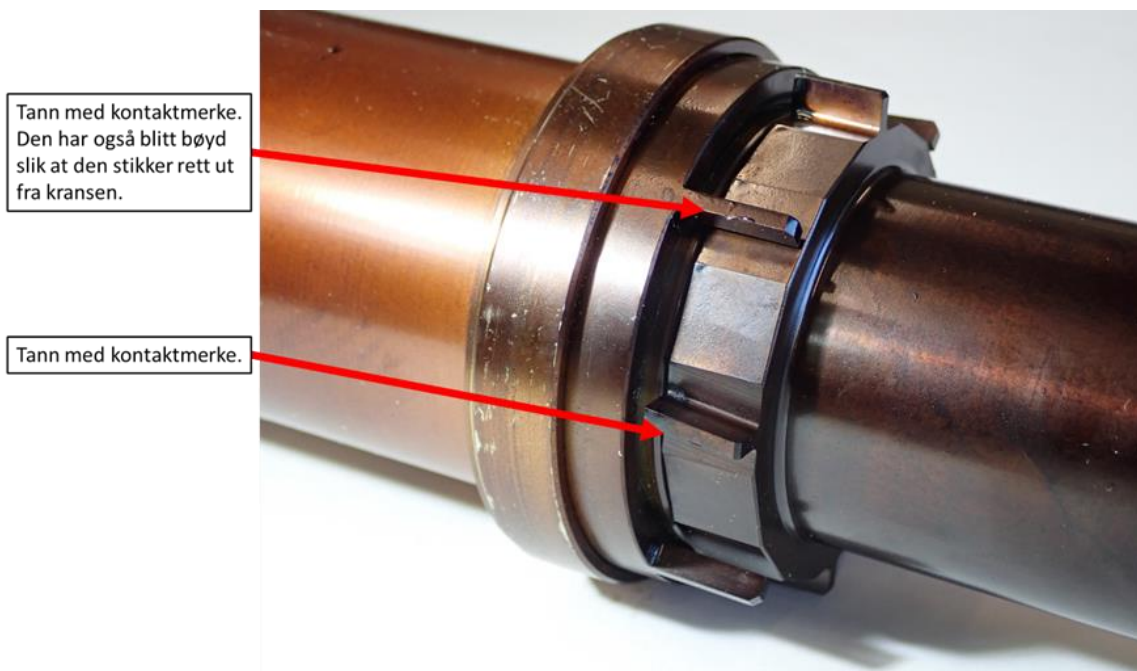
Figur 63: Røntgenbilder av SEV fastslo at den ble funnet i åpen posisjon, og ikke hadde vært aktivert. Illustrasjon: Safran Helicopter Engines. Røntgenbilder: AIM/SHK

Ved demontering av sensorene ble det konstatert at tilkoblingspluggen for *torque*-sensoren hadde blitt ødelagt av havarikrefter. Sensorene ble sendt til Frankrike for å undersøke eventuelle skader. Arbeidet ble utført av Safran Helicopter Engines under ledelse av den franske havarikommisjonen (BEA). N2-sensorene ble funnet uskadet, mens *torque*-sensoren hadde et lite kontaktmerke på *pickup* (se figur 64). Det ble ikke funnet funksjonsfeil ved testing av sensorene.



Figur 64: Torque-sensoren med kontaktmerke på pickup, den ødelagte tilkoblingspluggen til torque-sensoren og de tre N2 sensorene uten skade. Foto: Safran Helicopter Engines/SHK

For å finne årsaken til kontaktmerket ble motorens overføringsaksel (transmission shaft), Module M01) undersøkt. Det ble da funnet en bøyd tann og en annen tann med kontaktmerker etter berøring med *torque*-sensoren (se figur 65).



Figur 65: Motorens overføringsaksel med kontaktmerke og bøyd tann. Foto: SHK

1.16.6.5 Motorens kraftoverføring

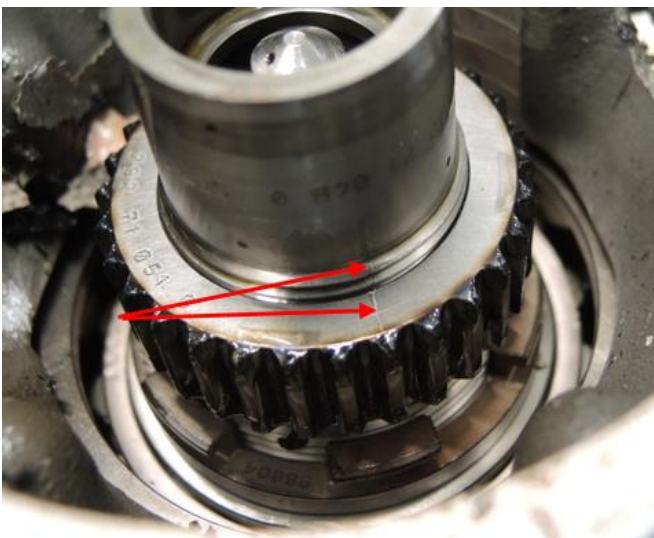
Som et ledd i undersøkelsene var det av interesse å se om drivlinjen mellom kraftturbinen og rotorsystemet hadde vært utsatt for overbelastning, for eksempel ved at motoren leverte kraft samtidig som rotorbladene ble bremsset hurtig ned i havariøyeblikket. Motorens overføringsaksel med frihjulskobling (Modul M01) og girboks (Modul M05) ble demontert. Girboksen var i god stand, med unntak av koblingen til kraftturbinen der en del av girbokshuset var slått av.

Frihjulskoblingen ble funksjonsprøvd og visuelt inspisert. Den lot seg rotere manuelt, og låsefunksjonen virket tilsynelatende som forventet. Koblingen ble deretter demontert og inspisert innvendig. Det ble funnet blå oksideringsmerker på ytterringen på frihjulskoblingen. Koblingen ble så sendt til AIM på Kjeller for måling av dimensjoner, kast i akslingen og overflateruhet. Det ble ikke observert vesentlige avvik. Det ble slått fast at oksideringene skyldtes kontakt med olje under høy temperatur. (se figur 66).

To overrettmerker på en aksel og mutter i girboksen (Modul M05) hadde ikke flyttet seg i forhold til hverandre (se figur 67). Dersom disse merkene flytter seg i forhold til hverandre indikerer det at motoren har levert effekt i havariøyeblikket. Erfaringsmessig kan imidlertid motoren levere effekt under et havari uten at merkene blir forskjøvet.



Figur 66: Frihjulskoblingen. Fra venstre mot høyre: ytterringen med blå oksideringsmerker, den indre akslingen med oksideringsmerker etter låseelementene (sprags) og ringen med låseelementer nede til høyre. Foto: SHK



Figur 67: Overrettmerkene på LN-OFU. Blåfargen på mutteren skyldes varmeutviklingen etter ulykken. Foto: Safran Helicopter Engines/SHK

1.16.7 DRIVSTOFFPRØVER

Helikopteret brant opp, og det ble ikke funnet drivstoff på havaristedet. Det var derfor ikke mulig å ta drivstoffprøve fra vraket. Dagen etter ulykken sikret Havarikommisjonen sammen med helikopteroperatøren drivstoffprøver fra tanken ved operatørens base på Alta lufthavn, der

helikopteret ble fylt siste gang. Det var ikke spor av vann i drivstoffet som ble tappet fra henholdsvis pistolmunnstykke/slange og fra bunnen av tanken.

1.17 Organisasjon og ledelse

1.17.1 HELITRANS AS

Helitrans AS er en norsk operatør med hovedkontor på Trondheim lufthavn, Værnes. Operatøren ble etablert i 1990 og fikk ett år senere sitt *Air Operator Certificate* (AOC) basert på BSL JAR-OPS 3. Tidligere opererte Helitrans AS både fly og helikoptre. Flyoperasjonene ble etter hvert avvirket, og fra 2012 har virksomheten kun dreid seg om helikopteroperasjoner. Kjernevirksomheten var tjenester for bedrifter og privatpersoner, inkludert blant annet personelltransport, lasteflyging og mastemontasje.

På ulykkestidspunktet var det totalt ca. 100 ansatte i Helitrans AS. Operatøren hadde en egen godkjent teknisk avdeling med 12 ansatte som utførte ettersyn og vedlikehold på egne helikoptre.

Helitrans hadde på ulykkestidspunktet totalt 21 helikoptre, hvorav 14 av typen Airbus Helicopter AS 350 B3. Basen på Alta lufthavn var en av operatørens åtte baser. Operatøren drev også innlandsoperasjoner fra Værnes, Tromsø, Kjeller, Narvik, Mo i Rana, Sauda og Stavanger. Driftstillatelsen gjaldt også for rundflyging med passasjerer.

1.17.2 HELITRANS SINE PROSEDYRER FOR RUNDFLYGING

Utdrag fra operatørens Operations Manual-Part E kapittel 9.1 – Nature and complexity of the activity og kapittel 9.5 – Normal procedures, er gjengitt i figur 68 og figur 69.

Kapittel 9.1 benevner rundflyging med passasjerer som den enkleste oppdragsformen. Mindre erfarne flygere kunne utføre denne type flyging innenfor rammen av Helitrans sine prosedyrer. Helitrans har ikke et minstekrav til flygetid for flygere som skal utføre rundflyging med passasjerer.

Kapittel 9.5, normalprosedyrer angir foruten krav om passasjerliste og kontroll av egnethet som passasjer også at passasjerene skal motta sikkerhetsinformasjon. På generelt spørsmål fra Havarikommisjonen har passasjerene på første rundflyging opplyst at de ikke fikk noen særskilt sikkerhetsinformasjon i forbindelse med flygingen. Havarikommisjonen har ikke fått klarhet i om det samme gjaldt passasjerene på ulykkesturen.

Lastemannen har opplyst til Helitrans at han gav begge gruppene med passasjerer en sikkerhetsbriefing før de gikk om bord i helikopteret.

Samme kapittel angir også begrensinger for helikopterets maksimalt tillatte *roll* (rotasjon om lengdeaksen) på 30° og *pitch* (nese opp/ned) på 15° når flygehøyden er lavere enn 500 ft over bakken. Denne begrensningen skal heller ikke overskrides når flygehøyden er høyere enn 500 ft over bakken med mindre det er absolutt nødvendig. «Stuntflyging» er forbudt. Begrensningene om maksimal *pitch* og *roll* ble innført som et resultat av Havarikommisjonens sikkerhetstilråding etter ulykken ved Dalamot (se kapittel 1.6.8.3).

9.1 Nature and complexity of the activity:

For company pilots at an entry level this SOP allows them to start flying performing the most basic operation there is.

The purpose of sightseeing flights is to provide passengers a pleasant and memorable experience. Sightseeing flights are often held in conjunction with happenings of all kinds, but can also be facilitated in connection with birthdays, anniversaries, and other commemorations. The flight will be performed as smooth as possible so that it can not provoke any fear or discomfort among the passengers. Although a passenger may have "won" a helicopter ride, this passenger may never been aboard a helicopter before, and therefore may have a built-in scepticism towards helicopter. It is therefore important that the pilot has this in mind and performs a considerate flight. The pilot must under no circumstances be influenced to perform any kind of "stunt flying".

This SOP may not be performed in areas considered as congested hostile environment.

Helicopters to be used for activities involving takeoff and landing in urban and other densely populated areas shall be equipped with at least two engines, and the weight should be adjusted so that every phase of the flight can be conducted in a satisfactory manner with an engine inoperative.

Excluded from this provision are flying that can follow a route where the helicopter can land without hazard to persons or property on the ground.

Figur 68: Operations Manual-Part E kapittel 9.1 – Nature and complexity. Kilde: Helitrans/SHK

9.5 Normal procedures:

All passengers shall have a ticket which the company retains a copy of the passenger's name. This is the passenger manifest.

Passengers under visible influence of alcohol or other sedative / intoxicants (such as drugs) are not accepted.

It is not allowed to bring knives or firearms of any kind

Perform a standard passenger briefing IAW OM-A

The helicopter shall within the operating site and takeoff/landing path be maneuvered so as to cause minimum inconvenience to the public and any neighbors. Flying over houses and similar is forbidden.

Otherwise observe all noise abatement in the General information part to this manual

Maximum angle of pitch / bank shall not exceed 30 degrees bank and 15 degrees nose up / nose down when flying below 500 ft agl. This limitation should not be exceeded when flying over 500 ft agl unless it is strictly necessary. "stunt flying" is prohibited.

A flight shall not be conducted over water.

Figur 69: Operations Manual-Part E kapittel 9.5 – Normal procedures. Kilde: Helitrans/SHK

1.17.3 REGELVERK FOR MINIMUMSHØYDE

Laveste tillatte flyhøyde over terrenget under de aktuelle rundflygingene var 500 ft, jf. forskrift 14. desember 2016 nr. 1578 om lufttrafikkregler og operative prosedyrer (BSL F 1-1²³).

²³ BSL F 1-1 omhandler Standardised European Rules of the Air (SERA), med norske særbestemmelser.

1.18 Andre opplysninger

1.18.1 PÅVIRKNING FRA PASSASJERER

Havarikommisjonen har foretatt søk i forskning innen veitrafikk og i funn fra luftfartsulykker, relatert til hvorvidt og på hvilken måte en flygers atferd eventuelt kan påvirkes av å ha passasjerer om bord. Dette er oppsummert i vedlegg C.

1.18.2 AS 350 SIMULATOR OG SIMULATORTRENING

17. oktober 2019 ble en AS 350 full flight simulator (FFS) åpnet hos Coptersafety i Vantaa, Finland. Simulatoren er kvalifisert til høyeste nivå, EASA/FAA FFS nivå D. Simulatoren har, ifølge leder av simulatoren, mulighet for å trene på *servo transparency*. Grunnet Covid-19 pandemien har simulatoren hatt ledig kapasitet.

Krav til bruk av simulator i trening er beskrevet i AMC1 ORO.FC.230(a)(4)(ii)(A) og AMC1 ORO.FC.230(e). Tilsvarende referanser i Part FCL reglene:

FCL Appendix 9 A. punkt 1:

The training, skill test or proficiency check for class or type ratings for SPA and helicopters shall be conducted in:

(a) an available and accessible FFS, or

(b) a combination of FSTD²⁴(s) and the aircraft if an FFS is not available or accessible; or

(c) the aircraft if no FSTD is available or accessible.

Luftfartstilsynet anser simulatoren i Finland som tilgjengelig og har informert Havarikommisjonen om at de har til intensjon å følge opp bruk av FFS ved trening for AS 350 helikoptre.

Bruk av simulator var også et tema i undersøkelsen av ulykken med LN-OXC ved Dalamot. Ingen sikkerhetstilråding ble gitt om bruk av simulator. Erfaringer med bruk av AS 350 simulator i forbindelse med Dalamot-undersøkelsen var svært positive. Opplevelsen av *servo transparency* i simulatoren ble beskrevet som svært realistisk. Utdrag fra erfaringsnotatet fra utprøving av simulatoren er gjengitt i vedlegg A. Her er det betraktninger om at økt bruk av simulator kunne ha forhindret tidligere ulykker.

19. juni 2019 fattet Luftfartstilsynet vedtak om endring av forskrift 28. november 2015 nr. 1365 om sertifisering av besetningsmedlemmer for fly. Forskriften gjennomfører kommisjonens forordning (EU) 2018/1974 av 14. desember 2018 om endring av forordning (EU) 1178/2011 i norsk rett (nasjonal gjennomføring).

Forskriften fastsetter krav til *upset prevention and recovery training* (UPRT) i forbindelse med pilotutdanningen. *Upset* er en situasjon der flyet kommer i en situasjon eller posisjon som ikke var forventet. De foreslåtte UPRT treningskravene tar sikte på å gjøre pilotene bedre i stand til å unngå eller håndtere slike uventede situasjoner.

Det er ikke krav til UPRT for helikoptre.

²⁴ Flight Simulation Training Device – FSTD. Mindre avansert enn en Full Flight Simulator. EASA certification specifications CS-FSTD(H), Decision 2012/011/R of 4 July 2012

1.18.3 ULYKKEN MED LN-OML I FINNMARK I 2009

LN-OML, et AS 350 B3 helikopter, havarerte på Brannsletta i Nesseby i Finnmark²⁵ som følge av at det mistet hydraulisk trykk rett over bakken. Helikopteret endte opp liggende på den venstre siden. Fartøysjefen ble kun lettere skadet og greide å ta seg ut av cockpit på egenhånd. Det utviklet seg imidlertid hurtig brann som følge av havariet og marginene var små med hensyn til å komme seg ut av vraket i tide. At frontruten ble knust, bidro til å forenkle evakueringen. En rømming gjennom den høyre døren, som vendte oppover, ville tatt lengre tid. Hvis fartøysjefen hadde blitt alvorligere skadet, eller mistet bevisstheten, kunne situasjonen blitt svært kritisk. Fartøysjefen satt fastspent med setebelter og benyttet hjelm. Dette var mest sannsynlig med på å begrense skadene og satte fartøysjefen i stand til å evakuere hurtig på egenhånd.

1.18.4 TILTAK IVERKSATT ETTER ULYKKEN MED LN-OFU

1.18.4.1 Drivaksel med fleksible koblinger

Tilstanden på drivakselen mellom motoren og hovedgirboksen og de tilhørende fleksible koblingene (se 1.16.5) samt tidlige vitneutsagn (se 1.1.6.2) medførte at Airbus Helicopters tok initiativ til å utarbeide en Emergency Alert Safety Bulletin (EASB), AH AS 350 ASB 63.00.32, 11. september 2019. Denne ble distribuert til operatører av relevante helikoptertyper som en EASA Emergency Airworthiness Directive (AD)²⁶ [No.: 2019-0225-E, 11. september 2019](#).

Operatørene ble pålagt å foreta en umiddelbar visuell inspeksjon av de fleksible koblingene med lameller, bolter, muttere og låsepinner i begge ender av drivakslingen. Det var kun nyere helikoptre med total flytid mindre enn 300 timer som var omfattet av pålegget.

Helitrans gjennomførte inspeksjonen uten å finne avvik. SHK er heller ikke kjent med at andre operatører har funnet avvik som beskrevet i AD-note.

1.18.4.2 Krasjbeskyttet drivstoffsystem

Kort tid etter ulykken med LN-OFU ble CRFS sertifisert i henhold til CS 27.952 for bruk med utvendig krok for underhengende last. Airbus Helicopters har opplyst til Havarikommisjonen at alle nye AS 350 helikoptre levert etter 1. oktober 2019 vil være standard utrustet med CRFS. Airbus Helicopters²⁷ uttalte på sin hjemmeside:

The H125 is now equipped in baseline with a crash-resistant fuel system fully compliant to 27.952 with swing load operation.

Airbus Helicopters et brev datert 10. oktober 2019 til alle operatører av AS 350, H125 og EC130 der de oppfordret til ettermontering av krasjbeskyttet drivstoffsystem. Fra brevet siteres:

Airbus Helicopters strongly recommends all its customers operating AS 350's, H125's and EC130's in all types of mission segments and geographical regions to equip their aircraft with the CRFS or CRFT solution of their choice.

²⁵ <https://havarikommisjonen.no/Luftfart/Avgitte-rapporter/2013-18>

²⁶ Airworthiness Directive (AD) er en myndighetspålagt inspeksjon eller modifikasjon av et luftfartøy.

²⁷ AS350 B3 markedsføres av Airbus Helicopters som H125.

Dette er gjentatt og forsterket gjennom EASAs revisjon av SIB, [SIB No. 2017-18R2](#) datert 14. januar 2021, men det er ikke utgitt AD som pålegger installasjon:

EASA has recently approved revisions of AH STC 10060852 and AH STC 10061056 to extend the CRFS to EC 130 B4 helicopters, and also approved Major Change 10072097 (MOD 07.20034), to introduce the CRFS on all AS 350 B3 helicopters as part of Type Certificate (TC), demonstrating compatibility with AH underbelly cargo hook installation. This SIB is revised to reflect these modifications.

EASA considers that the installation of any of the modifications listed in Table 1 for AS 350/ EC 130 in service aircraft, will reduce the risk of post-crash fires and contribute to increase the occupant escape time after a survivable crash.

At this time, the safety concern described in this SIB is not considered to be an unsafe condition that would warrant Airworthiness Directive (AD) action under Regulation (EU) 748/2012, Part 21.A.3B.

EASA is, however, reviewing the accident data and further recommendation and/or regulatory action may follow.

Med virkning fra mai 2020 har den amerikanske kongressen besluttet at alle nye helikoptre som leveres i USA skal ha krasjbeskyttet drivstoffsystem. Dette er en beslutning tatt på bakgrunn av ulykker i USA og rapporter utgitt av NTSB (se kapittel 1.6.11).

1.18.4.3 Varsler knyttet til servo transparency

I forbindelse med den eksterne gjennomgangen av rapportutkastet for LN-OFU gjorde Airbus Helicopters Havarikommisjonen oppmerksom på at de var i ferd med å innføre en advarsel om *servo transparency* i helikopterets flygehåndbok. Denne endringen var godkjent av EASA i desember 2021. Informasjonsskrivet SIN 2187-S-67 er blitt oppdatert for å informere operatører om denne endringen, og vil bli utgitt i første kvartal 2022. Videre har Airbus Helicopters i september 2021 presentert en framdriftsplan til EASA angående installasjon av et system som skal varsle før *servo transparency* oppstår.

1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder

1.19.1 BRUK AV SEISMOLOGI OG INFRALYD

NORSAR ble kontaktet for om mulig å fastslå eksakt havaritidspunkt, samt også avgjøre helikopterets rotorturtall eller hastighet før det traff terrenget. NORSAR arbeider innen fagfeltene seismologi og infralyd i nordområdene og Arktis. I forbindelse med undersøkelsen av ulykken med et [russisk helikopter nær Barentsburg på Svalbard i 26. oktober 2017](#), var det mulig å angi en god lokalisering og korrekt tidspunkt for helikopterets nedslag i vannet. Videre var det mulig å estimere helikopterets endringer i hastighet relativt til infralydmikrofonene plassert i nærheten av Heerodden. Ulykken med LN-OFU skjedde imidlertid i et område der NORSAR ikke registrerer denne type informasjon, og forespørselen gav dermed ikke resultat relevant for denne undersøkelsen.

2. Analyse

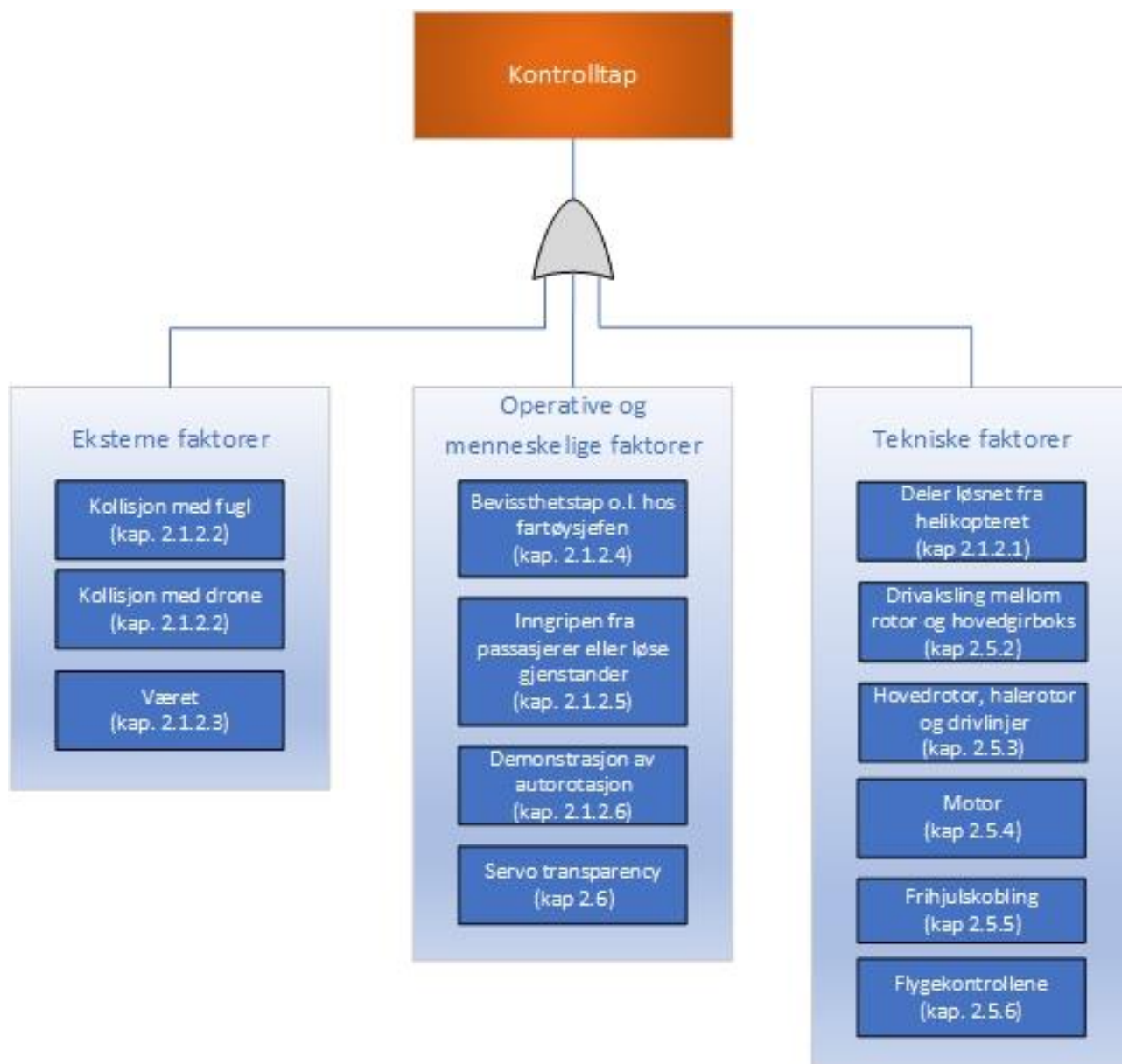
2.1 Innledning	83
2.2 Rundflygingen og flygerens manøvrering av helikopteret	85
2.3 Havaristedet og helikoptervraket	86
2.4 Overlevelsesaspekter	88
2.5 Sannsynligheten for teknisk svikt	90
2.6 Sannsynligheten for servo transparency	93
2.7 Tiltak for å forhindre servo transparency	96
2.8 Fartøysjefens opplæring, erfaring og påvirkning fra passasjerer	98
2.9 Tilgjengelig data	100

2. Analyse

2.1 Innledning

2.1.1 ANALYSENS METODIKK OG STRUKTUR

Analysen av innhentet data og gjennomførte undersøkelser har tatt utgangspunkt i et forenklet feiltre som beskriver alternative scenarier som kan føre til kontrolltap, se figur 70. Scenarioene er sortert i følgende grener: eksterne faktorer utenfor helikopteret, operative og menneskelige faktorer, samt tekniske faktorer – herunder ulike typer av teknisk svikt og tap av struktur.



Figur 70: Forenklet feiltre modell – scenarier som kan føre til kontrolltap med påfølgende sammenstøt og brann. Illustrasjon: SHK

I kapittel 2.2 drøftes rundflygingen og flygerens manøvrering av helikopteret som ledet til kontrolltaket. Analysen er basert på nedlastede data, fotodokumentasjon og informasjon om flygebane, flyhøyde over terrenget og bakkehastighet. Deretter drøftes funnene på havaristedet og helikoptervraket. Konsekvensene av kontrolltaket med vurdering av overlevelsesaspekter, inkludert havarikrefter, brann og sikkerhetsutstyr, analyseres i kapittel 2.4.

I kapittel 2.5 drøftes sannsynligheten for at teknisk svikt i helikopteret hadde oppstått. Herunder inngår drivakslingen mellom motoren og hovedgirboksen, motor og kraftoverføringer, frihjuls kobling *sprag clutch*, hovedrotor, halerotor og tilhørende drivlinje, samt flygekontrollene.

En vesentlig del av analysen dreier seg om fenomenet *servo transparency*. Kapittel 2.6 drøfter sannsynligheten for at *servo transparency* oppstod. Tiltak for å forhindre fenomenet og risiko forbundet med *servo transparency* drøftes i kapittel 2.7.

I kapittel 2.8 drøftes menneskelige faktorer. Herunder inngår fartøysjefens erfaring, opplæring og trening, samt eventuell påvirkning fra passasjerer ved rundflygingen.

Til sist drøftes lagring, sikring og tilgang til data etter ulykken.

2.1.2 ANALYSENS AVGRENSNING – FAKTORER SOM ANSES LITE SANNSYNLIG

Følgende faktorer har Havarikommisjonen vurdert gjennom undersøkelsen, men funnet lite sannsynlig som medvirkende faktorer til ulykken:

2.1.2.1 Deler løsnet fra helikopteret

Feiltreanalysen inkluderer en gren benevnt «Deler løsnet fra helikopteret». Deler som eventuelt løsner fra et helikopter under flyging, kan treffe og skade rotorblader eller andre kritiske komponenter. Helikoptervraket og havaristedet har ikke gitt informasjon om mulige deler som har falt av helikopteret. Havarikommisjonen har derfor søkt grundig i terrenget under den antatte flygetraséen etter deler som kan ha falt av helikopteret uten å finne noe. Det er derfor usannsynlig at noe vesentlig har falt av og skadet helikopteret under flyging. Havarikommisjonen anser at helikopteret var intakt før sammenstøtet med bakken.

2.1.2.2 Kollisjon med fugl eller drone

Kollisjon med fugl eller drone kan medføre skader på kritiske komponenter slik at fartøysjefen mister kontrollen. Dronen eller fuglen kan også knuse vinduene i front og slå inn i cockpiten med stor kraft. Innlands helikopterflyging som foregår i lav høyde over terrenget er særlig utsatt for kollisjon med objekt, der fugler er det vanligste – spesielt om sensommeren.

Havarikommisjonen har konkludert med at det er lite sannsynlig at kollisjon med fugl eller drone førte til havariet. Det ble ikke gjort funn av fugl, eller rester av fugl, hverken i terrenget eller på havaristedet etter ulykken. Det ble heller ikke gjort funn av fremmede objekter verken på havaristedet eller under søket med metalldetektorer i terrenget under den antatte flygetraséen. Det ble heller ikke meldt om noen savnet drone i etterkant av ulykken. Videre ville en skadelig kollisjon med en større fugl eller drone sannsynligvis kommet frem på den siste Snapchat-videoen som ble tatt fra baksetet i helikopteret. Mottakeren av videoen har ikke fortalt om noe som er forenlig med uønskede objekter inne i cockpit.

2.1.2.3 Været

Det var godt flyvær og ikke gitt noen varsler om ising eller turbulens. Et bilde tatt fra Komsatoppen etter havariet der røyken går rett opp viser at det var nær vindstille og god sikt. Havarikommisjonen anser at været ikke har vært en faktor som bidro til ulykken.

2.1.2.4 Bevissthetstap eller akutt sykdom hos fartøysjef

Fartøysjefen hadde gyldig legeattest klasse 1 uten begrensninger. Det er ingen opplysninger som peker i retning av at fartøysjefen var påvirket av søvnmangel, utmatting, mangel på næring, alkohol eller medikamenter. Havarikommisjonen har også fått opplyst at fartøysjefen sørget for ekstra hvile om formiddagen ulykkesdagen. Havarikommisjonen har følgelig konkludert med at fartøysjefen hadde et godt utgangspunkt til å føre helikopteret på ulykkesdagen. Videre tyder funnene i

undersøkelsen på at fartøysjefen var nær ved å gjenvinne kontroll da ulykken skjedde, og Havarikommisjonen konkluderer dermed med at fartøysjefen var ved bevissthet og opererte helikopteret da ulykken inntraff.

2.1.2.5 Inngripen fra passasjerer eller løse gjenstander

Havarikommisjonen har studert bilder, videoer og flygebaner, og på den bakgrunn anses enhver bevisst inngripen fra passasjerer som lite sannsynlig. Videre hadde ingen av passasjerene med seg løse gjenstander som kan ha hekket seg opp i eller dyttet på flygekontrollene.

2.1.2.6 Demonstrasjon av autorotasjon

Havarikommisjonen har vurdert om et forsøk på å demonstrere en autorotasjon kan ha vært foranledningen til havariet, men finner dette lite sannsynlig.

2.2 Rundflygingen og flygerens manøvrering av helikopteret

Posisjonsangivelsene, kalkulerte bakkehastigheter og høyder fra Flightradar24 og CelloTrack-enheten har vært til stor nytte for undersøkelsen. Havarikommisjonen har sammenlignet datasettene og funnet at de er relativt konsistente. På bakgrunn av dette har Havarikommisjonen vært i stand til å beskrive både transportflygingen fra Alta lufthavn til festivalområdet og begge rundflygingene fram mot ulykkestidspunktet. Lagringsfrekvensen har imidlertid vært varierende, og det har vært enkelte områder uten dekning.

Havarikommisjonen mangler data for helikopterets siste manøvreringer før sammenstøtet med bakken på ulykkesturen. En samlet gjennomgang av all tilgjengelig informasjon har likevel gjort Havarikommisjonen i stand til å sannsynliggjøre et hendelsesforløp.

Havarikommisjonen har sammenlignet de to rundflygingene, og transportflygingen fra basen på Alta lufthavn til festivalområdet. På transportflygingen var det ikke passasjerer om bord. Under denne flygingen var det ingen særlige variasjoner i bakkehastighet eller vertikal hastighet, og det ble fløyet vesentlig høyere over bakken enn ved de to påfølgende rundflygingene.

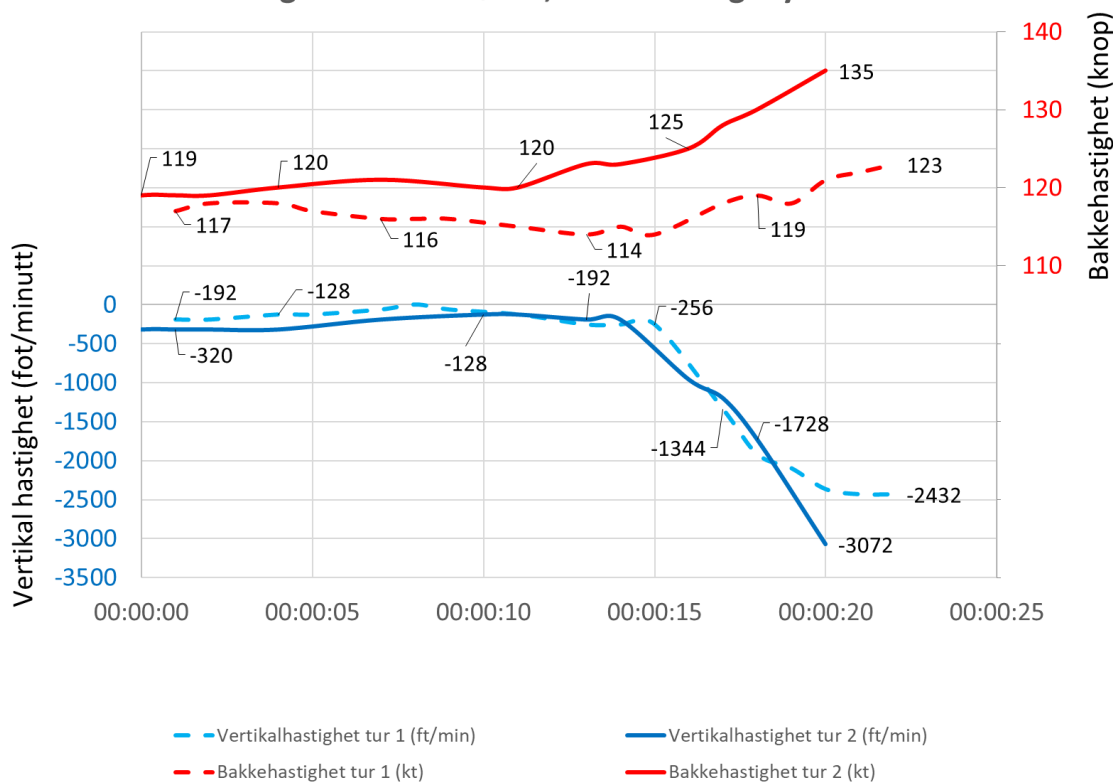
Flygedata viser perioder under både den første rundflygingen og under ulykkesturen med større variasjoner i hastigheter og flyhøyde. Disse variasjonene skjedde over tilnærmet samme geografiske områder under begge rundflygingene. Spesielt i siste periode sammenfalt variasjonene i hastigheter og flyhøyde med at flyhøyden over terrenget var tett over og under den laveste lovlige flyhøyden på 500 ft.

Dersom noe uventet skulle oppstå vil en større flyhøyde gir mer tid til å forstå situasjonen og handle korrekt. En slik situasjon kan være tekniske feil som krever autorotasjon med tilhørende valg av egnet landingssted, eller at det oppstår *servo transparency*.

Passasjerene på den første rundflygingen har på tross av den lave flyhøyden beskrevet at de følte seg trygge.

Bildet som ble tatt under nedstigningen over Hjemmeluftbukta på ulykkesturen (se figur 3) viser at det ble fløyet ut over grenseverdiene for *pitch* som er gitt i operatørens prosedyrer for rundflyging. Denne begrensingen er blant annet satt for å gi en margin for å unngå å komme i *servo transparency*, uten at dette er nevnt spesifikt i prosedyren.

Siste registrerte manøvre, rundtur 1 og ulykkesturen



Figur 71: Siste registrerte helikopterbevegelser fra FlightRadar24. Her sammenlignes de siste ca. 20 sek av første rundflyging og ulykkesturen frem mot havariet. Kilde: SHK

Figur 71 viser likheter mellom de siste registrerte sekundene av den første rundflygingen og ulykkesturen, som begge ble avsluttet i en svak høyresving. På ulykkesturen økte gjennomsynkningen samtidig med at bakkehastigheten økte mer enn på første rundflyging. De siste sekundene av den første rundflygingen foregikk omkring 500 ft over bakken, mens de siste sekundene av ulykkesturen foregikk i noe lavere høyde over terrenget.

Ulykkesturens siste dataregistrering fra Flightradar24 var kl. 17:05:05. Helikopteret hadde da en bakkehastighet på 135 kt, kurs 251 grader og en gjennomsynkning på 3 072 ft/min. Dette tilsier en betydelig endring i gjennomsynkningen og en økende bakkehastighet. Havarikommisjonen anser at helikopteret kan ha entret *servo transparency* på dette tidspunktet. Med den høye vekten og hastigheten ville marginene til *servo transparency* være relativt små. Sannsynligheten for at *servo transparency* oppstod drøftes nærmere i kapittel 2.6.

Helikopteret var tyngre på første rundflyging, men hastigheten var noe lavere. Ved første tur flatet helikopteret ut tidligere slik at hastigheten ikke nådde kritisk verdi. Havarikommisjonen anser derfor at det kun var små marginer som gjorde at helikopteret ikke kom inn i *servo transparency* i de siste registrerte sekundene på den første rundflygingen.

Hovedredningssentralen for Nord-Norge registrerte signaler fra nødpeilesenderen med posisjon og identifikasjon fra helikopteret kl. 1706. Det kan være noe forsinkelse fra signaler blir sendt, til de registreres. Havarikommisjonen mener derfor at ulykken skjedde mellom siste registrering fra Flightradar24 kl. 17:05:05 og signalet fra nødpeilesenderen kl. 1706.

2.3 Havaristedet og helikoptervraket

Basert på funn på havaristedet, undersøkelsene av helikoptervraket og obduksjonsrapportene, har Havarikommisjonen fått et klart bilde av at helikopteret traff bakken relativt flatt med nesen

pekende svakt ned, med svak roll mot venstre, samt at det ikke var en høyenergiulykke Dette beskrives nærmere nedenfor.

Helikoptervraket var samlet i et konsentrert område. Mindre deler av frontruten hadde havnet rett på utsiden av brannområdet, umiddelbart foran hovedvraket. Ellers var ingen komponenter slynget ut. At helikoptervraket var samlet indikerer ytterligere at helikopteret ikke hadde høy horisontal hastighet²⁸ da det traff bakken.

Nødpeilesenderen ble utløst automatisk og nødsignal ble sendt. Dette viser at energien i sammenstøtet var tilstrekkelig til å løse ut nødpeilesenderen. Energien var derimot ikke så kraftig at senderen, antenneledningen eller antennen ble ødelagt. Havarikommisjonen erfarer ofte at nødpeilesendere blir ødelagt ved ulykker.

Motoren og hovedgirboksen hadde forskjøvet seg i forhold til hverandre. Dette framkommer fra oppbrytningen av den fleksible koblingen mellom motoren og hovedgirboksen og også ved at det bakre motorfestet var bøyd noe ned i framkant.

Stigtrinnet på høyre side var kun minimalt sammenpresset i forkant etter treff med terrenget. Dette kan også ha en sammenheng med at helikopteret synes å ha truffet bakken med venstre side umiddelbart før den høyre side. Stigtrinnet løsnet ved sammenstøtet og det brant derfor ikke opp. De tverrgående rørene som forbinder understellsmeiene hadde ikke blitt vesentlig deformert eller utvidet. Krefte hadde vært store nok til at de tverrgående rørene hadde gått til brudd i de svakeste punktene, de varmepåvirkede sonene til noen sveiser som sammenfører de tverrgående rørene med de underliggende meiene. På grunn av varmen fra brannen er ikke kvaliteten til disse sveisene videre undersøkt. Disse funnene er videre med å underbygge at høy horisontal og vertikal hastighet kan utelukkes.

De støtabsorberende opphengene i forsetene var i liten grad deformert. Setene var bøyd til venstre og deformasjonen i opphenget var størst på setenes venstre side. Dette kan skyldes at terrenget var mer stigende på den venstre siden eller i kombinasjon med at helikopteret traff terrenget med svak roll mot venstre. Rørrammen i setet bak var ikke bøyd. Obduksjonsrapportene indikerer relativt sett mindre skader i rygg og bekken. Samlet tyder dette på en relativt begrenset vertikal hastighet. Overlevelsesaspekter drøftes nærmere i kapittel 2.4.

Flere funn viser at halerotoren roterte da helikopteret traff bakken. Skader på halebommen tyder på at den ble delt fra skroget i forbindelse med sammenstøtet. Skrapemerker etter akselen tyder på at dette skjedde mens akselen til halerotoren roterte. Etter at halebommen separerte forsvant driften til halerotoren slik at denne stanset. Dette kan forklare de relativt begrensede skadene på halerotoren og horisontalfinnen.

Skadene på hovedrotoren, slagmerker i terrenget og kuttmerker på busker viser at hovedrotoren roterte da helikopteret traff bakken. At overrett-merkene i motorens girboks (Module M05, se figur 67) ikke har flyttet på seg ekskluderer ikke et normalt effektuttak fra motoren. Havarikommisjonen mener det er vanskelig å vurdere turtall og kraft basert på disse funnene.

Basert på alle funnene mener Havarikommisjonen at beskrivelsene ovenfor er forenelig med at fartøysjefen kan ha vært i ferd med å gjenvinne kontroll over helikopteret etter en mulig *servo transparency*.

²⁸ Når beskrivelsen omtaler horisontale og vertikale hastigheter og krefter er det med referanse til helikopteret. Det vil si at horisontal retning refererer til helikopterets lengdeakse, og vertikal retning langs helikopterets vertikalakse.

2.4 Overlevelsesaspekter

2.4.1 HAVARIKREFTER OG BRANN

Helikopteret traff terrenget med en langt lavere hastighet enn de siste registrerte flygedataene like før havariet viste, og skadene på helikopteret var relativt moderate før det tok fyr.

Havarikommisjonen anser at havarikreftene trolig ikke påførte passasjerene dødelige skader. Havarikreftene var imidlertid tilstrekkelige til at drivstofftanken revnet, at halebommen løsnet fra skroget, og at motoren og hovedgirboksen kom ut av stilling i forhold til hverandre.

LN-OFU antas å ha blitt overtent kort tid etter sammenstøtet med bakken. Dette støttes av vitneobservasjoner. Et vitne hørte flere mindre smell kort tid etter ulykken og Havarikommisjonen knytter dette til trykkflaskene om bord som eksploderte grunnet varmen fra brannen. Dette underbygges ytterligere av tilsvarende ulykker med AS 350-helikoptre i USA og Portugal, samt ulykken i Norge med LN-OML (se kapittel 1.18.3). En brann utvikler seg svært hurtig, og tiden til rådighet for evakuering er svært kort. Fartøysjefen på Heli-Team helikopteret som ankom ulykkesstedet om lag 10 minutter etter ulykken har beskrevet at helikopteret på det tidspunktet var nær utbrent.

Generelt kan terrenget der helikopteret havarerte beskrives som en steinur og lite egnet for landing. Området der helikopteret traff bakken framstod som en liten hylle. Terrenget under helikoptervraket var relativt flatt og uten større steiner. Den utvendige kroken for underhengende last som var installert på LN-OFU er plassert rett under drivstofftanken. Hvorvidt kroken kan ha bidratt til at tanken åpnet seg er ukjent.

Ved stor horisontal hastighet kan det antas at drivstoff vil slynges fremover i en vifteform i fartsretningen. Dette var ikke tilfelle. Funnene tyder på at drivstofftanken revnet eller punkterte i sammenstøtet med begrenset spredning av drivstoffet. Brennende drivstoff hadde derfor i begrenset grad antent lyngen og vegetasjonen rundt vraket.

Havarikommisjonen har ikke konkludert med hva som antente drivstoffet. Det kan ha vært elektrisk initiert, batteriet er for eksempel montert umiddelbart inntil drivstofftanken. Det kan også være varme fra gassgeneratoren som fortsatte å gå i en kort periode etter havariet, eller varmeutvikling i forbindelse med at bladene i kraftturbinen separerte.

Passasjereren som hadde kommet seg ut av helikoptervraket var sterkt forbrent, og han hadde skjelettskader tilsvarende det obduksjonen påviste hos de øvrige passasjererne. Passasjereren ble trolig påført ytre hodeskader som følge av fall i den bratte og steinete skråningen, men heller ikke disse var i seg selv dødelige. Dette underbygger ytterligere at ulykken var overlevbar.

2.4.2 KRASJBESKYTTET DRIVSTOFFSYSTEM

Havarikommisjonen mener at denne ulykken hadde vært mulig å overleve dersom det ikke umiddelbart hadde oppstått brann. Siden dette ikke var en høyenergiulykke, kunne et krasjbeskyttet drivstoffsystem redusert muligheten for at det oppstod en livstruende brann. Følgelig kunne passasjererne om bord hatt tid til å evakuere helikopteret og dermed overlevd ulykken.

Den norske innlands helikopterbransjen benytter helikoptrene til en rekke oppdrag som krever utvendig krok for underhengende last. Andre oppdrag er flyging med passasjerer. Det er ikke uvanlig med ulike typer oppdrag med ett helikopter på samme dag, noe som fører til at det er svært upraktisk å montere og demontere utvendig krok for underhengende last flere ganger daglig.

Ulykkeshelikopteret ble bestilt i juni 2019. På det tidspunktet var det det mulig å bestille helikopteret med krasjbeskyttet drivstoffsystem. Ett av disse var sertifisert etter CS 27.952 for bruk

med utvendig krok for underhengende last. Airbus Helicopters tilbød CRFS, men presiserte at tilbudt system ikke var sertifisert for flyging med utvendig krok for underhengende last. Kunden valgte å ikke bestille tilbudt system. På det tidspunktet var det heller ingen andre helikopter av typen i Norge som hadde krasjbeskyttet drivstoffsystem installert. Selv om både EASA og Airbus Helicopters hadde promotert installering var ikke dette et krav fra EASA.

Selv om AS 350 har et typesertifikat utstedt før 1994 og at krasjbeskyttet drivstoffsystem derfor ikke er et sertifiseringskrav, besluttet Airbus Helicopters at alle nye AS 350 produsert etter 1. oktober 2019 skal leveres med krasjbeskyttet drivstoffsystem. Havarikommisjonen støtter denne avgjørelsen. Samtidig er det mange helikoptre, både AS 350 og andre, som flyr uten krasjbeskyttet drivstoffsystem. Per november 2014 hadde kun 15 % av alle de 5 600 helikoptrene i USA som var nybygd etter 1994 krasjbeskyttet drivstoffsystem installert. Med denne bakgrunn utgav NTSB en sikkerhetstilråding til FAA om at alle nybygde helikoptre skal leveres med krasjbeskyttet drivstoffsystem i henhold til FAR 27.952 eller FAR 29.952 uavhengig av dato for typesertifisering. Dette ledet til at den amerikanske kongressen bestemte at alle nye helikoptre levert til USA etter mai 2020 skal være utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem.

EASA sin siste revisjon av SIB No 2017-18R2 datert 14. januar 2021 promoterer ettermontering av krasjbeskyttet drivstoffsystem. EASA mener at det å fly uten krasjbeskyttet drivstoffsystem ikke er en usikker tilstand som dermed krever et påbud (Airworthiness Directive-AD). De skriver samtidig at basert på ytterligere ulykker og sikkerhetstilrådingene så kan dette endres.

Krasjbeskyttet drivstoffsystem vil ikke forhindre noen ulykke, men denne ulykken viser at konsekvensen ved en ulykke er stor når krasjbeskyttet drivstoffsystem ikke er installert. Havarikommisjonen anser det som mindre sannsynlig at helikopteroperatører på eget initiativ velger å ettermontere et krasjbeskyttet drivstoffsystem. Basert på Havarikommisjonens observatørrolle i de ulike nasjonale helikopter sikkerhetsfora framstår det vanskelig å konkurrere i markedet med forhøyet sikkerhet som argument. Økonomisk kan det dermed være utfordrende å frivillig ettermontere krasjbeskyttet drivstoffsystem.

På bakgrunn av denne undersøkelsen retter Havarikommisjonen en tilsvarende sikkerhetstilråding til EASA om at alle helikoptre, nye og bruktimporterte, som leveres til Europa skal være utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem i henhold til CS 27.952 eller CS 29.952, uavhengig av dato for typesertifisering.

Videre mener Havarikommisjonen at passasjerer utsettes for en unødvendig stor risiko når de fraktes i et helikopter uten krasjbeskyttet drivstoffsystem. En passasjer har begrenset mulighet og forutsetning for å vite om et helikopter har et slikt sikkerhetssystem, og for å forstå den forhøyede risiko den eventuelle mangelen innebærer ved en ulykke.

Havarikommisjonen tilrår derfor EASA å ikke tillate flyging med betalende passasjerer med helikopter som ikke er utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem i henhold til CS 27.952 eller CS 29.952 uavhengig av dato for typesertifisering.

Disse sikkerhetstilrådingene er sammenfallende med sikkerhetstilrådingen fra den portugisiske havarikommisjonen etter ulykken i Sobrado, 5. september 2019.

2.4.3 HJELM

Fartøysjefen på LN-OFU fløy uten hjelm, og han ble påført betydelige hodeskader som følge av sammenstøtet. Som følge av hodeskadene ville han trolig ikke vært i stand til å bistå passasjerene ved en eventuell evakuering av helikopteret. I dette tilfellet, der en intens brann utviklet seg svært raskt, ville det trolig ikke ha gjort noen forskjell om fartøysjefen hadde benyttet hjelm. Alle flygere i Helitrans har personlig hjelm som benyttes ved alle andre oppdrag enn ved rundflyging med betalende passasjerer. Helikopterselskapets SOP inneholder ikke krav om bruk av hjelm ved rundflyging.

Havarikommisjonen er kjent med argumenter om ubehag ved bruk av hjelm over tid, men anser i den sammenheng at dette er et større problem ved løfteoppdrag der fartøysjef kontinuerlig må se ut og ned. I disse tilfeller er det obligatorisk å benytte hjelm. Kravet (ORO.GEN.200 sub para (a)(3) i (EU) No 965/2012) om at alle oppdrag skal risikovurderes er tenkt å skulle ivareta at tiltak, som bruk av hjelm, innføres for oppdrag med høy risiko. Rundflyging med passasjerer anses imidlertid som lite risikofyllt, og dermed vil en risikovurdering trolig ikke medføre bruk av hjelm som et sikkerhetstiltak. Havarikommisjonen mener at konsekvensene ved en ulykke med passasjerer om bord ikke vektet tilstrekkelig høyt. Siden hjelm allerede benyttes av helikopterselskaper i andre oppdragstyper vil det ikke medføre en ekstra kostnad å innføre bruk av hjelm ved rundflyginger.

Havarikommisjonen undersøker for tiden to ulykker (LN-OAX og LN-OFQ) knyttet til lasteoppdrag med AS 350, der hjelm beviselig har bidratt til at å forhindre at flygerne fikk hodeskader i sammenstøtet. I den tidligere ulykken med LN-OML (se kapittel 1.18.3) overlevde flygeren fordi han satt fastspent med setebelter og benyttet hjelm. Dette var mest sannsynlig med på å begrense skadene, og satte han i stand til å evakuere hurtig på egenhånd da helikopteret tok fyr umiddelbart etter ulykken.

Havarikommisjonen mener at bruk av hjelm, i tillegg til å redde flygerens liv, vil kunne sette flygeren i stand til å assistere passasjerene ved en ulykke. Bruk av hjelm vil også redusere sannsynligheten for at flygeren blir skadet ved en eventuell kollisjon med drone eller fugl. Havarikommisjonen har vurdert å fremme en sikkerhetstilråding om bruk av hjelm til EASA. EASA har informert Havarikommisjonen om at temaet har vært drøftet tidligere, og konkludert med at problemstillingen best løses gjennom helikopteroperatørens forskriftspålagte risikovurderinger, ref. ORO.GEN.200, Forordning (EU) 965/2012. På bakgrunn av dette fremmer Havarikommisjonen en sikkerhetstilråding til Luftfartstilsynet.

Havarikommisjonen fremmer en sikkerhetstilråding til Luftfartstilsynet om bruk av hjelm for besetningen ved flyging med betalende passasjerer. Dette for å ivareta sikkerhetsutfordringen nasjonalt.

2.5 Sannsynligheten for teknisk svikt

2.5.1 INNLEDNING

Grundige undersøkelser av helikoptervraket har ikke avdekket noe som tyder på at tekniske feil var årsak til, eller påvirket utfallet av ulykken. Dette understøttes gjennom frekvensanalyse av lyd fra Snapchat-videoene som ikke avslørte feil ved noen av de roterende komponentene. Ingen meldinger, bilder eller videoer sendt fra passasjerene indikerer at det var teknisk feil ved helikopteret. Det ble heller ikke mottatt nødmelding fra helikopteret. Havarikommisjonen vil likevel drøfte noen av de tekniske undersøkelsene og konklusjonene.

2.5.2 DRIVAKSLINGEN MELLOM MOTOREN OG HOVEDGIRBOKSEN

Siden ingen av de 6 festboltene som holder drivlinjen sammen eller rester av den fleksible koblingen ble funnet i, eller ved sammenkoblingsstedet, fikk dette fokus tidlig i undersøkelsen. En hypotese var at det kunne vært feil ved montering slik at boltene hadde falt ut. EASA i samarbeid med Airbus Helicopters utgav derfor et påbud (AD) om å kontrollere forbindelsen for nyere helikopter. Havarikommisjonen er ikke kjent med at det ble gjort funn av manglende eller feil forbindelse.

Havarikommisjonen fant etter hvert totalt 11 halve bolter fra de seks boltene i forbindelsen og også alle mutterne. Det kunne dermed konkluderes med at mutterne hadde vært på plass. Dermed hadde de ikke falt ut og muliggjort separasjon mellom motoren og hovedgirboksen. Flere bolter hadde merker i endene etter å ha blitt skadet mens de roterte.

Havarikommisjonen hadde dermed minst en bruddflate fra hver av boltene. Alle 11 bruddflatene ble gjenstand for bruddskadeanalyse. Det ble ikke funnet spor av utmatting i noen av bruddflatene. Kjemisk sammensetning og strekkfasthet ble funnet å være i henhold til spesifikasjon. Alle bruddene var resultat av strekk- og skjæroverbelastning. Havarikommisjonen finner det lite sannsynlig at dette kan ha oppstått i lufta.

Nær alle fragment av den fleksible koblingen ble funnet. Undersøkelse av bruddflatene til alle segmentene viste at bruddene i hovedsak var duktile overbelastningsbrudd. Det ble ikke funnet tegn til utmatting. De fleste fragmentene var små og hadde kun ett hull, mens fire fragment hadde hele fem hull. I tillegg var det kutt eller stanseskader i kantene på flere segment. For å få løse segment med flere hull må boltforbindelsen ha løsnet raskt og muliggjort separasjon. En animasjon der ulike vinkelavvik mellom motor og girboks ble simulert viste at det må et betydelig vinkelavvik til får å stanse og klippe de ulike lamellene slik de ble funnet. Et slikt vinkelavvik vil kun kunne oppstå dersom enten motor eller girboks kommer ut av posisjon. Dersom girboks hadde kommet ut av posisjon i lufta ville det mekaniske skadeomfanget være betydelig og dette vill framkommet under undersøkelsen. Dersom motoren kom ut av posisjon i lufta ville det mellom annet medført skade i akselforbindelse mot halerotor. Slike skader var det ikke tegn til. Gimbalkoblingen som omslutter drivakslingen og den fleksible koblingen til hovedgirboksen, hadde rotasjonsskader som tyder på at akslingen hadde rotert etter at motor og hovedgirboks hadde forskjøvet seg i forhold til hverandre. Basert på dette anser Havarikommisjonen skadene forenlig med skader oppstått etter sammenstøt med bakken der motoren og hovedgirboksen har kommet ut av stilling i forhold til hverandre mens akslingen roterte.

2.5.3 HOVEDROTOR, HALEROTOR OG TILHØRENDE DRIVLINJE

Hovedrotoren med tilhørende drivlinje og hovedgirboks var sterkt brannskadet, men det ble ikke funnet mekaniske feil i girboksen som kunne ha ført til havariet.

Halerotoren med tilhørende girboks og drivaksel var i god stand, og Havarikommisjonen har konkludert med at halerotoren fungerte inntil sammenstøtet med bakken. Det er ikke funnet feil eller skader som kan ha oppstått før havariet på øvrige komponenter i drivlinjen.

2.5.4 MOTOR

Motoren er utstyrt med ulike beskyttelsessystem.

Kraftturbinen ble funnet uten turbinblader. Alle turbinbladene hadde separert. Motorfabrikanten har designet at dette skal skje dersom motoren når et turtall på 150 %. For å undersøke om det hadde vært feil ved ett eller flere av turbinbladene ble bruddflatene til alle 37 bladrotter undersøkt. Dersom ett blad går til brudd er det stor sannsynlighet for at dette forplanter seg til en kjedereaksjon der alle bladene separerer, og framstå slik det kunne observeres her. På grunn av

forskyvinger i motoren mens det fortsatt var rotasjon hadde mye av bruddflatene blitt skadd, men det var fortsatt områder som kunne undersøkes. Det ble ikke funnet tegn til utmatting eller vesentlige feil ved materialstruktur som kan forklare brudd i ett eller flere av turbinbladene. Basert på dette er det grunn til å anta at motoren nådde et turtall på 150 % slik at turbinbladene separerte.

Motoren er videre utstyrt med en elektrisk operert stengeventil som skal stanse drivstofftilførselen til motoren ved 120 %. Dersom denne fungerer, skal ikke motoren kunne nå 150 % med påfølgende separering av turbinblader. Alle de tre sensorene må registrere at turtallet er 120 % før drivstoffventilen stenger. Dette designet er gjort for å unngå at motoren stanser under flyging på grunn av sensorfeil. Røntgenundersøkelse av ventilenheten indikerte at ventilen etter ulykken var i åpen posisjon. Systemet vanskeliggjør at ventilen kan ha vært stengt for deretter å gå tilbake til åpen posisjon. Havarikommisjonen forutsetter dermed at ventilen ikke har vært lukket. Kontroll av alle de tre sensorene har ikke avdekket funksjonsfeil ved disse. Det ble derimot funnet feil ved tilkoblingspluggen for en av de tre sensorene (torquesensoren). Denne skaden kan relateres til skade oppstått under havariet. Havarikommisjonen konkluderer dermed med at dette systemet var i stand til å fungere før sammenstøtet med bakken. Sammenstøtet med bakken satte systemet ut av spill. Dette muliggjorde at motorens turtall kunne øke opp til 150 % slik at turbinbladene separerte. Havarikommisjonen konkluderer dermed at turbinbladene separerte på bakken etter havariet.

Kun mindre fragment av de separerte turbinbladene ble funnet da motoren ble undersøkt og demontert i Havarikommisjonens lokaler. Det ble heller ikke funnet blader eller rester av slike på ulykkesstedet. Det siste kan forklares med at bladene kan bli så oppmalt at de er vanskelig å kjenne igjen. På ulykkesstedet var alt brent og bakken dekket av brent materiale fra helikopter og fra vegetasjonen. Å kjenne igjen rester fra turbinblader anses som mindre sannsynlig. Videre ble motoren løftet ut fra ulykkesstedet hengende under et helikopter. Motoren var ikke pakket inn og fragmenter kan ha falt ut av motoren i denne fasen. At ikke flere blader ble funnet kunne indikert at separasjonen hadde funnet sted i lufta. Basert på analysene over vil Havarikommisjonen imidlertid utelukke at turbinbladene separerte i lufta.

2.5.5 FRIHJULSKOBLING (SPRAG CLUTCH)

En *sprag clutch* som glipper og plutselig går i inngrep igjen under flyging kan gjøre det vanskelig å kontrollere rotorturtallet, og dermed bidra til at helikopteret kommer ut av kontroll. Frihjulskoblingen var uten noen form for mekanisk skade eller merker, og følgelig har ikke funksjonsfeil ved denne ført til ulykken.

2.5.6 FLYGEKONTROLLENE

Flygekontrollene var så sterkt skadet at det ikke var mulig å verifisere tilstanden på alle detaljer. Et stort antall bolter, armer og ender av stag samt *cyclic* kunne imidlertid gjøres rede for og undersøkes. Deler av hydraulikkervoene og hydraulikksystemet ble også undersøkt, men tilstanden til systemet kunne ikke verifiseres. Gul fargeavsetning på reimhjulet til hydraulikkpumpen indikerer imidlertid at reimen var der i havariøyeblikket.

Havarikommisjonen har ikke funnet feil eller skader ved flygekontrollene som kan ha ført til havariet.

2.6 Sannsynligheten for servo transparency

2.6.1 INNLEDNING

I det følgende vil Havarikommisjonen drøfte sannsynligheten for at det oppstod *servo transparency*. For flygeren kan *servo transparency* oppstå overraskende. Airbus Helicopters anser at fenomenet er selvkorrigerende. Havarikommisjonen er ikke nødvendigvis uenig i dette, men det krever at det flys med tilstrekkelige marginer til terreng og hindringer både nedenfor og til sidene, samt at flygerne er tilstrekkelig kjent med, og trent på å håndtere situasjonen.

2.6.2 HELIKOPTERETS MASSE

Grunnet unødvendig mye drivstoff hadde helikopteret høy masse ved rundflygingene, noe som økte belastningen på hovedrotoren. Rundflygingene skulle foregå i umiddelbar nærhet til operatørens drivstoffanlegg, og intensjonen var å fly rundflyginger med passasjerer i alle de fem tilgjengelige passasjeresetene. På tross av dette ble helikopterets drivstofftank fylt opp til 90 % av sin kapasitet. Havarikommisjonen har ikke funnet at Helitrans har noen særskilt advarsel om helikopterets masse i sin standardprosedyre for rundflyging. Ifølge fartøysjefens vekt- og balanseberegning, og Havarikommisjonens beregninger, var helikopterets masse nær maksimal tillatt masse. Fartøysjefen hadde benyttet 378 liter drivstoff i sin masse- og balanseberegning for oppstart første rundflyging. Lastemannen har opplyst at de fylte til ca. 90% drivstoff som tilsvarer 486 liter. Av disse ble 404 liter fylt rett før avgang på Alta lufthavn. Dette medfører at fartøysjefen la til grunn at helikopteret var 76 kg lettere enn det faktisk var hvis man legger til grunn at 10 kg drivstoff ble forbrent på transportetappen.

2.6.3 FLYGETEKNIKK

Bildet som ble tatt over Hjemmeluftbukta på ulykkesturen (se figur 3), viser at helikopteret hadde en indikert hastighet på ca. 90 kt, samt at det hadde en *roll* (rotasjon om lengdeaksen) på ca. 10° mot venstre og nesen pekende ca. 30° nedover. Dette var over grenseverdiene for *pitch* som Helitrans hadde satt. Begrensingen var en følge av en sikkerhetstilråding etter helikopterulykken med LN-OXC ved Dalamot. I prosedyren har Helitrans videre satt en begrensing på 15° nese ned.

31. august 2019 var QNH på 1007 hPa, og lufthavnen ligger på 10 ft. Høydemåleren i helikopteret synes å ha vært stilt inn med en QNH på 1002, og dette vil gi en indikert høyde som er 150 ft lavere enn den reelle trykkehøyden. Dette ser ikke ut til å ha hatt noen innvirkning på fartøysjefens valg av høyde, da han utelukkende har fløyet visuelt.

Bildet viser videre en FLI-verdi²⁹ på mellom 77 % og 79 %. Data fra Flightradar24 viser at bakkehastigheten økte fra 70 kt til 110 kt og at den største gjennomsynkningen var 2 420 ft per min under nedstigningen som varte i ca. 12 sek. En gjennomsynkning hvor høyde omsettes til økende hastighet ved at *collective* senkes vil medføre en FLI-verdi lavere enn hva som fremkommer i dette tilfellet. Havarikommisjonen mener derfor at denne manøveren over Hjemmeluftbukta i hovedsak må ha blitt utført ved å skyve *cyclic* fremover, og ikke ved å senke *collective*. Manøveren økte rotorbelastningen både gjennom hastighetsøkningen og gjennom økt g-belastning ved uttrekk fra gjennomsynkningen. Senking av *collective* ville gitt en lignende opplevelse for passasjerene uten at nesen på helikopteret droppet, og dette ville gitt en større margin mot å havne i *servo transparency*.

Denne manøveren ble utført etter at helikopteret hadde klatret, og dermed hadde en lav inngangshastighet. Etter manøveren flatet helikopteret ut i 1 250 ft over sjøen etter å ha tapt omkring 275 ft samtidig med at bakkehastigheten var forholdsvis lav (110 kt). I tillegg ble

²⁹ «First Limitation Indicator», se fotnote 7.

manøveren utført i relativt god høyde over sjøen. Selv om helikopteret hadde høy masse, og at utflatingen økte g-belastningen, gjorde den lave hastigheten at marginene til *servo transparency* var tilstrekkelige. Hadde *servo transparency* oppstått her ville flyhøyden vært tilstrekkelig til å komme ut av situasjonen

Flygedata viser at fartøysjefen også hadde utført tre lignende manøvrer på den første flyturen. Den første skjedde ved passering av den første fjelltoppen og ut over Hjemmeluftbukta, den andre skjedde i forholdsvis stor høyde over terrenget, og den siste skjedde under nedstigningen sørøst for det som senere ble havaristedet (se figur 5). De tre nevnte manøvrene ligner på hverandre ved at det oppsto et høydetap samtidig med at hastigheten økte.

Havarikommisjonen mener at disse manøvrene danner et mønster som ligner manøvrene på ulykkesturen, både den i området over Hjemmeluftbukta og en manøver i forbindelse med nedstigningen etter at kursen var satt tilbake mot festivalområdet. På ulykkesturen ble det fløyet litt lavere og litt raskere enn under den første rundflygingen. Under ulykkesturen lå hastigheten i området 100 til 120 kt mens den var i området 80 til 110 kt på den første rundflygingen. Marginene ble dermed redusert på tur 2 i forhold til tur 1.

2.6.4 MANØVRERING I SISTE FASE FØR SAMMENSTØTET

Under den siste nedstigning på den første turen økte hastigheten til 123 kt ved slutten av manøveren. Flygedata indikerer at fartøysjefen kan ha utført en lignende manøver kort tid før helikopteret havarerte. Siste registrerte hastighet på ulykkesturen var 135 kt og helikopteret var fortsatt i nedstigning. Nedstigningshastigheten var også større, 3 072 ft/min mot 2 432 ft/min på turen før, samtidig som høyden over terrenget var mindre. Med en høy masse og relativt høy hastighet mener Havarikommisjonen at marginene til *servo transparency* var relativt små.

Havarikommisjonen har beregnet helikopterets samlede masse til å ha vært ca 2 230 kg på dette punktet i flygingen. Siste registrerte hastighet var 135 kt og trenden var økende. Havarikommisjonen kan ikke utelukke at helikopteret på dette punkt hadde kommet i *servo transparency*. Om ikke ville kun små utslag på kontrollene bringe helikopteret inn i *servo transparency*. Helikopteret var i en svak høyresving, dette øker ytterligere muligheten for å komme i *servo transparency*. Ulykken i Canada med C-FBLW 16. mars 2016 har store likhetstrekk med denne ulykken. Der var også helikopteret tungt og hadde høy hastighet. Kun en liten korreksjon med *cyclic* brakte helikopteret inn i *servo transparency*.

En av passasjerene sendte en Snapchat-video umiddelbart før havariet. Videoen var tatt fra baksetet og fremover ut gjennom cockpitvinduet. Mottakeren har forklart at videoen viste vegetasjon og uten tegn til himmel. Basert på dette og registrering av flygebanen har Havarikommisjonen grunn for å anta at helikopteret på dette tidspunktet befant seg i en *servo transparency* situasjon.

Helikopteret var lavt over terrenget like før ulykken inntraff, siste registrerte høyde data viser i underkant av 300 ft. Lav høyde over terrenget ga fartøysjefen liten mulighet til å manøvrere seg ut av den kritiske situasjonen hvis *servo transparency* inntraff. For å komme ut av *servo transparency* må belastningen på rotordisken reduseres. Dette gjøres ved å senke *collective*. Senking av *collective* vil samtidig gi økt gjennomsyning og tap av høyde og bringe helikopteret enda nærmere terrenget. En reduksjon av *collective* i denne fasen ville trolig resultert i en betydelig økning i rotorturtall både for hovedrotor og halerotor. Dette kan gi et lydbilde som indikerer økning av turtall og trolig også oppfattes som en høy lyd. Vitneuttalelse underbygger dette.

Dersom *servo transparency* oppstår med helikopterets nese pekende nedover under nedstigning vil helikopterets innebygde karakteristikk med å heve nesen kunne medføre at den høye belastningen på rotoren vedvarer. Den selvkorrigerende effekten (se figur 19) kan følgelig forverre

situasjonen eller utsette situasjonen. Erfaringen fra simulatorforsøk med tilsvarende nesestilling i forbindelse med Dalamot-undersøkelsen, ble beskrevet på følgende måte (se vedlegg A): «Neste var å sette oss i en situasjon lik den som LN-OXC hadde med 300 ft agl høyresving, med nesen ned for så å trekke oss ut av svingen. Vi var jo oppmerksom på hva som kom til å skje, men om du ikke er det skal du være veldig heldig for ikke å krasje i bakken!»

2.6.5 OPPSUMMERING

En vurdering av skadene på helikopteret tilsier at det ikke fløy inn i terrenget med stor hastighet. Det ujevne terrenget omkring ulykkesstedet tilsier heller ikke at fartøysjefen ville valgt å gjøre en kontrollert nødlanding der. Det var flere godt egnede landingssteder i umiddelbar nærhet, og landingsstedet fremstår ikke som selvvalgt.

En samlet vurdering av vraket og havaristedet gjør at Havarikommisjonen mener at helikopteret havarete under delvis kontroll. Helikopteret havarete nord for den siste dokumenterte flygetraséen etter å ha endret kurs tilnærmet 180°. Dette kan være forenelig med den tidligere beskrevne konsekvensen av *servo transparency* der *cyclic* vil kunne få utslag mot høyre og bakover, og *collective* kan bli presset nedover.

Havarikommisjonen har ikke data om flygebanen fra ulykkesturens siste minutt. Det er derfor ikke mulig å entydig fastslå helikopterets manøvrering. Havarikommisjonen mener at fartøysjefen trolig var i ferd med å gjenvinne kontrollen i lav høyde med kurs mot stigende terreng da helikopteret traff terrenget.

Gitt at helikopteret i siste fase av flygingen hadde kurs mot stigende terreng, og hadde stor gjennomsynkning som et resultat av en kraftig roll mot høyre på grunn av *servo transparency*, ville flygeren instinktivt forsøkt å rette opp helikopteret og arrestere gjennomsynkningen ved å trekke *collective*. I forsøket på å unngå sammenstøt kan det fort trekkes tilstrekkelig *collective* til at rotordisken blir overbelastet, hvilket kan forårsake turtallsdropp. Det vil si at helikopteret manøvreres på en slik måte at det i en periode kreves mer løft enn det rotordisken kan produsere, eller mer kraft enn det helikopterets motor kan levere.

Tapet av løft kan igjen føre til at fartøysjefen vil kompensere med å senke *collective* for å øke rotorturtallet, men for å avverge sammenstøt med terrenget må helikopteret ha tilstrekkelig høyde.

Et vitne har beskrevet at helikopteret nærmest stod stille med nesen svakt pekende ned umiddelbart før det traff bakken og tok fyr. Disse detaljene i vitnets forklaring framkom først etter to år. Det opprinnelige intervjuet er ikke like detaljert. Havarikommisjonen kan derfor ikke vektlegge dette utover at vitneutsagnet ikke står i motsetning til Havarikommisjonens analyse.

Flere vitner har rapportert om et uvanlig lydbilde fra helikopteret. Med ett unntak befant vitnene seg relativt langt unna der hvor helikopteret havarete, og disse lydobservasjonene relateres til flygingen forut for selve havariet. Frekvensanalyse og bildeanalyse av Snapchat-videoene gir ingen indikasjon på feil ved helikopteret. Havarikommisjonen anser videre at dersom det hadde vært en feil ved helikopteret på dette tidspunktet så ville fartøysjefen landet. Havarikommisjonen anser at disse vitnenes observasjon trolig kom fra helikopterets høyde- og hastighetsvariasjoner og ikke kan relateres til teknisk feil. Da helikopteret traff bakken og forbindelsen mellom motor og hovedgirboks gikk tapt, økte turtallet på kraftturbinen helt til *blade shedding* inntraff. Vitnet som var nærmest beskriver lyden som om helikopteret skulle inn for landing, eller stod stille i lufta og med økende turtall. Lyden av turtallsøkningen hadde en varighet på inntil 5 sekunder. Det er vanskelig å relatere vitneobservasjonene til *blade shedding*.

Basert på en samlet vurdering av alle alternative scenarioer, ser Havarikommisjonen det som mest sannsynlig at flygeren uforvarende har endt opp i en *servo transparency* situasjon.

2.7 Tiltak for å forhindre servo transparency

2.7.1 INNLEDNING

Denne ulykken føyer seg inn i en rekke ulykker der *servo transparency* synes å ha medvirket til ulykken. Flere rapporter etter ulykker med AS 350 referer til undersøkelsen av ulykken med LN-OXC ved Dalamot i 2011 og de påfølgende sikkerhetstilrådingene. Sikkerhetstilrådingene omhandlet manøvreringsbegrensninger i lav høyde med passasjerer om bord, advarsel om faremomenter forbundet med *servo transparency* og behov for flygeregistrator.

I tillegg til de nevnte sikkerhetstilrådingene, ble flere områder som kunnskap om *servo transparency*, økt opplæring inkludert bruk av simulator, merking i cockpit og indikator for forvarsel om *servo transparency* analysert og vurdert i undersøkelsen. Basert på drøfting med involverte parter ble det ikke fremmet sikkerhetstilråding på disse områdene. 10 år senere skjer det fortsatt lignende ulykker, og Havarikommisjonen har inntrykk av at helikoptertypen er mer følsom for *servo transparency* enn det som trolig er gjengs oppfatning blant flygere.

Havarikommisjonen mener at EASA, Airbus Helicopters, helikopteroperatører og helikopterflygere selv, kan gjøre mer for å forhindre mulige ulykker som følge av *servo transparency*, og imøteser derfor Airbus Helicopters planlagte forbedringer.

2.7.2 PERMANENT ADVARSEL I FLYGEHÅNDBOKEN

Havarikommisjonen fremmet følgende sikkerhetstilråding som følge av ulykken med LN-OXC ved Dalamot:

Hvis Servo transparency oppstår i høyre sving, vil den ukontrollerte krenningsøkningen og mulige hevingen av nesepartiet som oppstår kunne forårsake betydelig avvik fra planlagt flygebane. Hvis dette skjer i liten avstand fra terreng eller hindringer, kan det innebære stor risiko. Statens havarikommisjon for transport (SHT) tilrår at EASA pålegger typesertifikat-innehaveren Eurocopter å utstede en advarsel om den særskilte faren forbundet med Servo transparency i høyre sving, fortrinnsvis i form av en permanent advarsel i flygemanualen for de berørte helikoptertypene.

Havarikommisjonen ser med forventning mot tiltakene som Airbus Helicopters er i ferd med å gjennomføre. Airbus Helicopter har besluttet å introdusere en permanent advarsel i flygehåndboken. Advarselen ble godkjent av EASA i desember 2021. SIN 2187-S-67 som er planlagt utgitt i første kvartal 2022.

2.7.3 TEKNISK LØSNING OG MERKING I COCKPIT

Blant AS 350-flygere i Norge synes utfordringen med *servo transparency* å være underkommunisert. Det finnes ikke en enkel tabell i flygehåndboken der man kan gå inn med spesifiserte reelle verdier og finne grenseverdier for når man kan forvente å komme inn i *servo transparency*. Havarikommisjonen er innforstått med at mange faktorer er med i regnestykket og at dette raskt kan bli komplisert.

Helikopteret er ikke utstyrt med tekniske hjelpemidler som varsler om, eller forhindrer at hovedrotoren nærmer seg maksimalbelastningen og dermed *servo transparency*. Fra Dalamot-rapporten siteres: «Om det ikke er gjennomførbart å ettermontere varsellys, mener SHT at fabrikanten ideelt sett burde finne en annen teknisk løsning som forhindrer eller gir forvarsel om Servo transparency. Hvilke løsninger som er praktisk gjennomførbare, er ikke vurdert av SHT.»

Havarikommisjonen er kjent med at Airbus Helicopters har iverksatt en mulighetsstudie i 2018, og at løsninger med tilhørende fremdriftsplan er fremlagt for EASA i september 2021.

Havarikommisjonen ser med forventning mot tiltakene som Airbus Helicopters er i ferd med å gjennomføre. Så lenge ingen tiltak så langt er innført, fremmer Havarikommisjonen en sikkerhetstilråding om dette.

Havarikommisjonen tilrår at EASA i samråd med Airbus Helicopters, etablerer en teknisk løsning, for helikoptre som er følsomme for *servo transparency*, og som forhindrer eller gir forvarsel om dette.

2.7.4 TRENING GENERELT OG SIMULATORTRENING SPESIELT

Det er viktig at helikopterflygere, som flyr helikoptertyper utstyrt med enkelt hydraulikksystem, kjenner helikopterets begrensninger. De må også være klar over at marginene under visse omstendigheter kan bli brukt opp raskere enn man tror. Til tross for at opplæringen under typeutsjekken omfatter familiarisering i fenomenet *servo transparency*, kan det ikke utelukkes at det i tillegg til praktisk trening i simulator trengs ytterligere kunnskap og forståelse på dette området. Dette kan blant annet underbygges av at fartøysjefen hadde hatt opplæring hos Airbus Helicopters 15 måneder forut for ulykken. Han var dermed en av flygerne hos operatøren med den mest oppdaterte kunnskapen om *servo transparency*. Likevel hadde han i dette tilfellet en teknikk der høyde ble byttet mot hastighet, og det var fylt så mye drivstoff at helikopteret var nær maksimalt tillatt masse. Han valgte også å fly i en høyde over terrenget som reduserer eller eliminerer marginene dersom noe uventet skulle oppstå.

Havarikommisjonen er usikker på om opplæringen både hos Airbus Helicopters og hos operatøren var tydelig nok på de samvirkende farenomentene. Opplæringen kan ha fulgt samme filosofi som angitt i den gjeldende flygehåndboken om at situasjonen er selvopprettende, og dermed er mindre kritisk. Etter Havarikommisjonens vurdering er det misvisende å hevde at fenomenet er selvopprettende uten samtidig å understreke at dette går på bekostning av manøvreringsevnen, og at det derfor setter krav til at manøvreringsrommet er tilstrekkelig. Dette betyr at høyde og avstand til sideterrenget må være stor nok til å kunne komme ut av en *servo transparency* situasjon.

Det er *full flight simulator* (FFS) tilgjengelig både i Europa og i USA. Simulatoren i Finland er kvalifisert til EASA/FAA FFS nivå D, som er høyeste nivå. Simulatoren gir mulighet for å trene realistisk på *servo transparency*. Tilsvarende vil være tilfelle for andre FFS hvor flygekontrollene og kontrollodynamikk simuleres realistisk og på samme måte som i helikoptertypen under like flygeforhold.

Regelverket tilsier at dersom en *full flight simulator* er tilgjengelig skal denne benyttes. Luftfartstilsynet anser simulatoren i Finland som tilgjengelig (available and accessible) for norske AS 350-flygere, og har informert Havarikommisjonen om at de mener at det dermed er grunnlag for å håndheve kravet om bruk av simulatorer. Da ulykken skjedde var simulatoren ny og ikke tatt i bruk av norske helikopteroperatører og -flygere.

Da ulykken med LN-OXC ved Dalamot ble undersøkt fantes det ingen lett tilgjengelig simulator for norske flygere, og Havarikommisjonen ga derfor ingen sikkerhetstilråding om bruk av simulator den gang. Erfaringer med bruk av AS 350 simulator i USA i forbindelse med Dalamot-undersøkelsen var imidlertid svært positive. Opplevelsen av *servo transparency* i simulatoren ble beskrevet som svært realistisk. Utdrag fra erfaringsnotatet etter utprøving av simulatoren i USA er gjengitt i vedlegg A. Her er det betraktninger om at økt bruk av simulator kunne ha forhindret tidligere ulykker.

Havarikommisjonen mener at simulatortrening kan være nyttig relatert til *servo transparency*, og fremmer derfor følgende sikkerhetstilråding:

Havarikommisjonen tilrår både Luftfartstilsynet og EASA å gjennomgå krav til opplæring og vedlikeholdstrening på AS 350 helikoptre. Dette for å sikre at treningen inkluderer oppmerksomhetstrening for tidlig å gjenkjenne og avbryte en *servo transparency* situasjon.

2.7.5 HELIKOPTEROPERATØRENS PROSEDYRER

Operatøren hadde ikke en særskilt advarsel mot høy masse ved rundflyging i sin prosedyre, og hadde en standardprosedyre der laveste tillatte flygehøyde kunne fremstå som en normal flygehøyde. Prosedyren gir begrensinger for både roll og nesestilling når det flys lavere enn 500 ft. Det står videre i prosedyren at begrensingene også gjelder når det flys høyere enn 500 ft, med mindre det er strengt nødvendig. Formuleringen «*når det flys høyere enn 500 fot*» i prosedyren er uheldig, siden det kan forsterke en normalisering av lavtflyging med reduserte marginer. Videre hadde operatøren ingen føringer om redusert maksimal flyhastighet ved rundflyging.

Som følge av undersøkelsen fremmer Havarikommisjonen to sikkerhetstilrådinger:

Havarikommisjonen fremmer en sikkerhetstilråding til Helitrans AS om å endre sine standardprosedyrer for flyging med passasjerer generelt og for AS 350 spesielt for bedre å gjenspeile utfordringer relatert til flygehøyde, masse og hastighet.

Videre tilrår Havarikommisjonen at Luftfartstilsynet, gjennom sitt lederskap i de ulike sikkerhetsforum for innland helikopter, informerer om utfordringene relatert til flygehøyde, masse og hastighet generelt og for helikoptertypen AS 350 spesielt.

2.8 Fartøysjefens opplæring, erfaring og påvirkning fra passasjerer

2.8.1 FARTØYSJEFENS OPPLÆRING OG ERFARING

Fartøysjefen hadde 256 timer total flytid og kun 17 timer på AS 350. Havarikommisjonen betrakter ham derfor som uerfaren. Han hadde gjennomført forskriftsmessig treningsopplegg både hos helikopterprodusenten og helikopteroperatøren. Opplæringen innebar ikke bruk av simulator for tidlig å gjenkjenne og avbryte en *servo transparency* situasjon.

I bransjen er det ikke uvanlig å leie inn flygere på sesongavhengige kontrakter av kortere eller lengre varighet. Fartøysjefen var midt i en åtte måneders sesongkontrakt for 2019 da ulykken skjedde, og hadde hatt tilsvarende kontrakter tidligere. Havarikommisjonen mener at slike kontrakter kan gjøre det vanskeligere å opparbeide erfaring – noe som vil være spesielt viktig i perioden rett etter typeutsjekk. Det kan også gjøre det vanskeligere å si nei til oppdrag man ikke er komfortabel med, samt være til hinder for kollegial oppfølging og kompetanseutveksling.

Samlet tyder hendelsesforløpet på at fartøysjefens opplæring og erfaringsnivå kan ha hatt en betydning for ulykken. Forskning peker i retning av at erfaring og ekspertise påvirker situasjonsforståelsen³⁰. Basert på dette mener Havarikommisjonen at en mer erfaren flyger på

³⁰ *Situasjonsforståelse (Situational Awareness – SA) defineres som: En persons oppfatning av elementer i omgivelsene, forståelsen av denne informasjonen og evnen til å forutsi fremtidige hendelser basert på denne forståelsen (Endsley, 1995, s. 36).*

typen kunne hatt større forutsetninger for å holde flygingen innenfor sikkerhetsmarginer for å unngå *servo transparency* og reagere korrekt.

Til sammenligning hadde fartøysjefen i ulykken med LN-OXC ved Dalamot i 2011 totalt 700 timer på helikoptertypen og derav drøyt 60 timer i måneden før ulykken. Dermed er ikke erfaring alene en faktor som forebygger ulykker relatert til *servo transparency*, men ingen av fartøysjefene hadde gjennomført trening i simulator for tidlig å gjenkjenne og avbryte en *servo transparency* situasjon.

2.8.2 PÅVIRKNING FRA PASSASJERER

I bransjen betraktes rundflyging med passasjerer som den enkleste form for helikopterflyging. Rundflyging er derfor en aktivitet som uerfarne flygere tillates å gjøre for å samle flytimer for å kunne utføre mer teknisk krevende oppgaver. Havarikommisjonen er enig i at det er operasjoner som er langt mer komplekse og teknisk vanskelige, for eksempel flyging med underhengende last, men det betyr ikke nødvendigvis at risikonivået ved rundflyginger er lavt.

Helitrans har ikke minstekrav til flygetid for flygere som skal utføre rundflyging med passasjerer, men har krav til egen utsjekk før de godkjennes for dette. Fartøysjefen hadde fått denne utsjekken 20. april 2019. Etter dette hadde han fløyet totalt 50 timer rundflyging fram til ulykkesturen. Etter ulykken har operatøren orientert Havarikommisjonen om at de har innført minstekrav til flygetid på 250 timer for å kunne fly med passasjerer. Havarikommisjonen anser at dette er et bidrag til flysikkerheten.

LN-OFU er et lite helikopter hvor passasjerkabinen ikke er fysisk adskilt fra cockpit. Selskapets utgangspunkt for flyturen var at passasjerene skulle få en positiv og minneverdig opplevelse. Flygingen skal også gjennomføres med minimal frykt og ubehag for passasjerene. Balansen mellom å møte forventningene og å unngå frykt under flygingen krever kontinuerlig oppmerksomhet og tilpasning underveis fra flygeren.

Undersøkelsen har vist at helikopteret ble manøvrert ut over grenseverdien som beskrevet i operatørens prosedyrer for rundflyging. Basert på informasjonen Havarikommisjonen har fått fra passasjerer på første flyging synes ikke sikkerhetsinformasjonen før flyging å ha vært i samsvar med Helitrans prosedyrer i SOP Part E. Lastemannen kontrollerte, spente fast og gav hodetelefoner til passasjerene. Havarikommisjonen har ingen grunn til å hevde at eventuell mangelfull sikkerhetsinformasjon hverken bidro til ulykken eller til utfallet da ulykken var et faktum. Havarikommisjonen mener at det må være samsvar mellom operatørens prosedyrer og etterlevelse. Fartøysjefen hadde også uttalt under den første rundflygingen at deler av den skulle foregå nærmere bakken for å gi passasjerene en fartsfølelse. SHK har ikke informasjon om hva som ble gjort på ulykkesturen, men høydedata indikerer at det samme var tilfelle her.

Havarikommisjonen anser at uerfarne flygere, som er i en fase der de bygger selvtillit mens de opparbeider erfaring, lettere kan la seg påvirke og oppleve større arbeidsbelastning under flyging med passasjerer enn erfarne flygere. Med bakgrunn i funnene i undersøkelsen vurderer Havarikommisjonen at passasjerene ved sin tilstedeværelse – selv om de ikke var klar over det – kan ha hatt en innvirkning på flygingen.

2.8.3 OPPSUMMERING

Havarikommisjonen mener at innland helikopterbransje generelt har viet sikkerhetsutfordringene, kompleksiteten og konsekvensene ved rundflyging med passasjerer for liten oppmerksomhet. Den opplæringen som fartøysjefen fikk før han kunne fly med passasjerer framstår som en formalitet der praktisk flyging med en erfaren flyger under flyging med passasjerer ikke inngår. Bransjen synes å ha undervurdert effekten av at en uerfaren, og i dette tilfellet også forholdsvis ung, fartøysjef flyr med unge passasjerer. Konsekvens ved en eventuell ulykke synes heller ikke tatt inn

i vurderingen. Luftfartstilsynet har ingen særskilt godkjenning av helikopteroperatørers prosedyrer (SOP) for flyging med passasjerer, *Commercial air transport operations*, med lette helikoptre, men kan påvirke bransjestandarder. Det fremmes en sikkerhetstilråding i denne sammenheng.

Havarikommisjonen fremmer en sikkerhetstilråding om at Luftfartstilsynet bør etablere og publisere en bransjestandard for passasjerflyging med en-motors helikoptre. Denne bør vie spesiell oppmerksomhet til rundflyging. Standarden bør omfatte veiledning både for å utarbeide den underliggende risikovurderingen og for beskrivelse av operasjonen i SOP med tilhørende kvalifikasjonskrav og treningsprogram. Bransjestandarden bør utvikles i samarbeid med de to fora for innlands helikopteroperasjoner og fremmes til bransjen gjennom disse.

2.9 Tilgjengelig data

2.9.1 LETTVEKTSREGISTRATORER

EASA startet i 2017 en regelverksprosess for å innføre krav til flygeregistratorer i flere luftfartøy. Det nye regelverket omfatter krav til lettvektsregistratorer for turbindrevne helikoptre med maksimal masse fra og med 2 250 kg, med virkning fra 5. september 2022. AS 350 har både turbinmotor og en maksimal masse på 2 250 kg og det er dermed omfattet av det nye regelverkskravet. Helikopter som Robinson R44, som også benyttes til kommersiell persontransport, vil ikke omfattes av det nye regelverket da det faller utenfor både på vekt og motortype. Havarikommisjonen mener skillet for hvilke luftfartøy som må ha installert lettvekstregistrator også må knyttes til kommersiell persontransport.

Airbus Helicopters har på eget initiativ i flere år levert sine AS 350 helikopter med en Appareo Vision 1000 registrator. LN-OFU hadde dermed en registrator installert. Den påfølgende brannen ødela minneenheten. Havarikommisjonen fikk derfor ikke tilgang til informasjon som ville vært særskilt viktig i undersøkelsen. Hadde LN-OFU vært utstyrt med lettvektsregistratorer som tilfredstiller de nye kravene til beskyttelse av minnemodul, ville det kanskje ha bidratt til at data hadde vært tilgjengelig etter ulykken.

Havarikommisjonen har gjennomgått høringskommentarene til NPA 2017-03, og resultatet synes å være et kompromiss for å imøtekomme sprikende synspunkter. Det synes som om lettvektsregistratorer kun betraktes som en utgift og et verktøy for bruk ved ulykkesundersøkelser. Aktiv bruk av lagret data som Flight Data Monitoring har ikke vært et vesentlig tema. EASA påpeker for Havarikommisjonen at det vil være en stor byrde for mindre operatører å innføre et regime tilsvarende FDM. Havarikommisjonen har forståelse for dette, men mener samtidig at Helitrans og andre operatører av samme størrelse ville økt sikkerheten ved å innføre et slikt regime. Havarikommisjonen finner det vanskelig å fremme en tilråding til en enkelt operatør om dette. Helitrans har imidlertid opplyst at de på eget initiativ har påbegynt testing av en teknisk løsning med tanke på å innføre FDM.

Kompromisset har etter Havarikommisjonens syn blitt en løsning med enklere krav til informasjon som skal lagres enn det som Airbus Helicopters allerede har gjort tilgjengelig gjennom Appareo Vision 1000 i AS 350. Kravene i det nye regelverket møter ikke intensjonen om å gi havarikommisjoner tilstrekkelig informasjon for å forstå ulykker på luftfartøy lettere enn 2 250 kg.

Det nye regelverket krever kun at det lagres informasjon tilstrekkelig for å bestemme flygebane og hastighet. Regelverket krever ikke ytterligere data eller registrering og lagring av lyd og bilde. Spesielt ved helikopterulykker vil et slikt datagrunnlag ofte ikke være tilstrekkelig for entydig å

kunne konkludere hvordan og hvorfor ulykken skjedde. Havarikommisjonen har undersøkt flere ulykker med AS 350 hvor lyd og bilde lagret på Appareo Vision 1000 har vært vitale for å kunne konkludere og dermed for å kunne forbedre flysikkerheten.

EASAs tilrettelegging og intensjoner er gode, men Havarikommisjonen mener at regelverket har noen klare svakheter. Regelverket bør omfatte alle typer lettere helikopter med og uten turbin som benyttes til kommersiell persontransport, uavhengig av dato for luftdyktighetsbevis. Det bør videre være større krav til hva som minimum skal lagres.

På bakgrunn av dette fremmer Havarikommisjonen tre sikkerhetstilrådinger til EASA om å revidere regelverket (EU) 2019/1387 som igjen medfører endringer til 965/2012 for lettvektsflygeregistratorer ved å:

- a) inkludere krav til registrering og lagring av lyd og bilde
- b) omfatte alle typer lettere helikopter som benyttes til kommersiell persontransport
- c) omfatte alle helikoptertyper som benyttes til kommersiell persontransport uavhengig av dato for luftdyktighetsbevis

2.9.2 TILGANG TIL SNAPCHAT-VIDEO

Havarikommisjonen har ikke fått tilgang til Snapchat-videoen som ble sendt fra en av passasjerene like før ulykken skjedde. Videoen var kun av få sekunders varighet og åpenbart fra flygingens aller siste fase. Dersom Havarikommisjonen hadde fått tilgang til videoen kunne innholdet vært til stor nytte i undersøkelsen. Dette viser at nasjonale myndigheter mangler tilstrekkelig lovhjemmel på dette området.

3. Konklusjon

3.1 Hovedkonklusjon.....	103
3.2 Undersøkelseresultater	103

3. Konklusjon

3.1 Hovedkonklusjon

Undersøkelsen har ikke avdekket tekniske feil eller uregelmessigheter ved helikopteret som kan ha påvirket hendelsesforløpet. Ved siste registrerte posisjon var helikopteret under nedstigning i en svak høyresving med økende hastighet. Helikopteret hadde høy masse. Havarikommisjonen mener flygekontrollenes hydraulikksystem kan ha nådd sin begrensning under manøvreringen, slik at *servo transparency* oppstod. Basert på siste tilgjengelige høydedata hadde helikopteret ikke tilstrekkelig høyde over terrenget til at fartøysjefen hadde mulighet til å gjenvinne kontroll i tide.

Helikopteret var nesten nytt, men ikke utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem (CRFT eller CRFS). Siden dette ikke var en høyenergiulykke, mener Havarikommisjonen at slik krasjbeskyttelse kunne redusert muligheten for at det oppstod en brann der alle passasjerene omkom.

Havarikommisjonen ser med forventning mot tiltakene som Airbus Helicopters er i ferd med å gjennomføre. I tillegg må helikopteroperatørene og flygerne opprettholde oppmerksomheten på å unngå *servo transparency* og utfordringene ved rundflyging med passasjerer.

3.2 Undersøkelseresultater

3.2.1 HENDESESFORLØPET

- A. Helikopteret var tungt med unødvendig mye drivstoff ved rundflygingene, noe som ga høy belastning på hovedrotoren.
- B. Flygedata viser perioder med større variasjoner i hastigheter og flygehøyde i tilnærmet samme geografiske områder for begge rundflygingene. Spesielt i siste periode fremstår flygehøyden over terrenget tett over og under den laveste lovlige flygehøyden på 500 ft.
- C. En passasjer fra første flyging har forklart at fartøysjefen under turen fortalte at han ville fly nærmere bakken for å øke fartsfølelsen.
- D. På ulykkesturen ble det fløyet ut over grenseverdien for *pitch* (nese nedover) som er gitt i operatørens prosedyrer for rundflyging.
- E. Ulykkesturens siste dataregistrering tilsier en betydelig endring i gjennomsynkningen og en økende bakkehastighet.
- F. Helikopteret var sannsynligvis i nedstigning, i en svak høyresving og lavt over terrenget like før ulykken inntraff. Siste registrerte data viser i underkant av 300 ft.
- G. Lav høyde over terrenget ga fartøysjefen liten mulighet til å manøvrere seg ut av den kritiske situasjonen ved *servo transparency* fordi han måtte senke *collective* for å redusere belastningen på hovedrotoren. Det ville bragt helikopteret enda nærmere terrenget.
- H. Helikopteret havarerte med kurs mot stigende terreng, nord for den siste dokumenterte flygetraséen, etter å ha endret kurs tilnærmet 180°.
- I. Havaritidspunktet var mellom kl. 1705 og kl. 1706.
- J. Haleratoren og hovedrotoren roterte da helikopteret traff bakken.
- K. En samlet vurdering av vraket og havaristedet tyder på at fartøysjefen manøvrerte helikopteret, var ved bevissthet og nær ved å gjenvinne kontroll da ulykken inntraff.

3.2.2 OVERLEVELSESASPEKTER

- A. Helikopteret traff ikke bakken med høy energi, tatt i betraktning at helikopteret ikke var ødelagt før det tok fyr. Det traff bakken med lav bakkehastighet og lav vertikalhastighet.
- B. Havarikreftene påførte sannsynligvis ikke passasjerene dødelige skader. Helikopteret antas å ha blitt overtent like etter sammenstøtet med bakken.
- C. Dødsårsak for passasjerene antas å være omfattende brannskader.
- D. Fartøysjefen fløy uten hjelm, og antas å ha omkommet som en følge av en kombinasjon av brann- og hodeskader.
- E. Havarikreftene var tilstrekkelige til at drivstofftanken revnet, at halebommen løsnet fra skroget, og at motoren og hovedgirboksen kom ut av stilling i forhold til hverandre.
- F. Det er ikke europeisk krav om at helikopter som har et typesertifikat utstedt før 1994 skal ha krasjbeskyttet drivstoffsystem, og følgelig er et fåtall helikopter som er levert etter 1994 utstyrt med dette.
- G. Gitt at dette ikke var en høyenergiulykke, kunne et krasjbeskyttet drivstoffsystem redusert sannsynligheten for at det oppstod en eksplosjonsartet brann.

3.2.3 FAKTORER SOM UTELUKKE

- A. Det er usannsynlig at deler har falt av og skadet helikopteret under flyging.
- B. Det er ikke gjort funn som indikerer at kollisjon med fugl eller drone førte til havariet.
- C. Været var ikke en faktor i ulykken.
- D. Det er ingen indikasjoner på at fartøysjefen var påvirket av søvnmangel, utmatting, alkohol eller medikamenter.
- E. Bevisst inngripen fra passasjerer er funnet lite sannsynlig. Det var heller ingen løse gjenstander i cockpit som kunne påvirke flygekontrollene.
- F. Havariet skjedde på et lite egnet sted for nødlanding og det var flere egnede landingsområder i nærheten. Motoren leverte effekt på ulykkestidspunktet.
- G. Undersøkelsen har ikke avdekket noen tekniske feil eller uregelmessigheter knyttet til helikopteret som kan ha påvirket hendelsesforløpet.

3.2.4 FENOMENET SERVO TRANSPARENCY OG TILTAK

- A. Den samlede belastningen på hovedrotoren, og dermed sannsynligheten for *servo transparency*, øker ved følgende faktorer; høy hastighet, høy *collective pitch*, høy masse, høy g-belastning, samt økende tetthetshøyde, dvs. økende flygehøyde, temperatur og/eller luftfuktighet.
- B. Det kan for Havarikommisjonen synes som om helikoptertypen er mer følsom for *servo transparency* enn det mange flygere er klar over.
- C. Helikopterets selvoppretting kan medføre avvik fra flygeprofilen som kan komme brått og uventet på en flyger.
- D. Helikopterets flygehåndbok hadde ingen advarsel om den særskilte faren forbundet med *servo transparency* i høyresving.
- E. Helikopteret hadde ikke tekniske løsninger som varslet når hovedrotoren nærmet seg maksimalbelastningen og dermed *servo transparency*.
- F. Simulatortrening kan være nyttig for oppmerksomhetstrening for tidlig å kunne gjenkjenne og avbryte en *servo transparency* situasjon.

- G. Helitrans hadde ikke en særskilt advarsel mot høy masse eller føringer om redusert maksimal flyhastighet ved rundflyging i sin prosedyre.

3.2.5 MENNESKELIGE FAKTORER

- A. Fartøysjefen hadde lavt erfaringsnivå generelt (256 timer total flytid) og på helikoptertypen spesielt (17 timer på AS 350).
- B. Pilotens typeutsjekk ved Airbus Helicopters inkluderte familiarisering (bakkekurs basert på innhold i flygehåndboken og tilleggsforklaring av fenomenet), og demonstrasjon av *servo transparency* om bord i helikopteret (flere manøvrer utført av piloten/instruktøren i samsvar med *EASA Operational Suitability Data (OSD) – Flight Crew Data (FCD)*, avsnittet *Training Areas of Special Emphasis (TASE)*) og uten bruk av simulator.
- C. Passasjerene kan ved sin tilstedeværelse – selv om de ikke var klar over det – ha hatt en innvirkning på flygingen.
- D. Rundflyginger anses av innland helikopterbransje som den enkleste form for operasjoner og benyttes derfor til å la uerfarne flygere samle erfaring.
- E. Utsjekk for rundflyging framstår som en formalitet der praktisk flyging med en erfaren flyger under flyging med passasjerer ikke inngår.
- F. Uerfarne flygere kan bli påvirket og oppleve større arbeidsbelastning under flyging med passasjerer enn erfarne flygere.
- G. Enkelte av passasjerene hadde drukket alkohol, men ble ikke ansett som uskikket til å være med på flygingen.

3.2.6 TILGJENGELIG DATA

- A. Helikoptervraket, med unntak av halebommen, var fullstendig utbrent. Det har ikke vært mulig å hente ut lagrede flygedata eller informasjon fra andre elektroniske enheter i vraket.
- B. Flere vitner hadde observasjoner knyttet til flygingen, men ingen av vitnene hadde sett havariet.
- C. Informasjon om helikopterets posisjon, høyde og hastighet er innhentet fra Flightradar24 og helikopteroperatørens CelloTrack 3Y-registreringer. På grunn av topografien og den lave flygehøyden mangler ADS-B data for helikopterets siste manøvreringer før sammenstøtet med bakken.
- D. Til tross for at det ikke er et sertifiseringskrav hadde Airbus Helicopters utstyrt AS 350 med en Appareo Vision 1000 registrator, men minneenheten tålte ikke brannen.
- E. Havarikommisjonen har ikke fått tilgang fra Snap Inc. til en Snapchat-video som ble sendt av en passasjer umiddelbart før ulykken.

4. Sikkerhetstilrådingar

4. Sikkerhetstilrådingar

Statens havarikommisjon fremmer følgende sikkerhetstilrådingar³¹:

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/01T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, kan ikke betegnes som en høyenergiulykke. Passasjerene kunne sannsynligvis overlevd dersom en intens brann ikke hadde oppstått umiddelbart. Det nær nye helikopteret var ikke utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem. Det er ikke europeisk krav om at helikopter som har et typesertifikat utstedt før 1994 skal ha krasjbeskyttet drivstoffsystem. I USA skal alle nye helikoptre levert etter mai 2020 være utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem.

Statens havarikommisjon tilrår at EASA krever at alle helikoptre, nye og bruktimporterte, som leveres til Europa skal være utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem i henhold til CS 27.952 eller CS 29.952, uavhengig av dato for typesertifisering.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/02T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, kan ikke betegnes som en høyenergiulykke. Passasjerene kunne sannsynligvis overlevd dersom en intens brann ikke hadde oppstått umiddelbart. Det nær nye helikopteret var ikke utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem. Passasjerer utsettes for en unødvendig stor risiko når de fraktes i et helikopter uten krasjbeskyttet drivstoffsystem.

Statens havarikommisjon tilrår EASA å ikke tillate rundflyging med betalende passasjerer med helikopter som ikke er utstyrt med krasjbeskyttet drivstoffsystem i henhold til CS 27.952 eller CS 29.952 uavhengig av dato for typesertifisering.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/03T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, kan ikke betegnes som en høyenergiulykke. Passasjerene kunne sannsynligvis overlevd dersom det ikke raskt hadde oppstått en intens brann. Fartøysjefen benyttet ikke hjelm under flygingen. Havarikommisjonen mener at bruk av hjelm, i tillegg til å redde flygerens liv, vil kunne sette flygeren i stand til å assistere passasjerene ved en ulykke.

Statens havarikommisjon tilrår at Luftfartstilsynet, ved godkjenning av prosedyrer (SOP) for flyging med passasjerer (Commercial air transport operations), påser at operatørens risikovurdering inneholder momenter relatert til bruk av hjelm for piloter.

³¹ Samferdselsdepartementet besørger at sikkerhetstilrådingar blir forelagt luftfartsmyndigheten og/eller andre berørte departementar til vurdering og oppfølging, jf. forskrift om offentlige undersøkingar av luftfartsulykker og luftfartshendingar innen sivil luftfart § 8.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/04T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, oppstod sannsynligvis etter at helikopteret kom inn i *servo transparency* mens det var i nedstigning og i høyresving. Helikopteret hadde høy masse, økende hastighet og lav høyde over bakken. Ulykken med LN-OXC ved Dalamot 4. juli 2011 oppstod under lignende omstendigheter. Helikopteret er ikke utstyrt med tekniske hjelpemidler som varsler om, eller forhindrer at hovedrotoren nærmer seg maksimalbelastningen og dermed *servo transparency*. Havarikommisjonen er kjent med at Airbus Helicopters har iverksatt en mulighetsstudie i 2018, og at løsninger med tilhørende fremdriftsplan er fremlagt for EASA i september 2021. Siden ingen tiltak så langt er utført fremmer Havarikommisjonen en sikkerhetstilråding.

Statens havarikommisjon tilrår at EASA pålegger typesertifikatnehaveren Airbus Helicopters å etablere en teknisk løsning som forhindrer eller gir forvarsel om *servo transparency*, for helikoptre som er følsomme for dette.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/05T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, oppstod sannsynligvis etter at helikopteret kom inn i *servo transparency* mens det var i nedstigning, i høyresving, med lav høyde over bakken og med økende hastighet. Simulatortrening for AS 350 bør foretas i godkjent *full flight simulator*, eller tilsvarende simulator som kan gjenskape *servo transparency*. Dette for at flygere skal gjenkjenne at helikopteret er i ferd med å komme inn i *servo transparency*, samt trene på å manøvrere helikopteret ut av denne situasjonen.

Statens havarikommisjon tilrår EASA å gjennomgå opplæring og vedlikeholdstrening på AS 350 helikoptre. Dette for å sikre at treningen inkluderer oppmerksomhetstrening for tidlig å gjenkjenne og avbryte en *servo transparency* situasjon basert på prinsippene for UPRT.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/06T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, oppstod sannsynligvis etter at helikopteret kom inn i *servo transparency* mens det var i nedstigning, i høyresving, med lav høyde over bakken og med økende hastighet. Simulatortrening for AS 350 bør foretas i godkjent *full flight simulator*, eller tilsvarende simulator som kan gjenskape *servo transparency*. Dette for at flygere skal gjenkjenne at helikopteret er i ferd med å komme inn i *servo transparency*, samt trene på å manøvrere helikopteret ut av denne situasjonen.

Statens havarikommisjon tilrår Luftfartstilsynet å gjennomgå opplæring og vedlikeholdstrening på AS 350 helikoptre. Dette for å sikre at treningen inkluderer oppmerksomhetstrening for tidlig å gjenkjenne og avbryte en *servo transparency* situasjon basert på prinsippene for UPRT.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/07T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, oppstod sannsynligvis etter at helikopteret kom inn i *servo transparency* mens det var i nedstigning, i høyresving, med lav høyde over bakken og med økende hastighet. Helikopteret var tanket opp med drivstoff til 90 % av total kapasitet. Helitrans AS hadde en standardprosedyre der laveste tillatte flygehøyde kunne fremstå som en normal flygehøyde. Det var begrensinger for maksimal nesestilling, men ingen informasjon eller advarsel om stor masse eller hastighetsbegrensninger for rundflyging med passasjerer.

Statens havarikommisjon tilrår Helitrans AS å endre sine standardprosedyrer for flyging med passasjerer generelt og for AS 350 spesielt for bedre å gjenspeile utfordringer relatert til flygehøyde, masse og hastighet.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/08T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, oppstod sannsynligvis etter at helikopteret kom inn i *servo transparency* mens det var i nedstigning, i høyresving, med lav høyde over bakken og med økende hastighet. Helikopteret var tanket opp med drivstoff til 90 % av total kapasitet. Helitrans AS hadde en standardprosedyre der laveste tillatte flygehøyde kunne fremstå som en normal flygehøyde. Det var begrensinger for maksimal nesestilling, men ingen informasjon eller advarsel om stor masse eller hastighetsbegrensninger for rundflyging med passasjerer.

Statens havarikommisjon tilrår at Luftfartstilsynet, gjennom sitt lederskap i de ulike sikkerhetsforum for innland helikopter, informerer om utfordringene ved flygehøyde, masse og hastighet generelt og for helikoptertypen AS 350 spesielt.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/09T

Luftfartsulykken 31. august 2019 i Alta med et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, oppstod under rundflyging med passasjerer. Rundflyginger anses av innland helikopterbransje som den enkleste form for operasjoner og benyttes derfor til å la uerfarne flygere samle erfaring. Bransjen synes å ha undervurdert at uerfarne flygere kan bli påvirket og oppleve større arbeidsbelastning under flyging med passasjerer enn erfarne flygere. Konsekvens ved en eventuell ulykke synes heller ikke tatt inn i vurderingen. Utsjekk i rundflyging framstår som en formalitet der praktisk flyging med en erfaren flyger under flyging med passasjerer ikke inngår.

Statens havarikommisjon tilrår at Luftfartstilsynet etablerer og publiserer en bransjestandard for passasjerflyging med en-motors helikoptre. Denne bør vie spesiell oppmerksomhet til rundflyging. Standarden bør omfatte veiledning både for å utarbeide den underliggende risikovurderingen og for beskrivelse av operasjonen i SOP med tilhørende kvalifikasjonskrav og treningsprogram. Bransjestandarden bør utvikles i samarbeid med de to fora for innlands helikopteroperasjoner og fremmes til bransjen gjennom disse.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/10T

En intens brann oppstod da et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, havarerte i Alta 31. august 2019. Helikopteret var utstyrt med en registrator av typen Appareo Vision 1000, som lagrer en rekke tekniske parametere i tillegg til video og lyd. Denne registratoren har mindre beskyttelse mot brann enn hva det nye regelverket for lettveksregistratorer vil kreve. Minneenheten tålte ikke brannen og det var ikke mulig å hente ut data. Det nye regelverket som påbyr lettveksregistratorer (Commission Implementing Regulation (EU) 2019/1387 SPO. IDE. H. 146) (EU 965/2012) omfatter ikke registrering og lagring av lyd og bilde. Videre krever det kun at det lagres informasjon tilstrekkelig for å bestemme flygebane og hastighet. Spesielt ved helikopterulykker er ikke et slikt datagrunnlag tilstrekkelig.

Statens havarikommisjon tilrår EASA å revidere regelverket (EU) 995/2012 for lettveksregistratorer, ved å inkludere ytterligere krav til registrering av relevante data, samt krav til lagring av lyd og bilde.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/11T

En intens brann oppstod da et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, havarerte i Alta 31. august 2019. Helikopteret var utstyrt med en registrator av typen Appareo Vision 1000, men minneenheten tålte ikke brannen og det var ikke mulig å hente ut data. Det nye regelverket som påbyr lettveksregistratorer (Commission Implementing Regulation (EU) 2019/1387 SPO. IDE. H. 146) (EU 965/2012) omfatter ikke alle typer lettere helikopter som benyttes til kommersiell persontransport som for eksempel Robinson R44. Det sikrer ikke regelverkets intensjon om å gi havarikommisjoner tilstrekkelig informasjon for å forstå ulykker.

Statens havarikommisjon tilrår EASA å revidere regelverket (EU 965/2012) for lettveksregistratorer, ved at kravet må gjelde for alle typer lettere helikopter som benyttes til kommersiell persontransport.

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2022/12T

En intens brann oppstod da et Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OFU, havarerte i Alta 31. august 2019. Helikopteret var utstyrt med en lettveksregistrator av typen Appareo Vision 1000, men minneenheten tålte ikke brannen og det var ikke mulig å hente ut data. Det nye regelverket som påbyr lettveksregistratorer (Commission Implementing Regulation (EU) 2019/1387 SPO. IDE. H. 146) (EU 965/2012) omfatter ikke luftfartøy med luftdyktighetssertifikat utstedt før 5. september 2022. Det sikrer ikke regelverkets intensjon om å gi havarikommisjoner tilstrekkelig informasjon for å forstå ulykker.

Statens havarikommisjon tilrår EASA å revidere regelverket for (EU 965/2012) lettveksregistratorer, ved å gjøre kravet gjeldende for alle helikopter som benyttes til kommersiell persontransport uavhengig av når luftdyktighetssertifikatet er utstedt.

Statens havarikommisjon
Lillestrøm, 18. mars 2022

Vedlegg

Vedlegg A: Vedlegg A Erfaringer med AS 350 simulator etter ulykken med LN-OXC ved Dalamot

Vedlegg B: Høydedata

Vedlegg C: Vedlegg C Påvirkning fra passasjerer

Vedlegg D: Dokumentasjon utsjekk rundflyving

Vedlegg E: Dokumentasjon Operator Proficiency Check (OPC)

Vedlegg A Erfaringer med AS 350 simulator etter ulykken med LN-OXC ved Dalamot

Utdrag fra erfaringsnotat etter flyging i AS 350 simulator hos American Eurocopter 14. februar 2012.

...

Første inntrykket var veldig bra.

Simulatoren var helt ny (februar 2011) med kun ca. 550 timer.

...

I simulatoren var det montert en identisk AS 350 cabin og utvendig skrog fra baksetet og framover. Det ble kjørt ut en bro på begge sider for å entre cockpit gjennom vanlige AS 350 dører. Dette gjorde at man fikk en utrolig realistisk følelse. Cockpiten føltes veldig familiær bortsett fra pidestallen. Her var det montert toggle switch i stedet for push button som vi er vant med. Ellers var instrumentering og plassering av andre kontroller likt med våre helikopter.

...

Man er nødt til å få feelingen/erfaring med simulatoren før man klarte å få stabil hover. Det skyldes at bilde man ser ut er 2D og derfor må prøve å holde eget hode så stabil som mulig for ikke å forstyrre sansene. Når dette trikset var løst ble det utrolig bra. Grafikk og vidden på bilde, 240 grader horisontalt og 80 grader vertikalt gjorde dette til en veldig naturtro opplevelse. Den store bredden og høyden på grafikken gav full utsikt i alle retninger fra pilotsetet.

...

Translational lift var utrolig nær virkeligheten. Vibrasjoner i skrog, kontrollfeedback og kontrollinnputt var absolutt også riktige. Når den første landingsrunden var over prøvde vi ut noen emergency punkter.

Første var Tailrotor Control failure Kjente at simulatoren pre satte tailrotor pitch helt korrekt. Finalen og touch down føltes meget riktig.

Neste var Hydraulic failure. ... Dette føltes også korrekt.

Det neste vi gjorde var å sette maskina til maks vekt for så å framprovosere hydraulic transparency. Dette hadde vår instruktør aldri utført i simulatoren så han var også spent på hvordan denne manøveren ville simuleres. Satte oss opp i Level flight 120 kts. Initierte en høyresving for så å dra cyclic tilbake. SKREMMENDE likt virkeligheten! Vi fikk en ukontrollert roll videre mot høyre. Kontrollene «frøs» samtidig som collective ville ned. De som ikke hadde opplevd denne manøveren i virkeligheten ble meget overrasket. Gjentok så manøveren i en venstre sving. Mye mindre voldsom, som den også er i virkelig flight, rettet seg stort sett opp selv.

Neste var å sette oss i en situasjon lik den som LN OXC hadde. 300 ft agl høyresving med nesene ned for så å trekke oss ut av svingen. Vi var jo oppmerksom på hva som kom til å skje, men om du ikke er det skal du være veldig heldig for ikke å krasje i bakken!

Gjorde også manøveren med å senke collective før høyresvingen ble initiert. Da kom det kun et lite snev av feedback i kontrollene, dette er også tilfelle i virkeligheten.

På bakgrunn av denne testturen vil jeg si at å trene i en simulator som dette ville gitt en utrolig stor gevinst for våre piloter. Emergency treningen ville blitt mye avansert samtidig som andre farer som whitout og hydraulic transparrency virkelig kunne blitt demonstrert med den skremmende effekten disse farene kan gi. Vi vil kunne trene på inadverent IMC, utsjekk på ship operation, mission training som Isbjørnmerking og sling operation kunne simuleres om det monteres monitor i gulvindu.

Vil avslutte med at mitt syn på verdien av trening og bruk av simulator er bare positiv. Kunnskaps nivået hos våre piloter vil øke, som igjen vil gi økt sikkerhet i våre operasjoner. Pilotene vil motiveres gjennom denne treningen til å øke egen kompetanse fordi treningen blir mer avansert. Det er jo bare å se på ulykkes statistikken fra offshore flygingen før og etter simulator trening begynte. Skal ikke påstå at de siste ulykker vi har opplevd på innlandet de siste årene kunne vært unngått med simulator trening, men sannsynligheten for det er veldig stor.

Kanskje på tide å ta et steg videre hva trening angår?

Mvh

XXX

Training Captain

Vedlegg B Høydedata

SHK har innhentet, analysert og sammenlignet høydedata fra flere ulike kilder. Disse kildene inkluderer data fra CelloTrack 3Y, Flightradar24 og Kartverket, og lokalt barometrisk trykk (QNH) ved Alta lufthavn.

QNH

31. august 2019 var QNH på 1007 hPa, og lufthavnen ligger på 10 ft. Høydemåleren i helikopteret synes å ha vært stilt inn med en QNH på 1002, og dette vil gi en indikert høyde som er 150 ft lavere enn den reelle trykkehøyden.

CelloTrack 3Y

Dette systemet sender data til operatøren, blant annet høydedata, og bruker GPS som kilde. Systemet sender med relativt lav frekvens, og relevante datapunkter har vært med 15–20 sekunders intervall.

GPS benytter høydereferansen WGS84, som avviker noe fra høydereferansen NN200 som benyttes av Kartverket. Avviket innebærer at høydeangivelse fra GPS vil være 84 ft høyere i området rundt Alta enn terrenghøyden angitt av Kartverket.

Flightradar24

Høydedata fra helikopterets ADS-B («Automatic Dependent Surveillance-Broadcast») sendes via transponder og registreres av Flightradar24, og er avrundet til nærmeste 25 ft. ADS-B er et system som blant annet kringkaster («broadcasts») informasjon om fartøyets posisjon og høyde. Det finnes ulike typer ADS-B som i varierende grad er tilkoblet fartøyets systemer og mottar informasjon fra disse.

Høydedata kan være basert på barometrisk høyde, altså en kalkulert høyde basert på lufttrykk, eller høyde estimert fra GPS eller et annet satellittbasert system. Barometrisk høyde basert på standard atmosfære (QNE) vil avvike med 180 ft sammenlignet med QNH på 1007, der data basert på QNE vil indikere 180 ft høyere enn aktuell barometrisk høyde.

Sammenligning av høydedata

Ved sammenligning av registrerte data fra CelloTrack synes imidlertid avviket mellom GPS-høyde og karthøyde å være korrigert. Ifølge Kartverket er høyden der helikopteret landet og tok av på festivalområdet 234 ft, og høyden på havaristedet er 945 ft. CelloTrack har registrert henholdsvis 235 og 238 ft på festivalområdet, og 906 ft på havaristedet.

Høydedata fra Flightradar24 har høy frekvens, og har blitt brukt som grunnlag for kurvene for flygehøyde i rapporten. Flygehøyden er verifisert ved å sammenligne med akkumulert høyde basert på informasjon om vertikal hastighet. Dette viser at endringer i flygehøyden samsvarer, men kan ikke verifisere hvilken referanse høydedataene har.

Datapunkter fra CelloTrack som sammenfaller i tid med datapunkter fra Flightradar24 har blitt brukt for å estimere et eventuelt avvik i høydedata fra ADS-B. Dette har blitt sammenlignet med informasjon fra relevante bilder og video.

Det er tre sammenfallende tidspunkter under den første rundturen. Disse har et avvik på 171 til 205 ft, med et gjennomsnitt på 183 ft. Alle punktene fra CelloTrack angir lavere reell flygehøyde enn høydedata fra Flightradar24. Avviket samsvarer med forskjellen mellom QNE og aktuell QNH, og CelloTrack har en høydeangivelse for festivalområdet som er svært nær Kartverkets.

Det er 12 sammenfallende tidspunkt under ulykkesturen. Disse avviker med 5 til 337 ft, og alle punktene fra CelloTrack angir lavere høyde. Avvikene har et gjennomsnitt på 128 ft, noe som er ca. 50 ft mindre enn den barometriske høydeforskjellen mellom QNE og aktuell QNH. CelloTrack angir høyden på festivalområdet til 238 ft, og høyden på havaristedet til 906 ft. Dette henholdsvis 3 ft og 39 ft fra Kartverkets.

Alle høydedata fra CelloTrack viser lavere flygehøyde over terrenget enn data fra Flightradar24. Det er imidlertid et relativt begrenset antall datapunkter, og både barometrisk høyde og GPS-høyde vil ha en unøyaktighet. SHK har derfor valgt å illustrere terrenghøyde basert på Kartverket og flygebane basert på data fra Flightradar24, og også høyde korrigert med data fra CelloTrack.

Vedlegg C Påvirkning fra passasjerer

Funn fra undersøkelser og forskning innen veitrafikk

En undersøkelse fra Spania viste at bilførere har signifikant mindre sannsynlighet for å forårsake en kollisjon mellom to eller flere biler som resulterer i personskader eller død når de har passasjerer i bilen. Denne effekten holdt seg, på tvers av alle typer førere og passasjerer (Trinidad Rueda-Domingo et. al., 2004). Den beskyttende effekten av å ha passasjerer var størst for de yngste førerne (<24 år) og førere over 45 år, og der hvor kvinnelige passasjerer satt på med mannlige førere.

En lignende undersøkelse ble også gjennomført i Tyskland (Vollrath, Meilinger & Krüger, 2001), der man også fant en positiv beskyttelseeffekt av å ha passasjerer i bilen. Den positive effekten var imidlertid mindre hos yngre førere, ved mørkekjøring, ved køkjøring og i kryss – spesielt i situasjoner som involverte ignorering av forkjøringsretten og forbikjøring. Funnene i undersøkelsen ble tolket som en generell positiv effekt av å ha passasjerer, ved at de i mange situasjoner virket inn på førerens atferd i retning av mer forsiktig og sikrere kjøring. Funnene pekte imidlertid også på at passasjerer av og til distraherer føreren, noe som reduserer den positive effekten av å ha andre med i bilen.

Denne beskyttelseeffekten av å ha passasjerer i bilen er bekreftet også av nyere studier, (Rosenbloom & Perlman, 2016, Lee & Abdel-Aty, 2008, Engström et. al., 2008).

En studie fra Italia (Orsi et. al., 2013) ga et litt annet bilde. Ulykkesrisikoen for førere under 25 år økte når det var en eller flere passasjerer til stede. Denne effekten ble ikke funnet for førere som var 25 år og eldre. I ulykker med bare ett kjøretøy involvert fant man at tilstedeværelse av passasjerer økte ulykkesrisikoen for unge førere, mens det hadde en positiv påvirkning på mer voksne førere.

En gjennomgang av undersøkelser som omhandlet passasjerers effekt på bilførere fra 2001³² viser også at spesifikke kombinasjoner av fører og passasjer øker risikoen for kollisjon, mens andre kombinasjoner enten ikke har noen effekt eller reduserer risikoen. Funn fra denne undersøkelsen:

- Kollisjonsrisikoen til unge sjåførere er høyere enn for eldre førere, og økes ytterligere når de har med sine jevnaldrende som passasjerer, men reduseres når de har med seg en voksen eller et barn som passasjer – sammenlignet med at de ikke har noen passasjerer.
- Unge mannlige sjåførere hadde høyere kollisjonsrisiko i nærvær av passasjerer enn unge kvinnelige sjåførere.
- Mannlige passasjerer medførte at unge sjåførere, mannlige og kvinnelige, fikk større risiko for krasj enn kvinnelige passasjerer.
- Risikoen for fatalt resultat av kollisjonen for unge sjåførere ble rapportert å øke med to eller flere passasjerer, forutsatt at passasjerene var jevnaldrende med den unge sjåføren.
- Kollisjonsrisikoen for unge sjåførere, menn og kvinner, økte med hver ekstra mannlige passasjer.
- En gunstig effekt av å frakte to eller flere kvinnelige passasjerer ble observert for unge sjåførere, men bare for kvinnelige sjåførere.

³² M.A. Regan & E. Mitsopoulos (2001): «Understanding Passenger Influences on Driver Behaviour: Implications for Road Safety and Recommendations for Countermeasure Development.» Monash University Accident Research Centre - Report #180 - 2001

Tilsvarende når det gjelder unge føreres ulykkesrisiko og jevnaldrende passasjerer er omtalt i Trafikksikkerhetsboken fra Transport økonomisk institutt (TØI). Ulleberg og Must (2005) konstaterer også at unge føreres ulykkesrisiko øker med antall unge passasjerer i bilen. Den økte ulykkesrisikoen kan ha sammenheng med at unge førere blir mer distraheret av å ha passasjerer i bilen. For eksempel er ulykkesrisikoen spesielt høy når både fører og passasjerer er unge menn (Ulleberg og Must, 2005³³).

En undersøkelse av unge bilførere i alderen 16-25 år i Australia³⁴ viste en trinnvis økning i risikoen for kollisjon med personskade ettersom antall passasjerer økte. Sammenlignet med å kjøre alene, var det mer risikabelt for dem å ha med én passasjer, enda mer risikabelt å ha med to, og mest risikabelt å ha med tre eller flere.

Horrey og medarbeidere³⁵ ønsket å sammenligne føreres prestasjoner på en testbane når de ble distraheret med deres egen vurdering av i hvilken grad kjøringen deres ble påvirket av distraksjonen. Sammenlignet med kjøring uten distraksjon, presterte førere i alle aldersgrupper dårligere når de ble distraheret. Det var imidlertid ingen sterk sammenheng mellom dårligere kjøreprestasjoner og sjåførenes vurdering av egen prestasjon.

Yngre menn (18–34 år) hadde generelt dårligst innsikt i hvordan distraksjon virket inn på sin kjøreatferd. I tillegg fant man at de førerne som hadde dårligst resultat på kjøreatferden blant de unge mennene var de som også trodde at kjøringen deres ble minst påvirket av distraksjonen. I motsetning til dette hadde eldre menn (55–82 år) ganske god innsikt i hvordan distraksjon virket inn på sin kjøreatferd.

Ekperimentelle studier har funnet at kjøring med en risikoaksepterende snarere enn en risikovillig jevnaldrende passasjer kan doble en ung sjåførs risiko for å bryte trafikkreglene (Simons-Morton, Bingham, et al., 2014³⁶) og øke kjørehastigheten (Shepherd, Lane, Tapscott, & Gentile, 2011³⁷).

Funn fra luftfartsulykker

Det er få eksempler på luftfartsulykker der passasjerers tilstedeværelse og påvirkning kan ha hatt en sikkerhetskritisk innvirkning på flygerens atferd. Følgende ulykker nevnes her:

- En ulykke fra USA³⁸, i forbindelse med guidede turer med et Eurocopter AS 350 B2, gir innblikk i interaksjonen mellom passasjerer og flyger i forkant av ulykken. En av passasjerene overlevde og kunne fortelle om hvordan turen ble fløyet, og dette ble bekreftet av bilder og lyd fra et videokamera som var montert i helikopterets kabin. Passasjerene på turen før ulykkesturen har fortalt at flygeren snakket og fortalte mye om severdighetene de fløy over. På ulykkesturen, etter om lag 20 min flyging, snudde flygeren seg mot passasjerene og snakket med dem mens han fløy i retning av et fjellparti, tilsynelatende for å fremkalle en reaksjon hos passasjerene. Litt senere på turen, rett før ulykken inntraff, fløy flygeren lavt over kraterkanten i høy hastighet, for så å sette nesen på helikopteret ned mot bunnen av kløften. Dette skulle

³³ Ulleberg P. og Must T. (2005): «Unga passagerare som skyddsänglar. Vad hindrar eller främjar deras roll som påverkare?» TØI rapport 776/2005, Oslo.

³⁴ L. T. Lam (2003): «Factors associated with young drivers' car crash injury: comparisons among learner, provisional, and full licensees.» *Accident Analysis and Prevention* 35 (2003) 913–920.

³⁵ W. J. Horrey, M.F. Lesch & A. Garabet (2008): «Assessing the awareness of performance decrements in distracted drivers.» *Accident Analysis and Prevention* 40 (2008) 675–682.

³⁶ Simons-Morton, B. G., Bingham, C. R., Falk, E. B., Li, K., Pradhan, A. K., Ouimet, M. C., ... Shope, J. T. (2014): «Experimental effects of injunctive norms on simulated risky driving among teenage males.» *Health Psychology: Official Journal of the Division of Health Psychology, American Psychological Association*, 33(7), 616–27.

³⁷ Shepherd, J. L., Lane, D. J., Tapscott, R. L., & Gentile, D. A. (2011): «Susceptible to Social Influence: Risky «Driving» in Response to Peer Pressure.» *Journal of Applied Social Psychology*, 41(4), 773–797.

³⁸ [NTSB \(2004\): Eurocopter AS350-B2, N169PA, Arizona, August 10, 2001.](#)

simulere hvordan det var å kjøre med bil utfor et stup. I følge NTSB inntraff ulykken på grunn av flygerens beslutning om å manøvrere helikopteret på en slik måte at det reduserte helikopterets ytelsesbegrensinger betydelig. Dette resulterte i en meget rask nedstigning som det ikke var mulig å stanse. En medvirkende faktor til ulykken var «high density altitude» og flygerens beslutning om å fly i nærheten av bratt terreng, noe som gjorde det vanskelig å foreta korrigerende handlinger for å unngå kollisjon med bakken.

- 6. mai 1988 fløy et DHC-7-102 fly fra Widerøe inn i fjellet Torghatten under innflyging til Brønnøysund³⁹. En viktig faktor til at ulykken oppstod var at en passasjer og kapteinen på flyet snakket sammen i kritiske faser av flygingen, og at dette tok fokus vekk fra viktige oppgaver for sikker flyging.

Oppsummering

Oppsummert tyder forskning innen veitrafikk på at det oftest kan ha en beskyttende effekt å ha med passasjerer, siden ulykkesrisikoen generelt går ned med passasjerer til stede. Men det finnes også eksempler på at det er forbundet med høyere ulykkesrisiko for yngre førere (under 25 år) å ha jevnaldrede passasjerer til stede. Det kan imidlertid ikke gjøres direkte sammenligninger mellom ordinær biltrafikk og opplevelsbaserte rundflyginger med helikopter, da de to aktivitetene har en rekke ulikheter. De generelle funnene fra veitrafikken bør derfor ikke tillegges for stor vekt alene, men må sees i sammenheng med få funn fra luftfartsulykker, samt hvordan deler av rundflygingen som undersøkes i denne ulykken ved Skoddevarre ble foretatt. Det har ikke fremkommet informasjon om at flygeren i denne ulykken var i nærheten av tilsvarende ekstreme manøvreringer som i Arizona-ulykken.

³⁹ [Flyhavarikommisjonen \(1989\): Rapport om luftfartsulykke ved Torghatten nær Brønnøysund den 6. mai 1988 med Dash 7 LN-WFN](#)

Vedlegg D Dokumentasjon utsjekk rundflyving



Appendix D-3: Line Check

Name:		V/C type/reg:		AS 350/EC120						
Licence no:		Place:		KVÆNÅGEN / GRTA						
Date (dd-mm-yy):		Flight time:		20.04.19 1:10						
Flight preparation		Pass	Fail	Approach and landing		1	2	3	4	5
Weather analysis		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Planning/wind direction		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Flight planning		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Pax briefing		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
NOTAM		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Speed control		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Pre-flight inspection		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Aircraft handling		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Pax briefing		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Altitude awareness		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Performance		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Landing performance		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Aircraft prep. (Including check for Cargo hook/longline/load equipment)		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Flight crew		1	2	3	4	5
Fuel procedures		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Flight management		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Cockpit preparation		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Compliance with legal regulations		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Minimum safe altitude		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Air Traffic Control		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Emergency procedures				Airmanship		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Ready knowledge		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Cockpit resource management		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Emergency equipment		<input checked="" type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Compliance with aircraft limitations		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
Departure		1	2	3	4	5				
Radio communication		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Attitude towards customer			
Ground handling		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Use of A/C documentation			
Starting procedure		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	After last flight check			
Lift off procedures		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Adherence to SOP's (Including relevant instruction to customer on site)			
Adherence to clearances		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Recent landing experience (day/night last 90)			
Climb		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	YES	<input type="checkbox"/>	NO	
Mission Performance		1	2	3	4	5	HESLO recurrent every 2 year			
Hovering		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Min. 20 hrs relevant HESLO within the past 12 months			
Lifting		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	YES	<input type="checkbox"/>	NO
Accuracy		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Assessment rating			
Release of load		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Not qualified 1			
Communication		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Training required 2			
Situational awareness		<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>	Middle 3			
							Good 4			
							Very good 5			
Remarks: PILOT CLEARED FOR RFL ACC SOP 09 OME. ALSO 4X TRALE LDG ENAT / CONFINED LDG MOUNTAIN. (Continue on back side)										
Result of the line check: <input checked="" type="checkbox"/> Proficient						<input type="checkbox"/> Not proficient				
Corrective training <input type="checkbox"/> Required <input type="checkbox"/> Recommended						On the subjects: <input type="checkbox"/> N/A				
Signature pilot: _____						Instructor Name: _____				
						Signature: _____				

Vedlegg E Dokumentasjon Operator Proficiency Check (OPC)



Appendix D-2: Operator Proficiency Check (OPC)

Pilot, location and date			
Name:		AC type/reg:	H-125. LN-OFU
License no:		Place:	ENAT
R.H. seat:	0:50	L.H. seat:	
Date:	19.08.2019	Flight time:	0:50
Instructor name:		Next check:	29.02.2020

Flight planning	
Weather analysis	Pass
Fuel calc.	Pass
NOTAM	Pass
Pre-flight inspection	Pass
Payload	Pass
Operational Flight Plan	Pass
Personal licence	Pass
Fuel procedures	Pass
Documents	Pass

Field operation	
Slope landing	3
Field landing	3
Winter operation	3
Quick stop	3

Prestart	
External / Internal checks	Pass

Emergency	
Hover auto	3
Autorotation(Straight in/180/360)	3
Hyd. failure and landing	4
Stuck pedals (high/low)	2
Fuel control failure	
Pilot induced oscillation (oral)	4
Servo transparency(oral)	4

Starting	
Use of checklists	3
Cockpit proc. and checks	3
Radio com / Trans. code	3

Taxing / Hovering	
Fore/backward/sideways	3
Spot turns	3

T/O and landings	
Normal take off	4
Normal app	4
Steep app	3
Spot landing	4

In flight manoeuvres	
Power checks	4
Level/climb/decent	4
Normal turns	4
Steep turns (30 bank)	3
Rapid speed changes	4

Recovery from unusual att	3
Navigation/EFB	4

Supplementary assessment

A/C maneuvering	Normal
Compliance with procedures	Good
Aimanship	Good

Condition

VMC	Day
Wind	Gusty

Assessment rating

Not qualified	1
Training required	2
Middle	3
Good	4
Very good	5

Remarks

Result

Result of the OPC	Approved
-------------------	----------

Signature

The pilot

|