



Avgitt februar 2025

# RAPPORT LUFTFART 2025/01

***Luftfartsulykke ved Songesand, Sandnes kommune, Rogaland 16. november 2020 med Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OAX, operert av Heli-Team 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 sikkerhetstilrådinger. Det er ikke Havarikommisjonens oppgave å ta stilling til sivilrettslig eller strafferettslig skyld og ansvar.*

*Bruk av denne rapporten til annet enn forebyggende flysikkerhetsarbeid skal unngås.*

# Innholdsfortegnelse

<b>MELDING OM HAVARIET .....</b>	<b>4</b>
<b>SAMMENDRAG .....</b>	<b>5</b>
<b>OM UNDERSØKELSEN.....</b>	<b>6</b>
<b>1. FAKTISKE OPPLYSNINGER.....</b>	<b>8</b>
1.1 Hendelsesforløp.....	8
1.2 Personskader.....	10
1.3 Skader på luftfartøy.....	11
1.4 Andre skader.....	11
1.5 Personellinformasjon.....	11
1.6 Luftfartøy.....	11
1.7 Været.....	18
1.8 Navigasjonshjelpemidler .....	19
1.9 Samband .....	19
1.10 Flyplasser og hjelpemidler.....	19
1.11 Flyregistratorer.....	19
1.12 Havaristedet og flyvraket.....	19
1.13 Medisinske og patologiske forhold .....	20
1.14 Brann .....	20
1.15 Overlevelsesaspekter.....	20
1.16 Spesielle undersøkelser .....	21
1.17 Organisasjon og ledelse.....	25
1.18 Andre opplysninger .....	25
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder .....	28
<b>2. ANALYSE.....</b>	<b>30</b>
2.1 Innledning .....	30
2.2 Hendelsesforløp.....	30
2.3 Rotorcraft Pilot Couplings .....	30
2.4 Tiltak fra Airbus Helicopters .....	31
2.5 Øvrige analyser.....	32
2.6 Overlevelsesaspekter.....	33
<b>3. KONKLUSJON.....</b>	<b>35</b>
3.1 Hovedkonklusjon.....	35
3.2 Undersøkelsesresultater .....	35
<b>4. SIKKERHETSTILRÅDINGER.....</b>	<b>37</b>
<b>VEDLEGG .....</b>	<b>38</b>

# Rapport om luftfartsulykke

Tabell 1: Hendelsesdata

Luftfartøy:	Airbus Helicopters, AS 350 B3
Nasjonalitet og registrering:	Norsk, LN-OAX
Eier:	Heli-Team AS Norge
Bruker:	Samme som eier
Besetning/flygeren:	1
Passasjerer:	Ingen
Havaristed:	Songesand, Sandnes kommune, Rogaland fylke, Norge
Havaritidspunkt:	16. november 2020, kl. 1435

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

## Melding om havariet

Mandag 16. november 2020 kl. 1507 mottok Havarikommisjonens beredskapsvakt varsel fra hovedredningssentralen om at det hadde skjedd en ulykke med et helikopter ved Songesand i Sandnes kommune, Rogaland fylke. LN-OAX, et helikopter av typen Airbus Helicopters AS 350 B3 hadde havarert i forbindelse med lasteflygning og levering av betong for å støpe et mastefundament til en ny kraftlinje. Flygeren, som var alene om bord, evakuerte helikopteret selv. Havarikommisjonen reiste samme kveld til Stavanger og påbegynte arbeidet på ulykkesstedet neste dag.

I henhold til ICAO Annex 13 Aircraft Accident and Incident Investigation underrettet SHK havarikommisjonen i produsentlandet Frankrike, Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile (BEA). I tillegg ble EUs luftfartsbyrå European Union Aviation Safety Agency (EASA) og Luftfartstilsynet underrettet.

# Sammendrag

Helikopteret LN-OAX havarerte mandag den 16. november 2020 i forbindelse med levering av betong til støpning av et fundament til ei kraftledningsmast.

Havarikommisjonen mener at helikopteret kom ut av kontroll da fenomenet Rotorcraft Pilot Coupling (RPC) inntraff, noe som førte til kraftige vertikale oscillasjoner. Fenomenet oppsto svært raskt, og flygeren hadde ikke tid eller høyde til å gjenvinne kontroll før helikopteret havarerte.

Ved mastefundamentet måtte flygeren foreta en høydekorrigeringsmanøvre. Flygerens høydekorrigeringsmanøvre kan ha kommet av et vindkast, at betongtobben kom i kontakt med fundamentet eller en kombinasjon av disse. Straks etter korrigeringsmanøvrer kjente flygeren kraftige vertikale bevegelser (oscillasjoner), hvorpå han koblet fra den underhengende lasten og prøvde å fly ut av situasjonen.

Helikopteret fikk betydelige skader. Statens havarikommisjon har gjennomgått helikopterets tekniske systemer uten at det er avdekket noen vesentlige mangler. LN-OAX var produsert i 2002. Undersøkelsen har avdekket at AS 350 levert før 2006 kan ha servokonfigurasjoner som gjør dem mer følsomme ovenfor RPC. Airbus Helicopters har i den forbindelse publisert generell informasjon om fenomenet, i tillegg til å ha anbefalt en modifikasjon med bytte av banjoskruer i helikopterets hovedservoer til en mindre intern diameter for å redusere følsomheten for oscillasjoner.

Ingen personer ble skadet i ulykken.

# Om undersøkelsen

## Formål og metode

Formålet med Havarikommisjonens undersøkelse av denne ulykken med LN-OAX i Songesand den 16. november 2020 er å klarlegge hendelsesforløp og årsaksfaktorer og utrede forhold som antas å ha betydning for forebyggelsen av ulykker og alvorlige hendelser.

Ulykken og omstendighetene rundt denne er undersøkt og analysert i tråd med Havarikommisjonens sikkerhetsfaglige rammeverk og analyseprosess for systematiske undersøkelser (NSIA-metoden<sup>1</sup>).

## Informasjonskilder

- Flygerens rapport og forklaring.
- Vitner på havaristedet.
- Tekniske undersøkelser sammen med Fransk Havarikommisjon, Airbus Helicopters og Safran Helicopter Engines.
- Egne undersøkelser på havaristedet.
- ARISTOTEL Grant agreement ID: 266073.
- Airbus Safety Notice 3890-S-00 and 3899-S-97.

## Undersøkelserapporten

Rapportens første del, faktiske opplysninger, beskriver hendelsesforløpet, tilhørende data og informasjon som er innhentet i forbindelse med ulykken, samt 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.

Til tross for at undersøkelsen startet i en tid der Covid-19 gjorde fysisk samarbeid mellom Havarikommisjonen og helikopterprodusent svært utfordrende har samarbeidet med helikopterprodusenten vært tett i hele undersøkelsesfasen. Helikopterprodusenten har dermed hatt grunnlag for å gjøre flere tiltak for å bedre sikkerheten for helikoptertypen i den perioden undersøkelsen har pågått.

---

<sup>1</sup> NSIA – Norwegian Safety Investigation Authority. Se <https://havarikommisjonen.no/Om-oss/Metodikk>

# 1. Faktiske opplysninger

1.1 Hendelsesforløp.....	8
1.2 Personskader.....	10
1.3 Skader på luftfartøy.....	11
1.4 Andre skader.....	11
1.5 Personellinformasjon.....	11
1.6 Luftfartøy.....	11
1.7 Været.....	18
1.8 Navigasjonshjelpemidler .....	19
1.9 Samband .....	19
1.10 Flyplasser og hjelpemidler.....	19
1.11 Flyregistratorer.....	19
1.12 Havaristedet og flyvraket.....	19
1.13 Medisinske og patologiske forhold .....	20
1.14 Brann .....	20
1.15 Overlevelsesaspekter.....	20
1.16 Spesielle undersøkelser .....	21
1.17 Organisasjon og ledelse.....	25
1.18 Andre opplysninger .....	25
1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder .....	28

# 1. Faktiske opplysninger

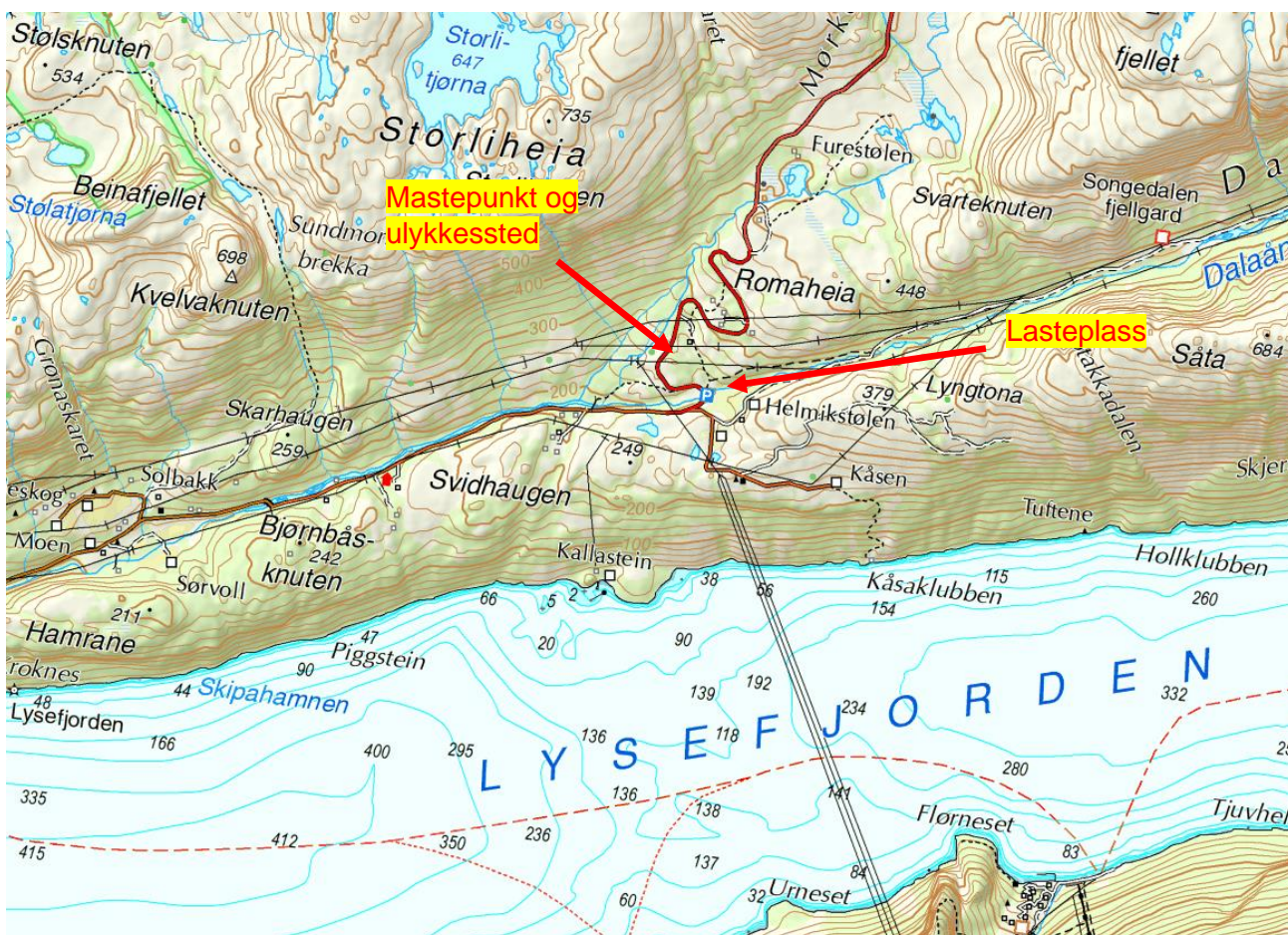
## 1.1 Hendelsesforløp

En kraftlinje på 420 kV skulle bygges fra Forsand til Fagrafjell, på grensen mellom Time og Sandnes i Rogaland fylke. Statnett SF hadde etablert en kontrakt med Dalekovod som ledningsentreprenør. Dalekovod hadde i sin tur inngått en kontrakt med Heli-Team AS om helikoptertjenester for den aktuelle kraftlinjen.

Mandag 16. november 2020 foregikk flygningen i området rundt Romaheia og Songesand. Oppdraget var å fly last, personell og betong for støpning av mastefundament til den nye kraftlinjen, se figur 1.

Etter at besetningen ankom fra Tau i Strand kommune, Rogaland, til helikoptret som stod parkert i Songesand gjennomførte flygeren en Pre-Flight Inspection (PFI) på helikoptret uten å avdekke noen feil eller mangler. Han vurderte været og observerte at det var noe mer vind enn forventet sammenlignet med værrapporten som var innhentet på forhånd via yr.no.

Dagen startet med å fly last og personell og omtrent kl. 1230 startet arbeidet med å fly betong. Betongbeholderen (tobben) hang i en 15 meter lang stålvaier under helikoptret. Tobben ble tømt manuelt gjennom en luke betjent av personell på bakken. Grunnet kort flyrute og høydeforskjellen mellom hente- og leveringssted hadde flygeren redusert lasten fra normalt 1 100 kg til 700 kg.



Figur 1: Kart over området som viser lasteplassen og mastepunkt 49. Kart: © norgeskart.no. Påtegninger: SHK



Etter tolv betongflygninger til fundamentet ved mastepunkt 49, se figur 1, måtte et arbeidslag hentes litt lenger vest. Underveis mot hentestedet så flygeren at været ble dårligere med tiltakende tåke. Han valgte derfor å avbryte flygningen for å returnere til området for betongflygning. På returen landet han ved selskapets drivstoffstasjon i Songesand og fylte opp helikopterets drivstofftank til 1/3 av full tank, noe som tilsvarer ca. 180 liter. Flygeren kjente på tilbaketuren at det var kraftige vindkast, noe som også ble indikert av det han så på vindrossene på Lysefjorden.

Etter at flygeren hadde gjenopptatt betongflygningen noterte han en forverring i vær-situasjonen med lavt skydekke og risiko for kommende tåke. Han vurderte at det fortsatt var akseptable siktforhold ved mastepunkt 49 og fortsatte flygningen. Den første flygningen foregikk uten problemer, men flygeren opplevde at helikopterets frontvindu begynte å dugge. Han valgte derfor å lande ved lasteplassen for å tørke av frontvinduet.

Etter at frontvinduet var frigjort for dugg fortsatte flygningen. Flygeren har forklart til Havarikommisjonen at han fløy helikoptret inn over mastepunkt 49 i østlig retning. Vinden var variabel og traff sannsynligvis helikoptret bakfra med en liten vinkel på høyre siden, samtidig som tobben ble plassert over forskalingen. To personer på bakken bistod med å tømme tobben. Den ene holdt i tobben mens den andre startet tømningen ved å manuelt åpne tømmeluken. Kort tid etter at luken ble åpnet, merket flygeren kraftige vertikale bevegelser (oscillasjoner). Flygeren har forklart at han ikke kjente noe kontakt mellom tobb og mastefundamentet. Han hadde ikke tidligere erfart tilsvarende vertikale bevegelser og frigjorde umiddelbart tobben og vaieren fra helikopterets krok. Montørene har i etterkant forklart til SHK at tobben var i kontakt med forskalingen på det tidspunktet hvor oscillasjonene oppstod, se figur 2. De har også forklart at den halvfulle tobben ble stående igjen på forskalingen til fundamentet.



Figur 2: Mastepunkt 49, dagen etter uhellet. Fundamentet var da støpt ferdig. Foto: SHK

Etter at lasten var frigjort konsentrerte flygeren seg om å fly helikoptret. Først senket han helikopterets nese for å komme østover og vekk fra personene på bakken. Flygeren har forklart at han deretter trakk i helikopterets collective for å få mer vertikal stigning, men helikoptret responderte ikke som forventet. Flygeren oppfattet at rotorturtallet sank og han forsøkte å holde collective i samme posisjon for å beholde gjenværende energi i rotorsystemet til selve landingen. Flygeren har forklart til Havarikommisjonen at han hadde en følelse av at helikoptret var «på vei ned» med stadig synkende rotorturtall.

Helikopterets hovedrotor kuttet noen trær før helikopteret traff bakken og ble liggende på den høyre siden ca. 50 meter fra mastepunkt 49. Hovedrotorens rotasjonsretning medførte at helikopteret på slutten fikk en vridning til venstre, se figur 3.

Etter at helikopteret kom til ro, fortsatte motoren å gå. Flygeren prøvde å stanse motoren ved å stenge drivstoffventilen manuelt. Ventilen stengte, men da motoren ikke stoppet øyeblikkelig, stengte han også av motoren på normal måte ved å sette Starting Selector i OFF. Flygeren observerte en hvit røyk fra motoren i forbindelse med at motoren stoppet.



Figur 3: Helikopterets endelige posisjon ca. 50 meter øst for mastepunkt 49. Halerotoren med vertikalfinnen til høyre i bilde. Bilde er tatt i østlig retning og mastepunkt 49 er bak fotografen. Foto: SHK

Etter at flygeren hadde stengt av motoren, tok han selv av seg hjelmen og evakuerte helikopteret. Helikopterets hovedstrømbryter ble satt til OFF kort tid etterpå av en annen pilot som kom til ulykkesstedet i etterkant av ulykken.

Flygeren har i etterkant forklart til Havarikommisjonen at han normalt fløy med høy friksjonssetting på flygekontrollene og at vertikale bevegelser som oppstod kunne tilsvare turtallet på hovedrotoren. Han antydte videre at de vertikale oscillasjonene kunne være i størrelsesorden 5 cm.

## 1.2 Personskader

Tabell 2: Personskader

Skader	Besetning	Passasjerer	Andre
Omkommet			
Alvorlig			
Lett/ingen	1		

## 1.3 Skader på luftfartøy

Helikopteret ble betydelig skadet. Se kapittel 1.12.1.2 for ytterligere informasjon.

## 1.4 Andre skader

Noen trær ble kuttet under havariet og et tre måtte kappes i forbindelse med berging av helikopteret. Det oppstod ikke drivstofflekkasje, kun en begrenset giroljelekkasje fra helikopterets hovedgirboks.

## 1.5 Personellinformasjon

Flygeren hadde gyldig sertifikat med rettigheter for helikoptertype AS 350/EC 130. Rettighetene ble fornyet siste gang 25. november 2019 og var gyldig til 30. november 2020. Flygeren hadde gyldig legeattest klasse 1, uten begrensinger. Flygeren hadde gjennomført en godkjent «Operator Proficiency Check (OPC)» internt i selskapet 17. august 2020.

Flygeren jobbet turnus i Heli-Team, og ulykken skjedde den første arbeidsdagen i turnusperioden. Flygeren har forklart til Havarikommisjonen at han følte seg utvilt da han ankom selskapets overnattingssted på Tau kvelden før ulykken.

Flygeren hadde erfaring med å fly underhengende last fra tidligere arbeidsgivere, og hadde utsjekk på flygning med underhengende last i henhold til HESLO 3<sup>2</sup>.

Tabell 3: Flygetid flygeren

Flygetid	Alle typer	Aktuell type
Siste 24 timer	4	4
Siste 3 dager	0	0
Siste 30 dager	31	31
Siste 90 dager	85	85
Totalt	1 803	1 667

## 1.6 Luftfartøy

### 1.6.1 GENERELL INFORMASJON

Airbus Helicopters AS 350 B3 er et lett, enmotors helikopter med tre hovedrotorblader og konvensjonell halerotor. Hovedrotor har et turtall på 390 rpm og roterer med klokken sett ovenfra. Betydelige deler av helikopteret er bygget i komposittmaterialer, inkludert mesteparten av rotorbladene.

AS 350 har plass til seks personer, to i cockpit, og fire i kabinen. Minimum besetning er én flyger.

LN-OAX var konfigurert for lasteflygning med underhengende last. Dette inkluderte blant annet avmontert lastekurv, fjerning av unødvendig last fra lasterommet og at flygekontroller på venstre side i cockpit var demontert.

<sup>2</sup> Se avsnitt 1.18.5

## 1.6.2 DATA FOR HELIKOPTERET

Serienummer:	3555
Byggeår:	2002
Total akkumulert flytid:	10 621,7 timer
Hovedrotor:	Diameter 10,69 m, 3 blader
Motor:	Safran Helicopter Engines, Arriel 2B
Typesertifikat:	EASA.R.008
Motor serienummer:	22129
Drivstofftype:	Jet A-1
Airworthiness Review Certificate:	Gyldig til 1. juli 2021

## 1.6.3 LUFTDYKTIGHET OG VEDLIKEHOLD

Heli-Team har hatt ansvaret for kontinuerlig luftdyktighet og vedlikehold siden helikopteret ble importert til Norge i 2015.

Neste hovedettersyn skulle gjennomføres senest ved 10 668,9 flytimer inkludert toleranse. Ettersynet var planlagt i nær fremtid. Rett før ulykken hadde teknisk sjef mottatt informasjon fra operativt personell om at helikopteret kunne ha behov for en balansering av rotorsystem. Dette arbeidet ble planlagt gjennomført ved hovedettersynet.

Havarikommisjonen har gjennomgått teknisk dokumentasjon uten å finne noe som kan være med på å forklare hvorfor ulykken oppstod.

## 1.6.4 MASSE OG BALANSE

Helikopterets maksimale tillatte masse ved flygning med underhengende last er 2 800 kg. I henhold til Flight Operation Handbook Supplement<sup>3</sup> 13.2 og selskapets egne prosedyrer opererte helikopteret innenfor fabrikantens definerte begrensninger for masse og balanse. Helikopteret hadde en beregnet startvekt uten last på 1 593 kg inkludert drivstoff og pilot. Underhengende last hadde en vekt på omtrent 730 kg.

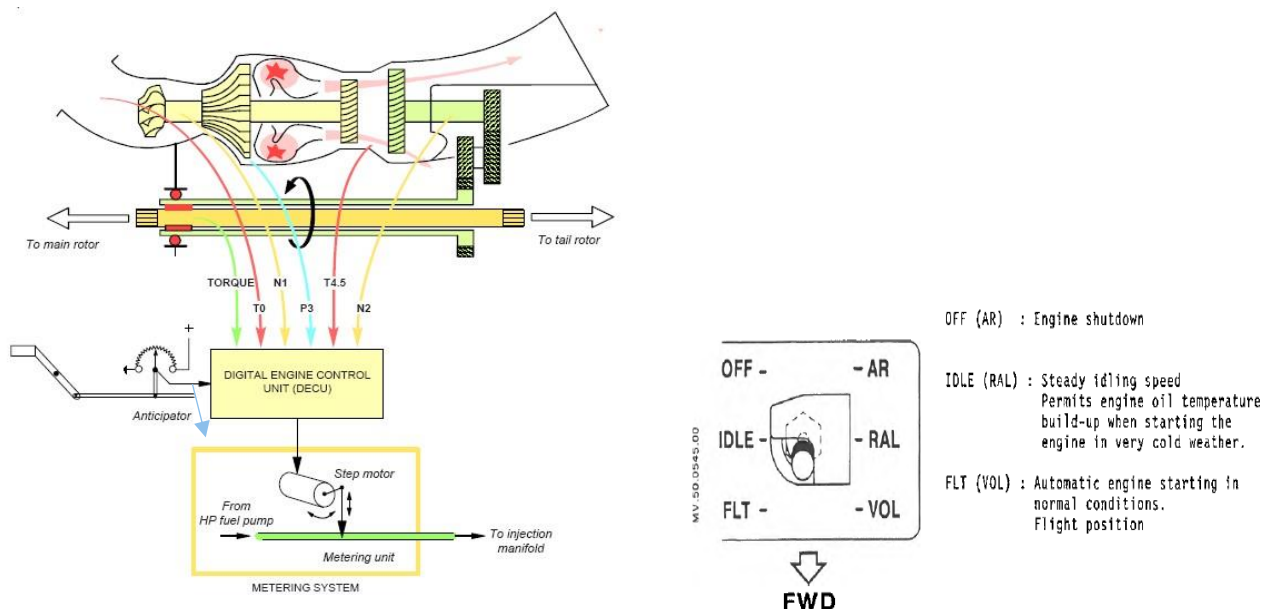
## 1.6.5 HELIKOPTERETS TEKNISKE SYSTEMER

### 1.6.5.1 Motor og drivlinje til rotorsystemet

Helikopterets motor av type Arriel 2B, er produsert av Safran Helicopter Engines. Motoren med gassgenerator og friturbin består av flere moduler. Motoren yter 450 til 497 kW avhengig av modifikasjonsstatus. Motoren kontrolleres av flygeren gjennom collective, en anticipator og en digital engine control unit (Single Lane Fadec), se figur 4.

---

<sup>3</sup> Et supplement til flygehåndboken kan endre eller erstatte håndbokens normale begrensninger avhengig av helikoptrets konfigurasjon.



Figur 4: Skjematisk bilde over motoren inkludert DECU, Starting Selector og motorens DECU. Illustrasjon: Airbus Helicopters /SHK

Piloten kontrollerer motoren med collectiven og Starting Selector som har tre posisjoner; Off, Idle og Flight (FLT).

Collective er mekanisk koblet til en anticipator<sup>4</sup> og den hydromekaniske drivstoffkontrollenheten.

Emergency Control Lever er montert i taket og kontrollerer Fuel Shut Off valve mekanisk.

I posisjon FLT vil motoren kontrolleres automatisk av en elektronisk enhet, Digital Engine Control Unit (DECU) og en elektrisk kontrollert hydromekanisk drivstoffkontroll. Drivstoffsystemets normalfunksjon kan forenklet beskrives med at DECU styrer den hydromekaniske drivstoffkontrollen for å regulere drivstoffmengden til gassgeneratoren. Gassgeneratoren varierer turtallet i henhold til belastningen slik at turtallet på friturbinen holdes tilnærmet konstant ved en variert belastning.

Helikopterets rotorsystem og hovedgirboks er mekanisk sammenkoblet med friturbinen, og vil etter nedgiring fra om lag 20 000 rpm ha et tilnærmet konstant rotorturtall på 390 rpm.

### 1.6.5.2 Flygekontroller og rotorsystem

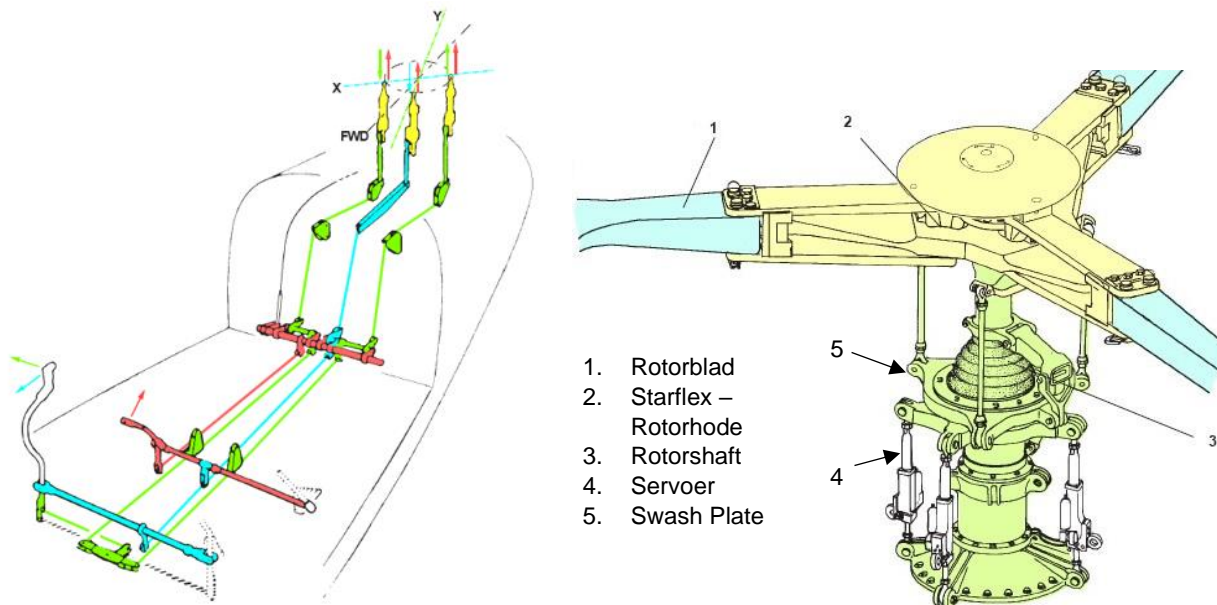
AS 350 B3 er utstyrt med konvensjonelle flygekontroller og servoer for å kontrollere en tre-bladet hovedrotor og en to-bladet halerotor. Flygeren styrer hovedrotoren med cyclic og collective, se figur 5. Halerotoren styres av fotpedaler.

Tre servoer som er montert mellom swasplaten og hovedgirboksen, kontrollerer swashplate. Swashplate overfører bevegelsen til hovedrotorsystemet. I tillegg er en fjerde servo montert i helikopterets haleboom for kontroll av halerotoren. Servoene øker flygerens bekvemmelighet og gjør at helikopterets flygekontroller er lette å bevege.

En reimdrevet hydraulikkpumpe som blir drevet av drivakselen mellom motor og girboks gir hydraulikktrykk til servoene for å assistere flygerens bevegelser. Hvis servoene mister hydraulikktrykket har hver enkelt servo en liten akkumulator som assisterer pilotens bevegelser. Hvor lenge kontrollene blir assistert ved bruk av akkumulatoren uten hydraulikktrykk er avhengig

<sup>4</sup> Anticipator gir et signal til DECU om collectivens posisjon.

av hvor mye flygeren benytter kontrollene. Etter at akkumulatoren er tom vil servoene fungere som mekaniske stag og piloten må bruke betydelig mer kraft for å kontrollere helikopteret.



Figur 5: Rotorsystemets mekaniske kontrollstag og hovedrotorsystem. Illustrasjon: Airbus Helicopters/SHK

AS 350 kan ha forskjellige konfigurasjoner på de installerte servoene. Den siste og nåværende konfigurasjonen ble etablert i 2006. Servoens konfigurasjon blir bestemt av tverrsnittet på en installert banjokrue som regulerer mengden hydraulikkvæske. Sammenlignet med de installerte servoene på LN-OAX er servoens kontrollarm for de nyere versjoner forlenget, for å redusere følsomheten.

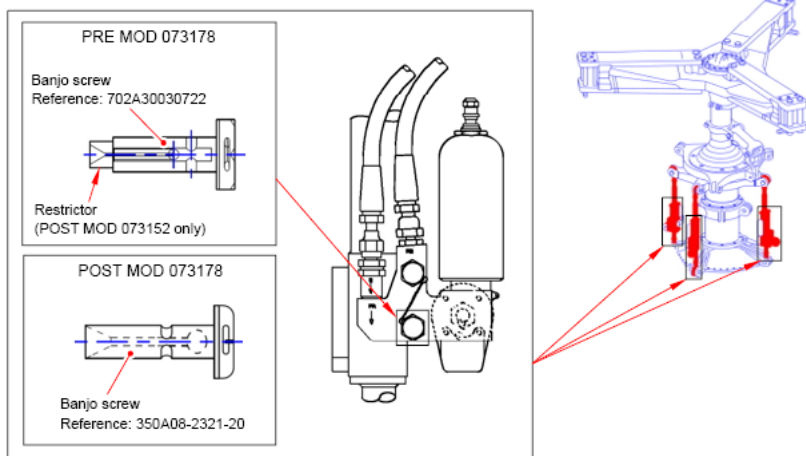
På tidspunktet da LN-OAX ble levert fra produsent i 2002 ble konfigurasjonen etablert i forbindelse med en testflygning for å avdekke om det enkelte helikopter var følsomt for oscillasjoner. LN-OAX ble under testflygningen ikke definert som følsomt og ble levert fra produsent med en standard konfigurasjon.

Airbus Helicopters har siden 2006, da dagens konfigurasjon ble standard, publisert flere servicemeldinger (SB) for oppgradering og modifikasjon av servoens konfigurasjon, gjeldende for eldre modeller.

I 2010 publiserte Airbus Helicopters SB AS350-67-00.41 Installasjon av GOODRICH New-Generation Main Servo-Controls. Der ble det anbefalt installasjon av en ny type hovedservoer. Bytte til ny generasjon av hovedservoer vil forbedre responsen til flykontrollene og øke pilotens brukervennlighet. Denne modifikasjonen tilsvarer servokonfigurasjonen installert i helikoptre levert etter 2006.

I 2018 publiserte Airbus SB AS350-67.00.69 Main Servo Controls, Installation and verification of banjo screws with built-in restrictor. Årsaken til SB var at det kunne monteres feil type banjokruser og at dette kunne medføre redusert komfort for flygere. SB var anbefalt, men ikke påbudt fra Airbus Helicopters. Eiere og operatører ble anbefalt å sjekke at servoens konfigurasjon var korrekt. Airbus anbefalte samtidig at operatøren oppgraderte servoinstallasjonen i henhold til mod 073221 (SB AS350-67.00.41) eller Mod 073178, banjokruser med redusert tverrsnitt, se figur 6.

## GENERAL ILLUSTRATION



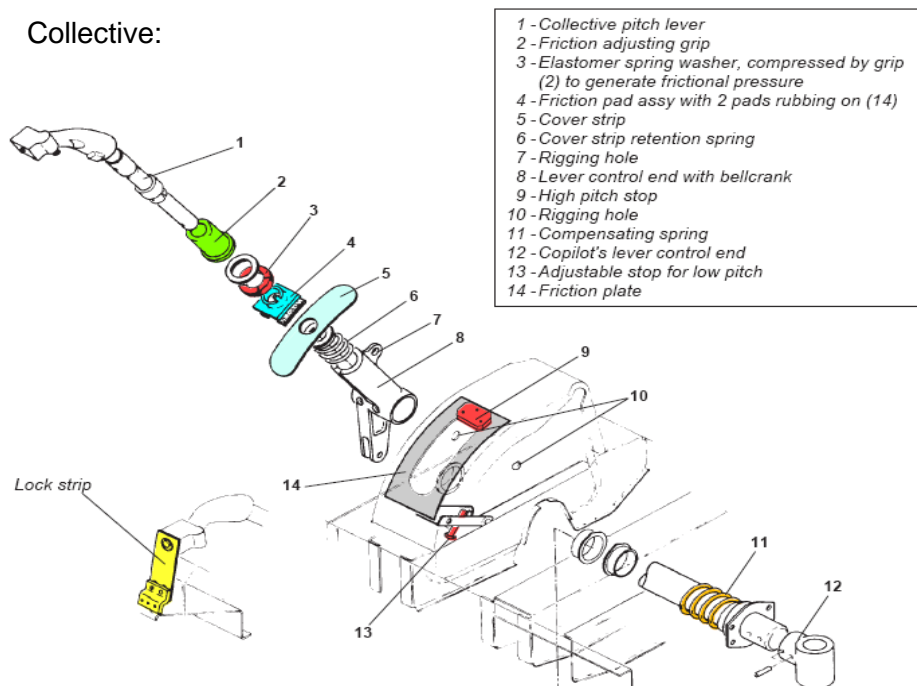
Figur 6: Bilde fra SB AS350-67-30-0001 som viser endring i konfigurasjon av banjoskruer, hvor den innvendige diameteren er redusert for å redusere følsomhet for RPC. Illustrasjon: Airbus Helicopters / SHK

Helikopterselskapet har opplyst at de hadde sjekket om konfigurasjonen på installerte servoer til LN-OAX var korrekt, men at servoinstallasjonen ikke var oppgradert i henhold til mod 073221. Mod 073221 (AS350-67.00.41) var frivillig å installere i helikopteret.

I oktober 2023 publiserte Airbus Helicopters en ny SB, AS350-67-30-0001. SB beskriver en modifikasjon hvor banjoskruene på hovedservoene skiftes ut til en type banjoskruer med et mindre tverrsnitt. SB inneholder delvis samme oppdatering som SB AS350-67.00.69. Den reduserte dimensjonen reduserer helikopterets følsomhet for Pilot Induced Oscillation (PIO) eller Pilot Assisted Oscillation (PAO) under Helikopter External Sling Load Operations. Airbus Helicopters informerer om at denne kan gjøres som et første tiltak for så i etterkant, ved et hovedettersyn, oppgradere servoene til siste generasjon i henhold til SB AS350-67-00.41.

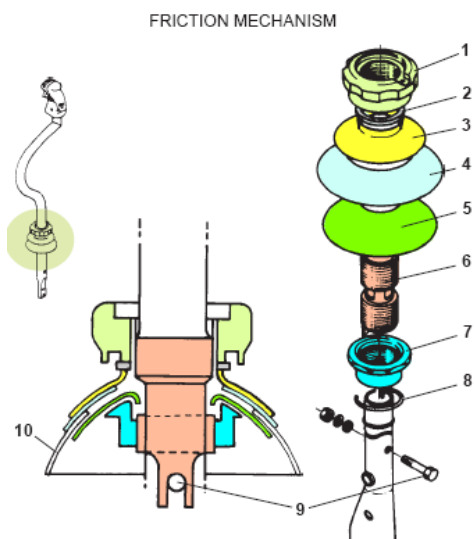
### 1.6.5.3 Flygekontrollenes friksjonssystem

Helikopterets mekaniske flygekontroller er utstyrt med et friksjonssystem. Et vribart hjul er montert både på collective, se figur 7, og cyclic kontroll, se figur 8 slik at piloten kan justere friksjonen på de to kontrollene individuelt. Det er mulig å justere friksjonen slik at kontrollene blir uten friksjon. Havarikommisjonen har blitt informert om at friksjonssystemet kan påvirkes av helikopterets temperatur og vedlikehold.



Figur 7: Oversikt over collectivens friksjonsmekanisme. Gjennom å vri den grønne hylsen (2) kan piloten justere friksjonen mellom collective lever's glideplate (4) og den fastmonterte glideplaten (14) i konsollen (cockpit). Illustrasjon: Airbus Helicopters/SHK

### Cyclic



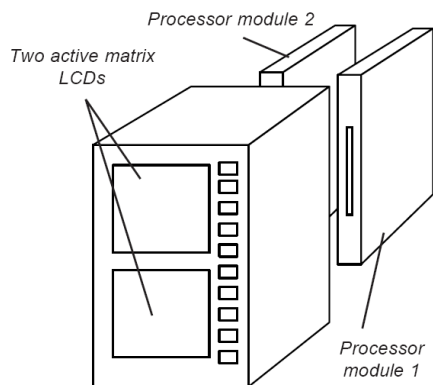
Figur 8: Oversikt over friksjonsmekanismen i cyclic. Piloten kan justere cyclic friksjon med hjelp av det lysegrønne (1) strammingshjulet som er montert på kontrollstikken. Gjennom å vri hjulet med klokken vil friksjonen øke trinnløst mellom friction cap, (3), moving cup (5), lower cup (4) og den stasjonære friction cup (10). Illustrasjon: Airbus Helicopters / SHK



### 1.6.5.4 Elektroniske enheter

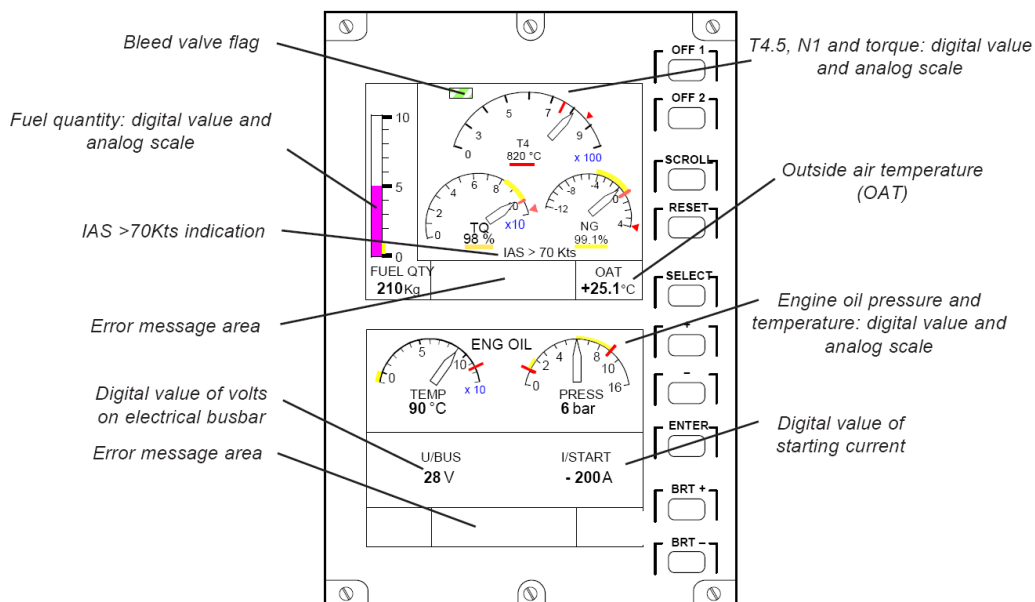
LN-OAX produsert i 2002 var ikke utstyrt med en dataregistrator som for eksempel Appareo Vision 1000<sup>5</sup>. Helikopteret hadde likevel flere enheter som lagrer noe informasjon. Blant annet Vehicle and Engine Monitoring Display (VEMD) og en elektronisk «flightbag» (iPad, mini). Det var også en springsenhet fra Guard Systems installert, men denne enheten omtales ikke i denne rapporten.

VEMD installert i helikopterets instrumentpanel benyttes til å vise motor og flygeinformasjon. Den lagrer flygeinformasjon, feilmeldinger og overskridelser av grenseverdier, se figur 9.



Figur 9: Helikopterets VEMD med to prosessor-moduler. Illustrasjon: Airbus Helicopters / SHK

VEMD har tre moduler som består av to prosessormoduler og en Liquid Crystal Display modul. Alle moduler er enkeltvis utbyttbare. De to prosessormodulene mottar og prosesserer samme informasjon, som i etterkant blir sammenlignet. Ved forskjellig presentert data mellom enhetene vil en feilkode bli vist. Modulene fungerer uavhengig av hverandre. Hvis den ene feiler vil, den andre fortsatt presentere informasjon til flygeren. VEMD har også andre funksjoner, som å presentere First Limit Indicator (FLI), telleverk for antall sykluser på motoren, ytelsestest av motor og ytelsesberegning, se figur 10.



Figur 10: VEMD framside med tilhørende informasjon. Illustrasjon: Airbus Helicopters / SHK

<sup>5</sup> Appareo Vision 1000 er en enkel registrator enhet. Enheten oppfyller ikke kravene i EUROCAE Documentet ED-155 «Minimum Operational Performance Specification for Lightweight Recording System» til en lettvektsregistrator.

En løst iPad mini (Portable Electronic Device (PED)) var benyttet på flygningen og inneholdt navigasjonsprogramvaren Air Navigation Pro. Air Navigation Pro har flere funksjoner som hjelper piloten med å planlegge, gjennomføre og evaluere en flygning. Programvaren har også en «flight recorder»-funksjon som lagrer enhetens posisjon fart og høyde hvert sekund. Programmet har en mulighet for at brukeren kan laste ned helikopterets posisjons-, høyde- og hastighetsdata fra en eller flere flygninger.

## 1.7 Været

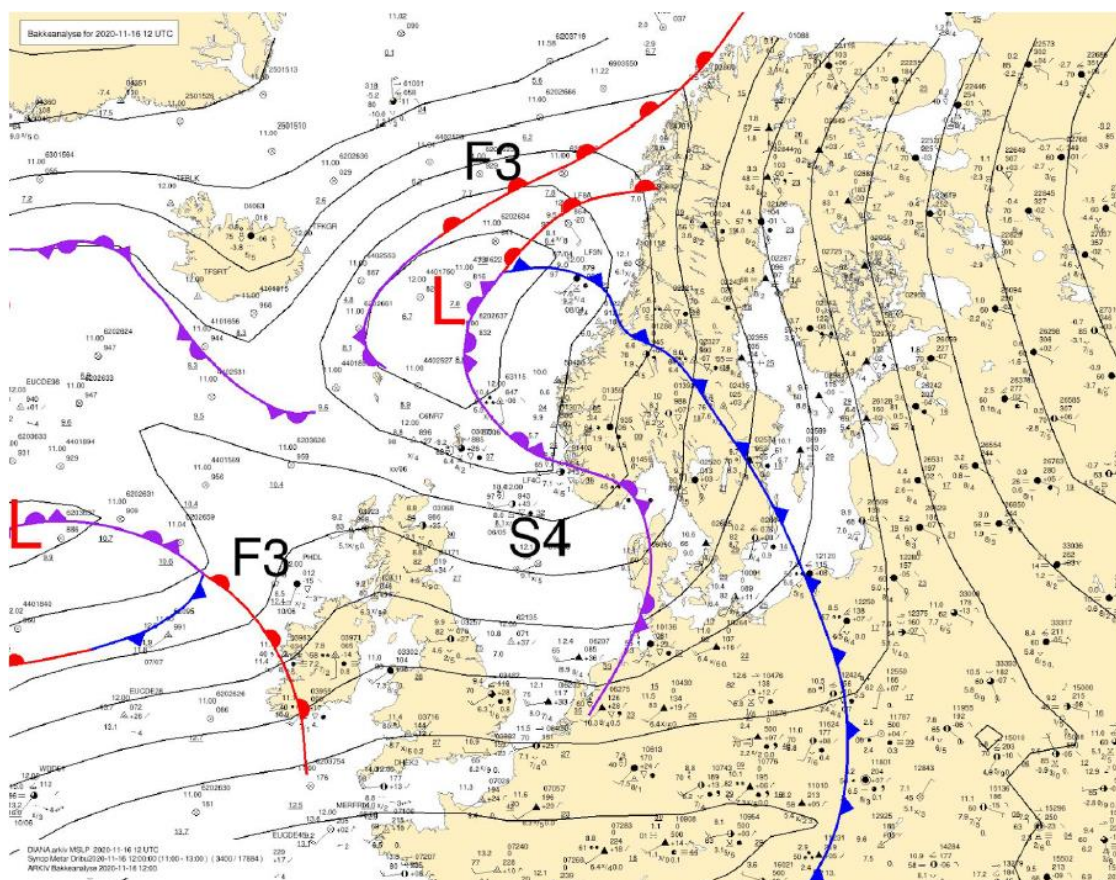
### 1.7.1 INFORMASJON FRA METEOROLOGISK INSTITUTT

SHK har innhentet værdata fra Meteorologisk institutt, som har analysert vær-situasjonen ved tidspunktet for ulykken, se figur 11.

Analysen fra Metrologisk institutt beskriver følgende:

#### Værsituasjonen

Analysen kl. 12 UTC (kl. 14 lokal tid) viser et lavtrykk i Norskehavet, med tilhørende fronter over Sør-Norge, bl.a. en okklusjon over Rogaland som beveger seg nordøstover. Dette vil gi både vind og nedbør, først i form av regn og så regnbyger. Om formiddagen vil vinden være øst-sørøstlig, for deretter å dreie sørvest når fronten passerer. Ulykken har antakelig skjedd akkurat i det tidsrommet fronten passerte, og flyger kan ha opplevd krevende værforhold, både i fht turbulens og lavt skydekke, samt ising i fronten.



Figur 11 Aktuelt værvarsel over området hvor flygningen ble foretatt Kilde; Metrologisk institutt / SHK

## Topografi

Lysefjorden er en lang og smal fjord, orientert i øst-vest-retning, og omkranset av høye fjell i sør og nord. Når vinden kommer fra sørlig kant, kan det fort bli kastevinder og turbulens. I dette tilfellet har nok vinden først vært nokså østlig på bakken og sørlig i høyden, noe som i seg selv skaper et vindskjær. Når fronten passerer, og vinden dreier på sørvest, vil det bli nokså turbulent i en periode. Til slutt kan bakkevinden ende opp med å bli mer vestlig (inn fjorden), mens høydevinden har landet på sørvest. Da er det verste over.

### 1.7.2 FLYGERENS BESKRIVELSE AV VÆRET

Flygeren har forklart til SHK at været forverret seg i løpet av dagen, med lavt skydekke, mye regn og variabel vind. Vindkastene ble bekreftet av at han så vindrosser på sjøen. Flygeren opplevde vær-situasjonen som mer krevende utover dagen og vurderte flere ganger å avbryte flygningen.

### 1.7.3 TAF / METAR SOLA STAVANGER LUFTHAVN

Følgende TAF ble sendt ut kl. 0500 for Sola lufthavn, som var nærmeste flyplass:

2020-11-16T05:00:00 ENZV 160500Z 1606/1706 15012KT 9999 BKN040 TEMPO

1607/1617 4000 SHRA BKN008 SCT015CB BECMG 1609/1612 16020G30KT BECMG

1612/1615 25018KT BECMG 1700/1703 17012KT TEMPO 1702/1706 4000 RA BKN012=

## 1.8 Navigasjonshjelpemidler

Ikke relevant.

## 1.9 Samband

Flygningen skjedde i ukontrollert luftrom. Flygeren hadde radiosamband med personell på bakken.

## 1.10 Flyplasser og hjelpemidler

Ikke relevant.

## 1.11 Flyregistratorer

Flyregistratorer var ikke montert og ikke påbudt i den aktuelle helikoptertypen på tidspunktet for ulykken.

## 1.12 Havaristedet og flyvraket

### 1.12.1 HAVARISTEDET

Havaristedet ligger ca. 252 moh. tett inntil fylkesvei 4668, Songesandsvegen.

Etter Havarikommisjonens befarings på ulykkesstedet ble utflygningstrasen ved havaristedet vurdert til å være mest hensiktsmessig østover eller vestover. Disse traseene hadde færre luftfartshindre sammenlignet med retningen mot nord eller syd.

Forskalingen på mastepunkt 49 bestod av en treramme over en sort rund plastforskaling.

### 1.12.2 HELIKOPTERVRAKET

Helikoptervraket ble liggende på høyre side, relativt samlet. Helikopterets kabin var fortsatt intakt, mens halepartiet hadde blitt delt i tre deler. De to fremste partiene av halepartiet hang fast i helikopteret via en hydraulikkslange og deler av halebommens struktur. Halens bakre del, inkludert vertikalfinnen og halerotorgirboksen med halerotor, ble funnet ca. 13 meter sydvest for hovedvraket, se figur 3.

Hovedrotoren med tre rotorblad, hydrauliske servoer og rotorhode ble ødelagt etter sammenstøtet med trærne og bakken. Et av rotorbladene endte opp kveilet rundt hovedrotorakselen, se figur 12. De resterende rotorbladene ble funnet ved vraket med store skader. Helikopterets halerotorblader satt fortsatt fast på halerotorgirboksen og hadde skader av ulikt omfang.



Figur 12: Helikoptervraket sett mot sydvest. Det ene rotorbladet har blitt kveilet rundt rotormasten. Foto: SHK

### 1.13 Medisinske og patologiske forhold

Ingen spesielle forhold eller funn.

### 1.14 Brann

Det oppstod ikke brann ved havariet.

### 1.15 Overlevelsesaspekter

Helikopterets kabin beholdt sin opprinnelige form etter havariet.

Flygeren benyttet hjelm og satt fastspent i høyre sete med firepunkts setebeltes. Flygeren tok selv av seg hjelmen før evakuering. Hjelmen ble funnet med noen skrapemerker på høyre side.

Personell fra både entreprenøren og helikopteroperatøren kom raskt til ulykkesstedet for å bistå flygeren etter havariet. Nødetatene ble varslet umiddelbart.

## 1.16 Spesielle undersøkelser

### 1.16.1 HELIKOPTERETS FLYGEKONTROLLER

SHK har undersøkt helikopterets flygekontroller for funksjon og slitasje. Grunnet skade på servoene måtte målinger av kontrollsystemet gjennomføres på en alternativ måte sammenlignet med produsentens standard prosedyre. Målingen viste at den totale slarken mellom collective og servoene var mellom 1,3 og 1,8 mm.

Havarikommisjonen har undersøkt og målt friksjonssystemet. Målingen av friksjonen på collective ble foretatt i Havarikommisjonens hangar, med den aktuelle friksjonen som collective hadde på ulykkestidspunktet. Friksjonen ble målt til 150 g. Ved å skru til friksjon en kvart omdreining økte verdien til 700 g. Det var ikke mulig å få friksjonen lavere en 150 g. Friksjonen var satt til sitt laveste nivå, og det er ikke avdekket noen feil eller mangler ved systemet.

Hovedrotorens servoer ble demontert og sendt til produsenten. Servoene ble undersøkt og testet under oppsikt av den franske havarikommisjonen (BEA) uten at det ble avdekket noen feil eller mangler som kunne ha hatt innvirkning på ulykken.

### 1.16.2 HELIKOPTERETS FLYGEHÅNDBOK

Helikopterets flygehåndbok (Flight Manual, FLM) inneholder nødvendig informasjon til flygende personell og operatører. Håndboken er produsert av helikopterprodusenten og noen av flygehåndbokens kapitler er godkjent av den europeiske luftfartsmyndigheten EASA. FLM til AS 350, kapittel fire, inneholder sjekklister som flygeren må forholde seg til. Punkt fem på sjekklisten, Checks before Take-Off, angir med en «Note» at flygeren skal sette styrekontrollenes friksjon til et merkbart nivå, se figur 13.

## 4.2 CRANKING

The cranking procedure can be performed after an aborted start or for check or maintenance purposes.

Proceed as follows:

## Check:

- . Starting selector - - - - - OFF (AR)
- . Emergency fuel shut-off lever - - - - - Forward
- . "AUTO/MAN" selector - - - - - AUTO
- . Ng - - - - - Check  $\leq 10\%$
- . "FUEL PUMP" (POMPE CARB) - - - - - ON
- . "CRANK" (VENTIL.) - - - - - Pressed in for 30 sec. max R
- . "CRANK" (VENTIL.) - - - - - Released
- . "FUEL PUMP" (POMPE CARB) - - - - - OFF

**CAUTION:** DO NOT CRANK THE ENGINE WITH THE EMERGENCY FUEL SHUT-OFF VALVE CLOSED OR WITH THE FUEL PUMP OFF AS THIS COULD DAMAGE THE ENGINE HIGH PRESSURE FUEL PUMP.

**NOTE:** Observe the engine starter limitation given in SECTION 2.1 § 19. R

## 5 CHECKS BEFORE TAKE-OFF

- Doors - - - - - Closed or sliding doors open locked
- Navigation \* - - - - - Tests, correct operation
- Radio navigation \* - - - - - Tests, correct operation
- Radio communication \* - - - - - Tests, correct operation
- Collective and cyclic frictions - - - - - As required
- Landing light - - - - - As required
- Temperatures and pressures - - - - - Normal range
- All warning and caution lights - - - - - OFF
- Collective - - - - - Unlock
- Heating system\*, demister, air conditioning\* - - - - - As required

**NOTE:** Adjust collective and cyclic friction locks so that friction loads are felt by the pilot when moving the flight controls.

## 6 TAKEOFF

**CAUTION:** USE OF HEATING\* AND DEMISTING IS FORBIDDEN ABOVE ENGINE MAXIMUM CONTINUOUS RATING (Ng or t4)

Take off by gradually increasing the collective pitch and maintain hover, head into wind, at a height of about 5 ft (1.5m).  
Check that the engine and transmission monitoring instruments are within their normal operating ranges.  
For transition from hover, increase speed without increasing the power demand (power required for hover IGE) and without climbing until IAS is 40 kt (74 km/h).

**NOTE:** The bleed valve flag disappears when the valve closes.  
The bleed valve is normally open when the engine is shut down, during starting and at low power.

\* Optional

Approved

350 B3

4.1

A

22-05

Page 6

Figur 13: Utsnitt fra AS 350 flygehåndbok hvor friksjonssetting blir definert. SHK har ringet in aktuelt område med blått omriss. Kilde: Airbus Helicopters. Markeringer: SHK

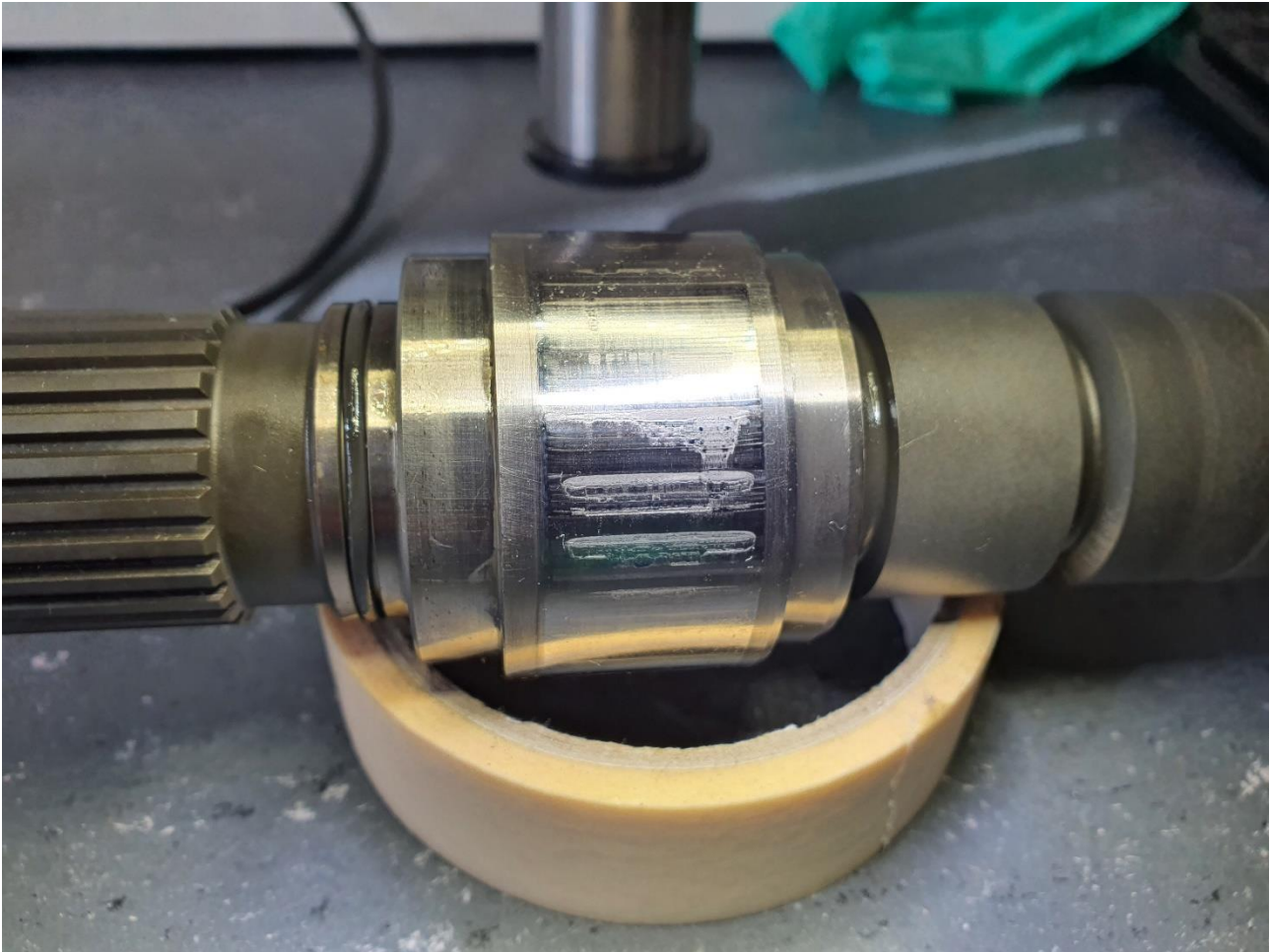
### 1.16.3 VEHICLE AND ENGINE MULTIFUNCTION DISPLAY (VEMD)

Helikopterets VEMD ble demontert og sendt til produsenten Airbus Helicopters i regi av den franske havarikommisjonen.

Informasjon fra VEMD viser noen overskridelser på hovedrotorens turtall og kraftuttak ved den aktuelle flygningen. Det var registrert et rotorturtall på 510 rpm og et kraftuttak på 146 %. Kraftuttaket på 146 % er forenlig med at rotorbladene traff trær eller bakken, mens rotorturtallet på 510 rpm er uvanlig høyt når drivlinjen fra motoren fortsatt var intakt. Det høye turtallet varte i et sekund.

### 1.16.4 SAFRAN HELICOPTER ENGINE (SHE) ARRIEL 2

Motorens elektroniske kontrollenhet (DECU) og motorens Free wheel Shaft, se figur 14, ble demontert og sendt til motorprodusenten, Safran Helicopter Engines for inspeksjon sammen med SHK og BEA. Data fra DECU og merker på Free Wheel Shaft viser at motoren leverte kraft til hovedgirboksen da rotorsystemet ble bremsset opp som følge av ulykken.



*Figur 14: Merker på helikopterets Free Wheel Shaft. Skadene på Free Wheel Shaft er typiske dersom helikopterets rotorsystem treffer en gjenstand samtidig som motoren leverer kraft til helikoptrets girkasse. Foto: SHK*

#### **1.16.5 ØVRIGE TEKNISKE UNDERSØKELSER**

Prøver på drivstoff og hydraulikkvæsker visste ingen større avvik.

#### **1.16.6 DATA FRA NAVIGASJONSPROGRAMMET AIR NAVIGATION PRO**

Havarikommisjonen har lastet ned data fra den iPad-en med navigasjonsprogrammet Air Navigasjon Pro som ble brukt under flygningen. Flygningen er visualisert i figur 15 og 16.



Figur 15: Illustrasjonen ses i en retning av 135°. Siste flygning er fremvist på bakgrunn av nedlastet data fra iPad-en og programmet Air Navigation Pro. Startpunktet vises med grønn nål og havaristedet vises med en rød nål. Kilde: Air Navigation Pro / Google Earth / SHK



Figur 16: Illustrasjonen viser helikopterets siste bevegelser og havaripunkt. Den røde pilen angir en vertikal bevegelse rett over mastepunkt 49. Tidspunktet mellom hver vertikal referanselinje utgjør ett sekund. De siste fire sekundene er vurdert som upålitelige. Kilde: Air Navigation Pro / Google Earth / SHK



## 1.17 Organisasjon og ledelse

Heli-Team AS er etablert på Stangnesterterminalen i Harstad og ble opprettet i 1988.

Heli-Team AS har et Air Operator Certificate (AOC) utstedt av Luftfartstilsynet for å drive kommersiell virksomhet med helikopter. På hendelsestidspunktet opererte selskapet totalt åtte helikoptre, hvorav sju var av typen AS 350.

Selskapets håndboksystem OM-A, B, C, D og E beskriver selskapets operative prosedyrer. Luftfartstilsynet som kompetent myndigheten godkjenner og utsteder sertifikater og gjennomfører revisjoner av selskapet.

På hovedbasen i Harstad har selskapet eget teknisk verksted som har Part-145 godkjenning fra EASA til å drive vedlikehold av sine helikoptre.

## 1.18 Andre opplysninger

### 1.18.1 AIRCRAFT AND ROTORCRAFT COUPLINGS – PILOT-INDUCED OSCILLATIONS

Helikoptre kan bli utsatt for kraftige oscillasjoner ved flygning. Spesielt i forbindelse med flygning med underhengende last.

Rotorcraft Pilot Couplings (RPC) er en samlebetegnelse på fenomener hvor pilotens utilsiktede interaksjon mellom seg selv og helikopteret kan lede til kraftige og noen ganger ukontrollerbare oscillasjoner. En definisjon på RPC er «*inadvertent, sustained aircraft oscillations which are a consequence of an abnormal joint enterprise between the aircraft and the pilot<sup>6</sup>*». RPC kan i hovedsak deles inn i to forskjellige fenomen:

- Pilot Induced Oscillation (Rigid Body, RPC)
- Pilot Assisted Oscillation (Aeroelastic, RPC)

For at fenomenet skal oppstå trengs en eller flere utløsende faktorer. Utløsende faktorer kan være rykk fra underhengende last, kontakt mellom last og bakken, turbulens eller vindkast, brå manøvrering eller brå og utilsiktet endringer av motorens ytelse.

Risikoen for at fenomenet skal oppstå påvirkes i tillegg av helikopterets egenfrekvens, følsomhet for oscillasjoner, friksjonsanordninger på styrekontroller og underhengende last (vekt, egenfrekvens, eventuell demping mellom helikopter og last). Om materialet til lastelinen er fiber eller stål vil kun påvirke PIO marginalt. Et helikopter med liten masse og tung underhengende last vil ha større risiko for å kunne utvikle vertikale oscillasjoner.

Pilot Induced Oscillation (PIO) er en situasjon som oppstår med lave frekvenser (0–2 Hz) hvor pilotens frivillige, aktive styrekommandoer til helikopterets styresystemer kommer i motfase til helikopterets bevegelser og pilotens oppfatning.

Hvis fenomenet PIO oppstår er det flygeren som holder fenomenet gående. Flygeren, og særlig armen som holder collective, påvirkes av helikopterets bevegelse samtidig som flygeren bevisst eller ubevisst vil forsøke å motvirke bevegelsen med å gi motsatt styrekommando gjennom collectiven. Det vil alltid være en forsinkelse før helikopteret reagerer på flygerens kontrollbevegelser. Hvis flygerens styrekommandoer kommer i motfase, vil fenomenet bli

---

<sup>6</sup> Kilde; ARISTOTEL Grant agreement ID: 266073

forsterket. Tester ved Airbus Helicopters viser at lav friksjon på collectiven og operasjon i hover med halevind er viktige bidragsyttere til at PIO kan oppstå.

Pilot Assisted Oscillation (PAO) er resultatet av pilotens ufrivillige (passive) styrekommandoer til helikopterets styresystemer. Dette skjer oftest ved en frekvens mellom 2 og 8 Hz. De ufrivillige styrekommandoene kommer ofte fra at flygeren blir påvirket av helikopterets vibrasjoner. Flygerens muskulære system vil utilsiktet fungere som et bindeledd mellom helikopterets bevegelser og helikopterets sete med forsterkning av oscillasjonene som et resultat.

Collective Bounce er et fenomen hvor helikopterets collective kommer i motfase til helikopterets vertikale bevegelse. Fenomenet er forårsaket av koblingen mellom helikopterets vertikale bevegelse og flygerens venstre arm som beveger collectiven. Den raske bevegelsen med en frekvens på omtrent 3 Hz kan, hvis den ikke umiddelbart blir korrigert, føre til at flygeren mister kontrollen eller at det oppstår strukturelle skader på luftfartøyet.

### **1.18.2 TYPE OPERASJON – FRIKSJON PÅ STYREKONTROLLER**

RPC kan oppstå ved flere typer operasjoner, og noen ganger kommer oscillasjonene på grunn av den type operasjon som gjennomføres. For eksempel, når en flyger flyr en ny fartøytype kan oscillasjoner oppstå mer eller mindre tilsiktet i begynnelsen, hvor flygeren lett korrigerer oscillasjonene med styrekontrollene. Ved andre operasjoner kan utilsiktede oscillasjoner oppstå med store vertikale utslag. Dette er en mulig farlig situasjon hvor luftfartøyet fort kan komme ut av kontroll eller bli strukturelt skadet.

Flygekontrollene i et helikopter er designet med et friksjonssystem. Høy friksjon på kontrollene reduserer risikoen for å utvikle RPC.

### **1.18.3 TILTAK FOR Å KOMME UT AV RPC**

For å komme ut av RPC finnes det i hovedsak tre anbefalte metoder.

- Piloten slipper flykontrollene.
- Piloten «fryser» flygekontrollene.
- Piloten markant reduserer sine bevegelser for å minske utslagene.

Den mest anerkjente metoden er at piloten reduserer sin input til styrekontrollene ved å slippe collective. Dette er normalt ikke en naturlig reaksjon fra piloten, spesielt ved flygning i lav høyde. Den naturlige reaksjonen vil normalt være å fortsette å betjene helikopterets styrekontroller. Dette kan da ved noen tilfeller forsterke oscillasjonene som allerede har oppstått.

Havarikommisjonen har tidligere undersøkt hendelser hvor RPC har vært en sannsynlig årsak. Både i rapport SL 2011/14 om en hendelse med LN-OWB og i rapport Luftfart 2024/01 om en hendelse med LN-OGN er fenomenet omtalt. Ved hendelsen med LN-OWB opplevde flygeren at han ble utsatt for PIO hvor han kom ut av situasjonen med å trekke markant i collectiven. Flygeren opplevde da at oscillasjonene opphørte umiddelbart. Hendelsen tyder på at PIO kan avbrytes ved å dra besluttsomt i collective, selv om dette ikke er dokumentert.

### **1.18.4 ANNEN INFORMASJON**

Airbus Helicopters har i oktober 2023 publisert sikkerhetsinformasjon (Safety Information Notice) med relevans for undersøkelsen.

Safety Information Notice no. 3890-S-00<sup>7</sup> beskriver oscillasjoner som kan oppstå ved operasjoner med underhengende last. Informasjonen beskriver RPC, herunder både (PIO) og (PAO). Informasjonen ble publisert på bakgrunn av flere rapporter om betydelige oscillasjoner, vertikale vibrasjoner og collective bounce. Hensikten med informasjon er å dele Airbus Helicopters læring etter disse hendelsene. Sikkerhetsinformasjonen er relevant for mange helikoptertyper og ved operasjon med underhengende last. Den gir god informasjon og anbefaler tiltak hvis man blir utsatt for RPC.

Safety Information Notice no. 3899-S-97 gjelder for AS 350, AS 550 og EC 130. Informasjonen gir ytterligere en anbefaling til operatører om å iverksette SB AS350-67-00.41/AS550-67.00.23<sup>8</sup> (bytte til servoer av den nye generasjonen) eller som et alternativ oppgradere servoene i henhold til SB AS350-67-30.0001/AS550-67.30.000<sup>9</sup>.

### 1.18.5 HELICOPTER EXTERNAL SLING LOAD OPERATIONS – HESLO

Flygning med underhengende last er regulert av European Aviation Safety Agency (EASA), i EU forordning (IR) 965/2012 SPO.SPEC. HESLO 100. Forordningen gjelder som forskrift i norsk rett, jf. forskrift 7. august 2013 nr. 956 om luftfartsoperasjoner § 1. For flygning med personer hengende under helikopter gjelder egne regler.

<b>HESLO 1:</b>	short line, 20 metres (m) or less
<b>HESLO 2:</b>	long line, more than 20 m
<b>HESLO 3:</b>	specialised sling load, such as: Logging, insulators and pullers, traverse mounting, spinning of fibre cable, ice and snow removal from power lines, sawing, geophysical surveys, cable laying onto the ground or into ditches, avalanche control, landslide control
<b>HESLO 4:</b>	Advanced sling load such as: Tower erecting, wire stringing, disassembly of masts and towers

Figur 17: De fire HESLO-kategoriene. Kilde: EASA/SHK

Helikopteroperatører gjennomfører oppdrag etter egne prosedyrer og risikovurderinger som godkjennes av Luftfartstilsynet. Det aktuelle oppdraget ble gjennomført i kategori HESLO 1 og både selskapet og flygeren hadde de nødvendige rettigheter.

Den fastmonterte lastekroken på et helikopter må oppfylle sertifiseringskravene fra EASA. Utstyret som benyttes av operatøren som kobles til kroken omfattes ikke av EASAs sertifiseringskrav.

### 1.18.6 LASTELINE BENYTTET VED OPPDRAGET

Lastevaieren som ble benyttet ved flygningen var av stål (Hyflex 35), rotasjonsfri type og hadde en lengde på 15 meter og en diameter på 12 mm. En stålvaier vil alltid ha en viss elastisitet.

Lastevaierens forlengning vil være et resultat av vaierens lengde, diameter, type vaier og lasten som er tilknyttet lastevaieren. Lastevaierens forlengning er i dette tilfelle beregnet til 13,4 mm. Det har ikke vært mulig å fremskaffe den aktuelle vaierens elastisitetsmodul. Derfor er beregningen foretatt basert på standardverdier for den aktuelle type vaier.

Lastelinjens betydning for PIO, spesielt lastevaieren har vært undersøkt. I et møte med helikopterfabrikanten ble det konkludert med at forskjellen i elastisitet mellom stålvaier og fiberline ikke påvirker helikoptrets følsomhet for RPC i særlig grad.

<sup>7</sup> Dokumentet ligger med som et vedlegg til denne rapporten.

<sup>8</sup> Modifikasjon korresponderer til MOD 073221.

<sup>9</sup> Modifikasjon korresponderer til MOD 073178.

## 1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder

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

## 2. Analyse

2.1 Innledning .....	30
2.2 Hendelsesforløp .....	30
2.3 Rotorcraft Pilot Couplings .....	30
2.4 Tiltak fra Airbus Helicopters .....	31
2.5 Øvrige analyser .....	32
2.6 Overlevelsesaspekter .....	33

## 2. Analyse

### 2.1 Innledning

Statens havarikommisjon har gjennomført analysen basert på egne undersøkelser på havaristedet og av helikopteret. I tillegg har informasjon fra flygeren, vitner, politiet, helikopterprodusenten Airbus Helicopters, motorprodusenten Safran Helicopter Engines, den franske havarikommisjon (BEA) og helikopteroperatøren Heli-Team bidratt til analysen.

Havarikommisjonen har foretatt flere analyser for å finne en årsak, forklare hendelsesforløpet og for å kunne utelukke tekniske feil som kan ha bidratt til eller forårsaket ulykken. SHK har analysert hendelsen ut fra et sannsynlighetsperspektiv, og ved denne undersøkelsen har man ikke kunnet fastsette en sikker årsak til ulykken.

### 2.2 Hendelsesforløp

Flygeren valgte å fly inn over mastepunktet fra vest da han vurderte at dette ville gi en sikrere utflygning med færre luftfarthindre, og at helikoptret kunne plasseres litt lenger unna den kraftlinjen som gikk omtrent 30 meter syd for mastefundament 49. Rådende vindforhold tilsa at vinden ville påvirke helikopteret bakfra i en sør-vestlig retning. Ved mastefundament 49 var det mulig å fly inn mot fundamentet fra øst eller vest. Havarikommisjonen mener at det er sikrere at man har vinden forfra, noe som tilsier at flygeren i dette tilfellet med fordel kunne ha valgt å fly inn til fundamentet fra øst.

Innflygningen over punktet framstår som normal. Data fra helikopterets EFB og forklaringen fra flygeren og bakkepersonellet indikerer at det ble foretatt en høydekorrigerings over mastefundamentet. Ved denne korrigerings observerte bakkepersonellet at tobben kom i kontakt med fundamentets forskaling. Kort tid etter korrigerings fikk helikopteret kraftige vertikale bevegelser. Flygerens forklaring, hvor han beskrev at helikopteret begynte å hoppe, stemmer godt med at oscillasjoner og RPC kan ha oppstått.

Hendelsesforløpet da LN-OAX havarerte var svært raskt, og flygeren måtte foreta flere avgjørelser i rask rekkefølge. Han fokuserte først på å komme vekk fra personellet samtidig som oscillasjonene økte og reduserte helikopterets flyegenskaper. Det er ikke usannsynlig at RPC på dette tidspunktet var årsaken til at flygeren hadde en følelse av at «*helikopteret var på vei ned*». Situasjonen kom ut av kontroll, og helikopteret havarerte øst for mastepunkt 49.

### 2.3 Rotorcraft Pilot Couplings

Havarikommisjonen har analysert ulykken og funnet at flere faktorer for at RPC kunne oppstå var til stede.

- Det at helikopteret hadde liten masse samtidig som vekt på underhengende last var omtrent 700 kg har etter Havarikommisjonenes vurdering gitt en forhøyd risiko for RPC.
- Havarikommisjonens målinger av flygekontrollenes friksjon viser at kontrollenes friksjon var justert til et lavt nivå.
- I følge vitner kom helikopterets last i kontakt med fundamentets ramme da tobben ble tømt.
- Data viser at det ble foretatt en korrigerings av høyden ved mastepunktet underveis i tømningen av betong. Helikoptrets korrigerings kan ha blitt nødvendig på grunn av et vindkast.

- Helikopteret hadde en eldre og opprinnelig servokonfigurasjon på flygekontrollene. Konfigurasjonen førte til at helikopteret sannsynligvis var mer følsomt for oscillasjoner ved flygning med underhengende last sammenlignet med de oppgraderte konfigurasjonene av flygekontrollene.

Med bakgrunn i fakta og forklaringer fra flygerens og vitner, finner Havarikommisjonen det sannsynlig at fenomenet RPC oppstod. Det er også sannsynlig at flere enn en faktor var årsaken til at RPC oppstod.

Fenomenet kan ha blitt satt i gang da flygeren måtte korrigere høyden i forbindelse med lossingen av betong. Høydekorrigeringen kan ha kommet på grunn av et vindkast bakfra, i tillegg til eventuell kontakt mellom tobben og fundamentets forskaling.

Hendelsen med de vertikale bevegelsene og flygerens beskrivelse, blant annet den beskrevne og oppfattede størrelsen på oscillasjonene med ca. 5 cm stemmer godt overens med at det var PAO som inntraff denne gangen. Det kan heller ikke utelukkes at det har vært en kombinasjon mellom PAO og PIO.

Havarikommisjonens undersøkelser har vist at det kan være stor forskjell mellom bruken av friksjon på styrekontrollene fra flyger til flyger. Avhengig av type flygning og fase av flygningen. Havarikommisjonens målinger i etterkant viser at den aktuelle friksjonen på LN-OAX var satt til et lavt nivå. Havarikommisjonen mener at risikoen for å utvikle RPC hadde vært vesentlig lavere ved en høyere friksjonssetting på helikopterets styrekontroller.

Analysen av nedlastet informasjon fra programmet Air Navigation Pro viser at helikopteret hadde en markert høydekorrigering på samme tidspunkt som tømningen av betong ble foretatt. Informasjonen stemmer godt sammen med flygerens og montørens forklaringer og resultatet med en utviklet RPC. Havarikommisjonen har vurdert de siste fire sekundene av nedlastet informasjon som upålitelige.

## 2.4 Tiltak fra Airbus Helicopters

Airbus Helicopters har underveis i denne undersøkelsen publisert Safety Information Notice no. 3890-S-00 som gir viktig informasjon om PIO og PAO. Sikkerhetsinformasjonen gir i tillegg informasjon om betydningen av friksjon på helikopterets styrekontroller. Havarikommisjonen mener at informasjonen er viktig og anbefaler alle operatører å sikre at denne informasjon blir kjent blant sitt flygende og teknisk personell.

I tillegg har Airbus publisert en anbefaling i sin sikkerhetsinformasjon nr. 3899-S-67 om å iverksette en oppgradering av helikopterets hovedservoer dersom disse er av en eldre generasjon. Havarikommisjonen støtter denne anbefalingen.

Airbus Helicopters har fortsatt arbeidet med tester på AS 350 for å se hvordan fenomenet oppstår. Tidlig i 2025 fikk man fremprovosert PIO ved en prøveflygning. Testresultater fra denne flygningen vil bli analysert. Havarikommisjonen ser positivt på at Airbus Helicopters har fortsatt arbeidet med å forstå fenomenet og finne tekniske tiltak for å redusere faren for PIO.

## 2.5 Øvrige analyser

### 2.5.1 GENERELT

Havarikommisjonen har foretatt flere analyser for å finne en årsak, forklare hendelsesforløpet og for å kunne utelukke et teknisk system som kan ha bidratt til eller forårsaket ulykken.

### 2.5.2 HELIKOPTERETS FLYGEKONTROLLER

Inspeksjonen og måling av helikopterets flygekontroller, samlet som et system, avdekket noe slark. Havarikommisjonens vurdering, etter konsultasjon med produsenten Airbus Helicopters, er at verdiene er nær grensen til det maksimalt tillatte. Selv om den målte slarken var nær grensen til det maksimalt tillatte, har Havarikommisjonen vurdert at slarket ikke hadde noen innvirkning på ulykken.

Friksjonssystemet til collective og cyclic kontroll ble inspisert uten at det ble avdekket noen feil eller mangler.

LN-OAX var ved levering fra produsenten ikke vurdert som følsomt ovenfor vertikale oscillasjoner, men hadde en eldre servokonfigurasjon sammenlignet med helikoptre levert etter 2006.

Helikopterets servoer var ikke oppgradert til den siste versjon innført SB AS350-67-00.41 (publisert i 2010) eller AS350-67.00.69 (publisert i 2018).

Statens havarikommisjon har ikke grunnlag for å si at ulykken kunne ha vært forhindret dersom helikopterets flygekontroller hadde vært modifisert, men finner det sannsynlig at helikoptret hadde vært mindre følsomt for oscillasjoner hvis flygekontrollenes servokonfigurasjon hadde vært oppdatert i henhold til SB AS350-67-30-0001.

Når en operatør mottar en SB vil det normalt gjøres en kost-nytte-vurdering med tanke på helikoptrets operasjon og sikkerhet før den eventuelt blir innført. Det er derfor viktig at produsenten er tydelig på hvilken sikkerhetsgevinst innføring av SB vil gi. Havarikommisjonen er av den oppfatning at de aktuelle SB-ene, publisert før 2023 ikke inneholder en klar sikkerhetsmelding som vil hjelpe operatøren i sin vurdering.

SB AS350-67-30-0001 ble publisert 26. oktober 2023, underveis i denne undersøkelsen. Denne SB beskriver tydelig gevinsten ved å bytte banjoskruene installert i helikoptrets hovedservoer til en ny skrue med mindre tverrsnitt for å redusere følsomheten på helikoptrets styresystem.

Havarikommisjonen deler Airbus Helicopters anbefaling om å iverksette denne modifikasjonen.

Helikopterets rotorsystem, servoer og rotorhode ble inspisert. Rotorhodets Starflex Arms var knekt i en 45-graders vinkel. Dette er et typisk bruddmønster når rotorbladet bremses brått som ved treff i bakken eller en annen hard gjenstand. Rotorhodets Frequency Adapter og foringer ble inspisert uten at det ble avdekket feil eller mangler. Restene etter rotorbladene ble inspisert, men var så ødelagte at man ikke kunne avdekke eventuelle feil eller mangler ved disse. Havarikommisjonen har konkludert med at rotorsystemet var i drift og kontrollerbart på ulykkestidspunktet. I tillegg har Havarikommisjonen konkludert med at helikopterets motor var i drift og drev helikopterets rotorblader da det traff bakken.

### 2.5.3 VEHICLE AND ENGINE MONITORING DISPLAY

Nedlastet informasjon har blitt analysert og samsvarer med både flygerens forklaring og hendelsesforløpet, med unntak av at rotorturtallet har hatt et midlertidig turtall opp mot 510 rpm i



ett sekund. Turtallet, spesielt når drivlinjen fortsatt er hel, er unormalt høyt sammenlignet med i andre tilsvarende ulykker. Statens havarikommisjon kan ikke se bort fra at det er en feilindikering i forbindelse med ulykken.

#### **2.5.4 MOTOR, SAFRAN HELICOPTER ENGINES – ARRIEL 2B**

Motorens Free Wheel Shaft ble inspisert hos motorens produsent Safran Helicopter Engines sammen med motorens DECU. Formålet med inspeksjonen var å se om feil ved motoren kunne ha forårsaket eller bidratt til at ulykken inntraff. Inspeksjonen av Free Wheel Shaft avdekket tydelige merker som viser at motoren gikk som normalt da ulykken inntraff. Analyse av den nedlastede informasjonen fra DECU indikerte det samme. Havarikommisjonen har dermed konkludert med at motoren fungerte normalt ved ulykken.

### **2.6 Overlevelsesaspekter**

Helikopterets kabin beholdt sin opprinnelige form etter havariet og dette, sammen med at flygeren benyttet hjelm, var en vesentlig bidragsyter til at han ikke fikk alvorlige skader. Det ble avdekket mindre skader på flygerens hjelm etter at den hadde vært i kontakt med helikopterets struktur. Hjelmen har dermed beskyttet flygeren i forbindelse med sammenstøtet.

At flygeren lyktes med å flytte helikopteret bort fra leveringsstedet reduserte risikoen for bakkepersonellet.

# 3. Konklusjon

3.1 Hovedkonklusjon.....	35
3.2 Undersøkelseresultater .....	35

## 3. Konklusjon

### 3.1 Hovedkonklusjon

Havarikommisjonen mener at helikopteret kom ut av kontroll i en situasjon hvor helikoptret hadde utviklet fenomenet RPC med kraftige, vertikale oscillasjoner.

RPC kan ha oppstått grunnet vindkast, overkorrigering av høyde, kontakt mellom betongtobb og mastefundament eller en kombinasjon av flere faktorer.

Fenomenet oppsto svært raskt, og flygeren hadde ikke tid eller høyde til å gjenvinne kontrollen før helikopteret havarerte.

### 3.2 Undersøkelseresultater

- A. Havarikommisjonen har ikke kunnet påvise noen tekniske feil eller mangler ved helikopteret som kan ha bidratt til ulykken. At motorkontrollsystemet hadde noe slark vil ikke bidra til ulykken da dette vil kunne ha motsatt effekt med tanke på RPC.
- B. Helikopterets styrekontroller hadde lav eller ingen friksjonssetting ved ulykken.
- C. Helikopteret hadde den opprinnelige servokonfigurasjonen fra 2002, og var sannsynligvis mer følsom for oscillasjoner sammenlignet med den etablerte servokonfigurasjonen i 2006.
- D. Airbus Helicopters har fra 2010 publisert flere SB. Sikkerhetsbudskapet har ikke vært tydelig kommunisert i alle de aktuelle servicemeldingene.
- E. Airbus har i etterkant av ulykken, underveis i undersøkelsen, publisert tre dokumenter:
  - a. Safety Information Notice 3890-S-00, Oscillations and/or vibrations during Helicopter External Sling Load.
  - b. Safety Information Notice 3899-S-67, Sensitivity of Pilot Induced Oscillation (PIO) / Pilot Assisted Oscillation (POA) phenomenon during Helicopter External Load Operation (HESLO).
  - c. AS350-67-30-0001 som anbefaler at operatører modifiserer sine servoer med en ny type banjoskrue med mindre intern diameter for å redusere helikopterets følsomhet for oscillasjoner.
- F. Selskapet og flygeren hadde gyldige rettigheter for oppdraget som ble gjennomført.

# 4. Sikkerhetstilrådingar

## 4. Sikkerhetstilrådingar

Statens havarikommisjon fremmer ingen sikkerhetstilrådingar.

Statens havarikommisjon  
Lillestrøm, 10. februar 2025

# Vedlegg

- Vedlegg A Airbus Helicopters Safety Notice 3890-S-00, Revision 0
- Vedlegg B Airbus Helicopters Safety Notice 3899-S-67, Revision 0
- Vedlegg C Airbus Helicopters SB 67-30-0001, Issue 001

# SAFETY INFORMATION NOTICE

## SUBJECT: GENERAL

### Oscillations and/or vibrations during Helicopter External Sling Load Operations (HESLO)

For the attention of



AIRCRAFT CONCERNED	Version(s)	
	Civil	Military
EC120	B	
AS350	B, BA, BB, B1, B2, B3, D	L1
AS550		A2, C2, C3, U2
AS355	E, F, F1, F2, N, NP	
AS555		AF, AN, SN, UF, UN, AP
EC130	B4, T2	
SA365 / AS365	C1, C2, C3, N, N1, N2, N3	F, Fs, Fi, K, K2
AS565		MA, MB, SA, SB, UB, MBe
SA366		GA
EC155	B, B1	
SA330	J	Ba, L, Sm
SA341	G	B, C, D, E, F, H
SA342	J	L, L1, M, M1, Ma
ALOUETTE II	313B, 3130, 318B, 318C, 3180	
ALOUETTE III	316B, 316C, 3160, 319B	
LAMA	315B	
EC225	LP	
EC725		AP
AS332	C, C1, L, L1, L2	B, B1, F1, M, M1
AS532		A2, U2, AC, AL, SC, UE, UL
EC175	B	
H160	B	
EC339		KUH/Surion
BO105	C (C23, CB, CB-4, CB-5), D (DB, DBS, DB-4, DBS-4, DBS-5), S (CS, CBS, CBS-4, CBS-5), LS A-3	CBS-5 KLH, E-4
MBB-BK117	A-1, A-3, A-4, B-1, B-2, C-1, C-2, C-2e, D-2, D-2m, D-3, D-3m	D-2m, D-3m
EC135	T1, T2, T2+, T3, P1, P2, P2+, P3, EC635 T1, EC635 T2+, EC635 T3, EC635 P2+, EC635 P3, T3H, P3H, EC635 T3H, EC635 P3H	

## INTRODUCTION

Airbus Helicopters has been informed about several incidents during Helicopter External Sling Load Operations (HESLO) where pilots reported significant vertical bouncing, vibrations, and/or oscillations.

The purpose of this Safety Information Notice (SIN) is to share some lessons learned from the analysis of these incidents.

This SIN does not address pendulum oscillations or spinning of the load, which is another phenomenon that commonly occurs during HESLO.

## BACKGROUND

A load slung underneath a helicopter behaves somewhat like a mass hanging on a spring - it is known by scientists as a mass-spring system. The sensitivity of the helicopter-load-sling combination to vertical oscillations and the frequency of the oscillation will depend on parameters such as the elasticity of the long line, the damping of the line and connectors, the mass of the load, and the aerodynamic characteristics of the load. Especially when the load is quite heavy compared to the helicopter, a vertical oscillation of the load will also cause the helicopter to oscillate and vice versa.

Any disturbance to the helicopter or load (due to e.g. turbulence, control input, rotor airflow on the load, ground contact) can trigger a vertical oscillation of the helicopter and load. Normally, these motions are well damped. However, some factors may cause these oscillations to become very severe and even divergent.

In most cases, releasing the external load was the only way to get rid of the bouncing. This SIN will provide some insight into possible causes of vertical oscillations and provide some recommendations to avoid and reduce them.



## PILOT INDUCED OSCILLATION (PIO) / PILOT ASSISTED OSCILLATION (PAO) PHENOMENON

One possible cause of severe or divergent oscillations are pilot induced or assisted oscillations. They occur when the pilot is tightly grasping the controls (especially the collective lever) when the aircraft is oscillating vertically. In this case, the helicopter's vertical motion can be introduced back into the control system. This control input then creates an even larger disturbance, which further excites the mass-spring system. This kind of excitation can become divergent. It is what is commonly known as a Pilot Induced Oscillation (PIO) or Pilot Assisted Oscillation (PAO).

PIO is a phenomenon in which the pilot has an active participation in the control loop. It occurs at very low frequency (up to 2Hz) corresponding to an adverse control due to lead-time between pilot actions and the helicopter reactions. The pilot tries to control a rapidly oscillating parameter and is unable to keep up with the fast oscillation.

PAO is a phenomenon in which the pilot has a passive involvement in the control loop through involuntary input. It occurs at low frequency (2Hz to 8Hz) corresponding to a pilot shaken by the helicopter oscillations while holding the sticks and thus reinjecting these oscillations on the flight controls. The pilot's muscular system (involuntary) acts like its own spring mass that amplifies the up and down motion of the seat.

The good thing is: The pilot does not need to know whether it is a PIO or PAO that is causing the vertical oscillation. Releasing the collective or loosening the grip on the controls is often enough to stop a PIO or PAO. Of course, this is not always possible due to operational conditions (environment, obstacles...).

One way of preventing PIO/PAO is to make sure that the collective lever has sufficient friction if the helicopter is equipped with an adjusting device. Friction has a dampening effect and may prevent PIO/PAO. On helicopters with a force trim release (FTR), avoid flying with the FTR permanently pressed (especially in the collective axis).

## AERODYNAMIC EXCITATION

Load and/or longline can generate significant aerodynamic excitations depending on the aerodynamic shape, size, mass, and mass distribution. External loads may bounce up-and-down, oscillate, rotate, and swing. It is very difficult to predict how a load will react. At low speed, excitations can be caused by the helicopter's downwash. In forward flight, the excitations are usually caused by the airflow and will typically degrade with increasing airspeed.

If excitations occur in forward flight, slowing down the helicopter often reduces or stops aerodynamic excitation.

## USE OF THE AUTOPILOT

The autopilot is designed to provide additional stability and damping. However, the autopilot cannot be designed to cope with all possible load and sling combinations. Especially when the external load is quite heavy compared to the helicopter mass, autopilot upper modes may not be able to cope with a load "yanking" the helicopter and may contribute to oscillations. This is particularly critical in forward flight, but may also be an issue in hover and low speed. On some helicopters models, the use of AFCS upper modes **may be prohibited** (refer to FLM).[LV1]

If oscillations occur, disconnect all upper modes and fly the helicopter using attitude mode. (On some models, disconnecting the A.TRIM may be recommended as a further means to reduce oscillations.)

## AIRBUS HELICOPTERS DESIGN

When designing a helicopter for use with external sling loads, it is impossible to consider and test all imaginable combinations of loads and slings.

The most recent certification regulation requires Airbus Helicopters to test with loads up to the maximum load.

Airbus Helicopters is working continuously to improve its products, which includes trying to reduce the sensitivity to PIO/PAO and improving the low frequency damping when slung loads are attached.

## AIRBUS HELICOPTERS RECOMMENDATIONS

### To minimize the risk of vibrations/oscillations during HESLO:

- Avoid clasping the flight controls tightly (especially the collective lever),
- Adjust the friction of the controls to an appropriate level if equipped.

### In case of vibrations/oscillations appearance during HESLO:

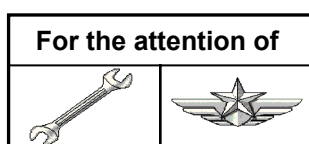
- Disconnect any AFCS upper modes if equipped,
- Relax your grip on the controls (especially collective), release the force trim release (FTR) pushbutton if equipped, and avoid jerky control inputs,
- If operationally possible, release the collective lever until the oscillations disappear,
- Reduce airspeed in cruise flight,
- As an ultimate measure release/jettison the external load.

# SAFETY INFORMATION NOTICE

**SUBJECT: ROTOR FLIGHT CONTROLS - PRODUCT SAFETY ENHANCEMENT**

**Sensitivity of Pilot Induced Oscillation (PIO) / Pilot Assisted Oscillation (POA) phenomenon during Helicopter External Load Operation (HESLO):**

- New banjo screw (MOD 073178)
- New servo-controls (MOD 073221)



AIRCRAFT CONCERNED	Version(s)	
	Civil	Military
AS350	B, BA, BB, B1, B2, B3, D	L1
AS550		A2, C2, C3, U2
EC130	B4, T2	

Airbus Helicopters is working to minimize by design (low frequency damping) as much as possible the sensitivity of his fleet to the Pilot Induced Oscillation (PIO) / Pilot Assisted Oscillation (PAO) phenomenon during Helicopter External Load Operation (HESLO. See Safety Information Notice 3890-S-00).

As the safety of our customers is always our highest priority, Airbus Helicopters has developed a design modification (MOD 073221) to the SAMM/Goodrich/UTAS/Collins servo-controls for the AS350/AS550 versions equipped with single hydraulic assistance.

Airbus Helicopters strongly recommends that customers take advantage of this important safety enhancement by applying the Service Bulletin (SB) No. AS350-67.00.41 / No. AS550-67.00.23 replacing the SAMM/Goodrich/UTAS/Collins former servo-controls by the Goodrich new generation ones (MOD 073221) on AS350/AS550 versions equipped with single hydraulic assistance.

An alternative for the customers with aircrafts equipped with the SAMM/Goodrich/UTAS/Collins former servo-controls (single hydraulic assistance) is to:

- Install the Banjo screw P/N 350A08-2321-20 corresponding to the modification MOD 073178 (SB No. AS350-67.30.0001 / No. AS550-67.30.0001),
- Request during the next overhaul, the application of last configuration corresponding to the modification MOD 073221.

The different configurations of servo-controls & banjo screws are presented in the SB No. AS350-67.00.41 / AS550-67.00.42.

The Dunlop servo-controls or the SAMM/Goodrich/UTAS/Collins & Novintec dual hydraulic servo-controls have already demonstrated a good behaviour to the PIO/PAO phenomenon.

# SERVICE BULLETIN

**TITLE:** Servo-control system - Installation of banjo screws of a smaller internal diameter

**SB Type:** Product improvement

## APPLICABILITY

Model:	AS350
Version:	B, B1, B2, B3, BA, BB, D, L1
Helicopters PREMOD:	073178 and 073221
Component affected:	SC5081 (704A44831123) or SC5081-1 (704A44831137) or SC5082 (704A44831124) or SC5082-1 (704A44831136) or SC5083 (704A44831141) or SC5084 (704A44831140) or 702A30030722

## COMPLIANCE: RECOMMENDED

Airbus Helicopters recommends that you comply with this Service Bulletin during one of the next maintenance inspections aligned to your operational availabilities / constraints.

## SUMMARY

This Service Bulletin changes the banjo screws on the main servo-controls with new banjo screws of a smaller internal diameter (equivalent to a restrictor). This reduces the helicopter's sensitivity to the Pilot Induced Oscillation (PIO) or the Pilot Assisted Oscillation (PAO) phenomenon during Helicopter External Sling Load Operations (HESLO).

## GENERAL EVALUATION

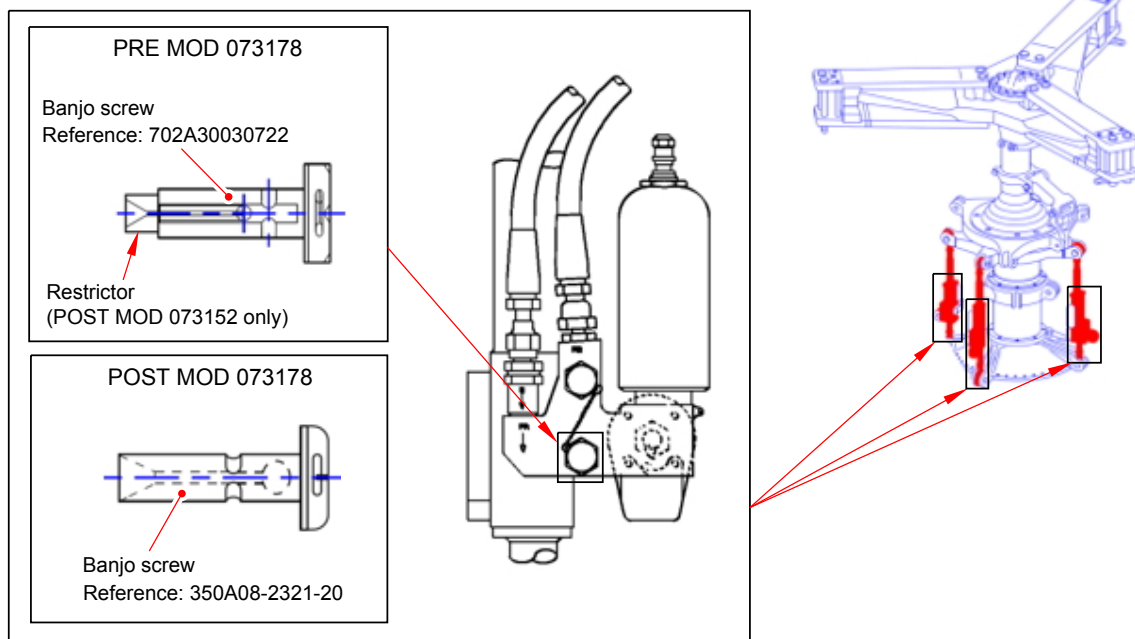
Evaluation table			
Perform once	YES	Accomplish recurring	NO

Export Control:

US Export Control - No US content. This Item does not contain any U.S. origin ITAR or EAR content.

FR Export Control - Not Listed. This Item is not listed against the EC regulations in the EU/FR.

### GENERAL ILLUSTRATION



### NOTE

The banjo screw reference: 350A08-2321-20 is painted in blue.

## PLANNING INFORMATION

### 1. REASON

Airbus Helicopters' objective is to keep the helicopter's sensitivity to the PIO or the PAO phenomenon during HESLO to a minimum. Thus, Airbus Helicopters published Safety Information Notice (SIN) No. 3899-S-67 to give information to replace the main servo-controls (single hydraulic only) with the new generation GOODRICH main servo-controls. Customers can first apply this Service Bulletin, then, do the replacement of their main servo-controls at the next overhaul.

This Service Bulletin changes the banjo screws on the main servo-controls with new banjo screws of a smaller internal diameter (equivalent to a restrictor). This reduces the helicopter's sensitivity to the PIO or PAO phenomenon during HESLO.

The technical data or instructions contained in this Service Bulletin refer to modification (MOD) 073178.

### 2. DESCRIPTION

This Service Bulletin provides instruction to:

- Remove PRE MOD banjo screws from the main servo-controls
- Install POST MOD banjo screws from the main servo-controls.

### 3. CONCURRENT REQUIREMENTS

Not applicable.

### 4. APPROVAL

The technical content of this document is approved under the authority of the Design Organization Approval ref. EASA. 21J.700. For helicopters operated outside the terrain regulated by the EASA, the application of this document is subject to validation provided by the responsible aviation authority of the state of registry.

The technical content of this document is approved under the prerogatives of the recognition of design capability ref. FRA21J-002-DGA for French Government helicopters.

The technical content of this document is approved by Airbus Helicopters Airworthiness Department for export military versions.

## 5. MANPOWER

### NOTE

The purpose of Man Hours is to give Airbus Helicopters customers a guideline for maintenance scheduling. It is not a contractual information.

### 5.1. Manpower for procedure

Number of Persons	Qualification	Estimated Man Hours
1	Mechanical technician	3 h
1	Pilot	1 h
Total Man Hours		4 h

### NOTE

The pilot is required for post-installation ground run-up to pressurize the hydraulic system.

## 6. WEIGHT AND BALANCE

There is no change in weight and moment.

## 7. ELECTRICAL LOAD DATA

Not applicable.

## 8. DOCUMENTATION AFFECTED

Not applicable.

## 9. MATERIAL INFORMATION

### 9.1. Price

For information about the price of the modification kits and/or components, or for aid, contact the Airbus Helicopters Network Sales and Customer Relations Department.

#### 9.2. Availability

Contact the Sales and Customer Relations Department to know the delivery lead times.

#### 9.3. Procurement

Send an order for the necessary quantities to the Airbus Helicopters Network Sales.

#### 9.4. Mixability

No mixed solutions and combinations of parts from before modification solution and after modification solution are permitted.

#### 9.5. LIST OF NEW MATERIALS

Individual Spares List				
Item	Designation	Reference	MFC	QTY
1	Banjo screw	350A08-2321-20	F0210	3

Consumables, Materials and Expendables			
Designation	Reference	MFC	QTY
None			

Special Tools				
Item	Designation	Reference	MFC	QTY
None				



#### 9.6. LIST OF EXISTING PARTS

INTERCHANGEABLE PARTS				
Old Reference	Designation	New Reference	Interch	See Notes
702A30030722	Banjo screw	350A08-2321-20	one way	(1)
NOTE(S)				
(1) Discard the part with the old reference.				

#### 10. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTION

Comply with the accomplishment procedure [67-30-0001, 933](#)

#### 11. ADDITIONAL INFORMATION

Not applicable.

End of section

## ACCOMPLISHMENT PROCEDURE 67-30-0001, 933

### 1. APPLICABILITY

Model:	AS350
Version:	B, B1, B2, B3, BA, BB, D, L1
Helicopters PREMOD:	073178 and 073221
Component affected:	SC5081 (704A44831123) or SC5081-1 (704A44831137) or SC5082 (704A44831124) or SC5082-1 (704A44831136) or SC5083 (704A44831141) or SC5084 (704A44831140) or 702A30030722

### 2. GENERAL INFOS

- AMM - Aircraft Maintenance Manual
- FOD - Foreign Object Damage
- HESLO - Helicopter External Sling Load Operations
- IN - Information Notice
- MET - Maintenance Manual
- MOD - Modification
- MTC - Standard Practices Manual
- PAO - Pilot Assisted Oscillation
- PIO - Pilot Induced Oscillation
- SIN - Safety Information Notice

### 3. PRELIMINARY REQUIREMENTS

#### 3.1. Applicable Documents

- Handling of helicopters in a hangar and in a prepared area - Handling [MTC 20-07-01-201](#)
- Recommendations for working at height - Human factors approach - Safety instructions [MTC 20-07-02-212](#)
- Appearance checks on an aircraft after inspection or repair - Technical instructions [MTC 20-07-03-408](#)
- Drafting and updating the log card (FM) - General rules applicable to aircraft [MTC 20-08-05-101](#)
- General safety instructions - Hydraulic assemblies - General [AMM 29-00-00, 3-1](#)
- Stripping / Dressing - Main servocontrol - Rotor actuators (Single hydraulic) [AMM 67-32-00, 4-2](#)
- General hydraulic instructions - Hydraulic systems [MET 29-00-00-301](#)
- Accessories installed on the main rotor actuator: Removal - Installation - Rotor actuators / Load compensator [MET 67-30-00-401](#)

### 3.2. Set up

- Handling of helicopters in a hangar and in a prepared area - Handling [MTC 20-07-01-201](#)
- Install the applicable access means.
- Remove and/or open all applicable cowlings, panels, doors and other items of equipment to get access to the different work areas.

### 3.3. Special tools

None

### 3.4. Materials

None

### 3.5. Spares

Designation	Reference	MFC	QTY
Banjo screw	350A08-2321-20	F0210	3

### 3.6. Safety conditions



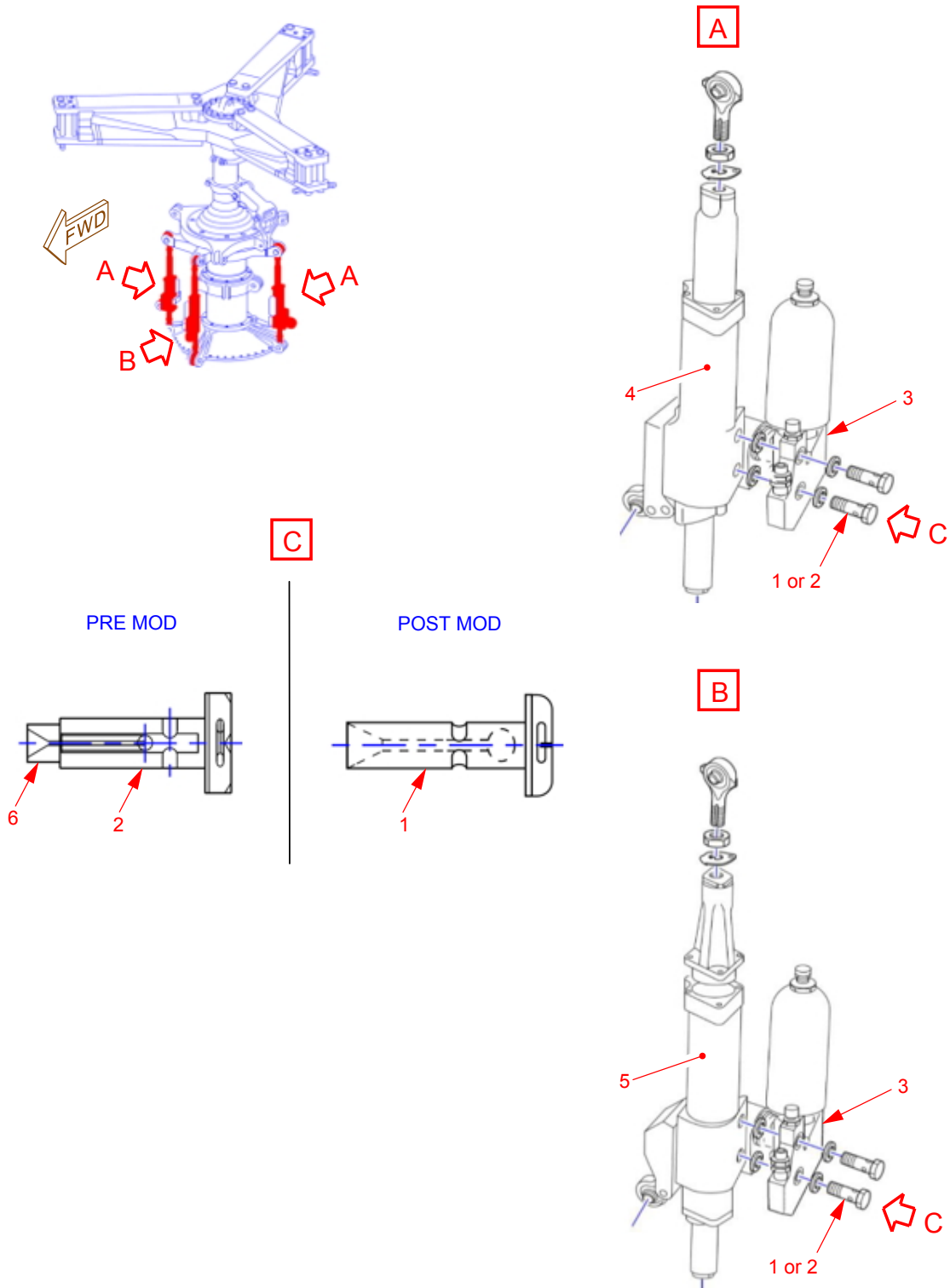
## 4. PROCEDURE

- 4.1. Remove the banjo screws (2) ([Figure 1](#)) from the manifold assemblies (3) of the main servo-controls (4) and (5):
- For helicopter version B2 or B3, refer to Stripping / Dressing - Main servocontrol - Rotor actuators (Single hydraulic) [AMM 67-32-00, 4-2.](#)
  - For helicopter version B, BA, BB, B1, D or L1, refer to Accessories installed on the main rotor actuator: Removal - Installation - Rotor actuators / Load compensator [MET 67-30-00-401.](#)
- 4.2. Discard the banjo screws (2) and, if installed, their restrictors (6).

### NOTE

For helicopters POST MOD 073152, a restrictor (6) is installed in the banjo screw (2).

- 4.3. Install the Banjo screw 350A08-2321-20 (1) on the manifold assemblies (3) of the main servo-controls (4) and (5):
- For helicopter version B2 or B3, refer to Stripping / Dressing - Main servocontrol - Rotor actuators (Single hydraulic) [AMM 67-32-00, 4-2.](#)
  - For helicopter version B, BA, BB, B1, D or L1, refer to Accessories installed on the main rotor actuator: Removal - Installation - Rotor actuators / Load compensator [MET 67-30-00-401.](#)



**Figure 1**

## 5. CLOSE UP

- 5.1. Remove all the tools, the materials and the equipment from your work area.
- 5.2. Install or close all cowlings, panels, doors and items of equipment that you removed and/or opened during the set-up.
- 5.3. Appearance checks on an aircraft after inspection or repair - Technical instructions [MTC 20-07-03-408](#)
- 5.4. Set the helicopter to flight condition.
- 5.5. For helicopter version B2 or B3, do the ground run-up operations in the paragraph "After installation". General safety instructions - Hydraulic assemblies - General [AMM 29-00-00. 3-1](#)
- 5.6. For helicopter version B, B1, BA, BB, D or L1, do the ground run-up operations in the paragraph "After assembly". General hydraulic instructions - Hydraulic systems [MET 29-00-00-301](#)
- 5.7. Record compliance with this Service Bulletin, in the helicopter documents.
- 5.8. Record the full integration of modification 073178 in the helicopter documents.
- 5.9. Record compliance with this Service Bulletin and full integration of modification 073178, in the Log Card of the main servo-controls. Refer to Drafting and updating the log card (FM) - General rules applicable to aircraft [MTC 20-08-05-101](#)
- 5.10. Record compliance with this Service Bulletin (see IN 3785-I-00 for instructions): QR code or hypertext link.



SB AS350-67-30-0001

End of service bulletin