

# RAPPORT

SL 2018/10



## RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE PÅ HØYLAND, HÅ KOMMUNE I ROGALAND 30. APRIL 2016 MED AIRBUS HELICOPTERS AS 350 B3, LN-OSG

 This report is also available in English

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

ISSN 1894-5902 (digital utgave)

Statens havarikommisjon for transports virksomhet er hjemlet i lov 11. juni 1993 nr. 101 om luftfart § 12-1 jf. forskrift 19. desember 2014 nr. 1848 om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart § 3.

Foto: SHT og Trond Isaksen/OSL

**RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE PÅ HØYLAND, HÅ KOMMUNE I ROGALAND  
30. APRIL 2016 MED AIRBUS HELICOPTERS AS 350 B3, LN-OSG**

Statens havarikommisjon for transport  
Postboks 213  
2001 Lillestrøm  
Telefon: 63 89 63 00  
Faks: 63 89 63 01  
<http://www.aibn.no>  
E-post: [post@aibn.no](mailto:post@aibn.no)

Avgitt dato: 13.11.2018  
SL Rapport: 2018/10

---

Denne undersøkelsen har hatt et begrenset omfang. Av den grunn har SHT valgt å benytte et forenklet rapportformat. Rapportformat i henhold til retningslinjene gitt i ICAO Annex 13 benyttes bare når undersøkelsens omfang gjør dette påkrevd.

---

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

**Luftfartøy:**

- Type og reg.: Airbus Helicopters AS 350 B3, LN-OSG
- Produksjonsår: 2011
- Motor: Turbomeca Arriel 2B1

Operatør: Pegasus Helicopter AS

Radiokallsignal: HAK35

Dato og tidspunkt: Lørdag 30. april 2016 kl. 1220

Hendelsessted: På en mikroflystripe på Høyland, Hå kommune i Rogaland

ATS luftrom: Ikke-kontrollert luftrom klasse G

Type hendelse: Luftfartsulykke, kontrolltap i hover i lav høyde etter at hydraulikksystemet ble slått av ved en ubevisst handling.

Type flyging: Ervervsmessig, ferdighetsprøve (PC)

Værforhold: METAR ENZV 301020Z 10012KT 9999 FEW012 SCT025 BKN035  
08/02 Q1013 TEMPO SHRA=

Lysforhold: Dagslys

Flygeforhold: VMC

Reiseplan: VFR

Antall om bord: 2

Personskader: Ingen

Skader på luftfartøy: Totalskadet. Hovedgearboks og motor slått løs, hovedrotor ødelagt, motorbrann og avslått halebom.

Andre skader: Noe skade på åker.

**Fartøysjef:**

- Alder: 33 år
- Sertifikat: PPL(H)
- Flygererfaring: Totalt: 225 timer, hvorav 83 på aktuell type. Siste 90 dager: 30 timer hvorav alt på aktuell type. Siste 24 timer: 2 timer.

**Kontrollant:**

- Alder: 55 år
- Sertifikat: CPL(H), FE (H)
- Flygererfaring: Totalt: 11 500 timer, hvorav ca. 5 000 på aktuell type. Siste 90 dager: 70 timer hvorav 5 på typen. Siste 24 timer: 2 timer, hvorav 0 på typen.

Informasjonskilder: «NF-2007 Rapportering av ulykker og hendelser i sivil luftfart» fra selskapet og Avinor, Pegasus Helicopter AS sin internundersøkelse, samt SHTs egne undersøkelser.

**FAKTISKE OPPLYSNINGER**Hendelsesforløp

Fartøysjefen skulle gjennomføre en årlig ferdighetsprøve (PC – Proficiency Check) for rettighetene til å fly helikopter av typen AS 350. Han hadde avtalt med kontrollanten å utføre flygingen lørdag morgen. Han kjørte til Stavanger lufthavn Sola (ENZV) og klargjorde LN-OSG (Preflight) ca. kl. 0800. Kontrollanten ankom Sola med fly og ble møtt av fartøysjefen.

Sammen gikk de igjennom øvelsene som skulle inngå i ferdighetsprøven. Dette inkluderte å simulere tap av hydraulisk trykk fra hydraulikkpumpen i hover, noe som skulle gjøres ved å aktivere «HYD TEST» bryteren på midkonsollet. Poenget med å utføre dette var å sette helikopteret kontrollert ned på bakken før akkumulatorene på de tre hydrauliske servoaktuatorene som beveger swashplate og derved hovedrotorbladenes vridning ble tømt. Etter at aktuatorene tømmes er det ikke lenger hydraulisk assistanse til kontroll av helikopteret. Tap av hydraulisk trykk medfører at flygeren må bruke store krefter for å bevege kontrollene, noe som blir særlig utfordrende i hover.

LN-OSG tok av fra Sola kl. 1200 og satte kursen mot en mikroflystripe i Hå kommune. Dette er rett syd for kontrollsonen på Sola. Da de ankom området ved flystripen skiftet de til lokal radiofrekvens 123,50 MHz samtidig som de lyttet på frekvensen for Sola innflyging (APP) på 119,60 MHz.

Fartøysjefen gjennomførte først to simulerte motorkutt i lav høyde og gjorde deretter en bratt innflyging til flystripen. Hover ble etablert i en høyde på ca. 1-2 meter over bakken. Som planlagt og briefet på forhånd aktiverte så kontrollanten «HYD TEST» bryteren. Rett etterpå slo fartøysjefen «HYD OFF» bryteren på collective til av, antagelig som en ubevisst handling. Umiddelbart etterpå slo han denne bryteren på igjen, for å korrigere feilen.

Helikopteret begynte å dreie mot venstre, og kontrollanten bisto ved å gi kompensierende pedal. Helikopteret ble ustabil i horisontalplanet og beveget seg mot venstre ut over et jorde. Kontrollanten sa: «My controls», og prøvde å få kontroll på helikopteret. Han observerte i denne fasen at «HYD OFF» bryteren sto i normal posisjon, og antok at helikopteret hadde en reell hydraulisk feil. De ukontrollerbare bevegelsene ble så store at hovedrotorbladene slo i bakken og i helikopterets halebom. Helikopteret kom til ro stående på understellet og motoren ble stoppet før helikopteret ble evakuert. Det oppstod brann i motorrommet.

Skadeomfang på skrog

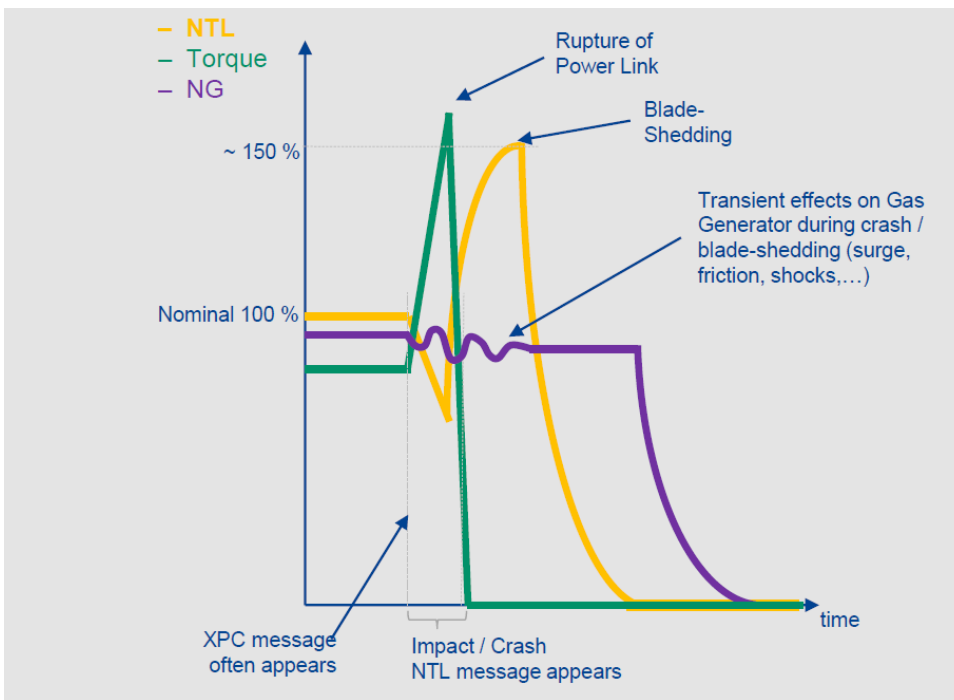
Tre av hovedgearboksens fire innfestingsstag ble slitt av da rotorbladene traff bakken. Hovedrotorbladene knakk og bakre del av halebommen ble slått av. Hovedgearboksen og motoren ble slått over mot høyre (se figur 1).



Figur 1: Skadeomfang. Foto: Politiet

### Skadeomfang på motor og dynamiske komponenter

Drivakselen mellom motor og hovedgearboks ble vridd av på grunn av sjokkbelastningen som oppstod når rotorbladene traff bakken. Motorens modul 5, reduksjonsgearboksen, desintegrerte, som et resultat av skadeforløpet. Friturbinen, som ble fullstendig frikoblet, akselererte raskt opp mot et turtall hvor turbinbladene er designet til å separere fra bladroten, som er turbinbladets innfesting til turbinhjulet (se figur 4). Dette skjer ved ca. 150 % friturbin turtall (NTL). Figur 2 viser et typisk hendelsesforløp ved brudd på drivlinje mellom motor og hovedgearboks.



Figur 2: Typisk hendelsesforløp ved frikopling av friturbin. Kilde: Safran Helicopter Engines

Konsekvensen av at motorens reduksjonsgearboks desintegreerte var at begge sensorene som gir friturbinens turtall (NTL på figur 2) til motorens elektroniske kontroll (DECU) ble ødelagt. Motordata lagres i motorens DECU. Disse dataene ble hentet ut og viser motorparameterne etter at hovedrotoren traff bakken og halebommen. Dataene viser at DECU fungerte slik den var designet til å gjøre. Det vil si at den i tilfelle tap av informasjon om friturbinens turtall (NTL) «fryser» drivstofftilførselen på det nivået som korresponderer med kraftpådraget som var da NTL signalet forsvant. Reguleringen av drivstofftilførselen ble overført til «Engine Back-up Control Ancillary Unit» (EBCAU), som prøvde å holde mellom 100,5 % og 103,5 % NTL. Den aktuelle drivstofftilførselen til motoren fra og med det tidspunktet EBCAU tok over er ukjent.

## LN-OSG – DECU Memories Readout Review

### Context Recordings : Main Findings

Flight	Crash & Rupture of Power Link		Red "GOV" → DECU freezes HMU's Stepper Motor → Fuel Flow control handed over to EBCAU (neutral position = no)					Engine Stopped		
f (sec)	0	+ 0.7	+ 0.8	+ 2.5	+ 3.1	+ 4.2	+ 4.7	+ 6.3	< 17 sec	
NG (%)	93.9	93.8	91.8	94.2	93.7	100.4	100.3	101.7	4.8	4.7
NTL (%)	56.3	66.2	33.5	34.3	70.4	34.3	70.4	70.4	34.3	70.4
dNTL / dt (%/s)	-181.1	-110.2	20.3	0	0	0	0	0	0	0
T4 (°C)	727	727	700	857	844	1019	956	1012	1019	1020
Torque (daNm)	Max 150			0	0	0	0	0	0	0
Fuel Flow (XR *)	42.9	43.5	43.1	43.1	43.1	43	43.1	43.1	43.1	43.1
Neutral position	yes	yes	yes	no	no	no	no	no	no	no
Message	XPC	XPC NTL	XPC NTL	XPC NTL Torque	XPC NTL Torque	XPC NTL Torque T4	XPC NTL Torque T4	XPC NTL Torque T4	XPC NTL Torque T4 P3_drift / Extinction	XPC NTL Torque T4 P3_drift / Extinction
	<b>1</b>			<b>2</b>					<b>3</b>	

3 Safran Helicopter Engines - Confidential - 17 March 2017 - D2S/TEA

This document and the information therein are the property of Safran. They must not be copied or communicated to a third party without the prior written authorization of Safran

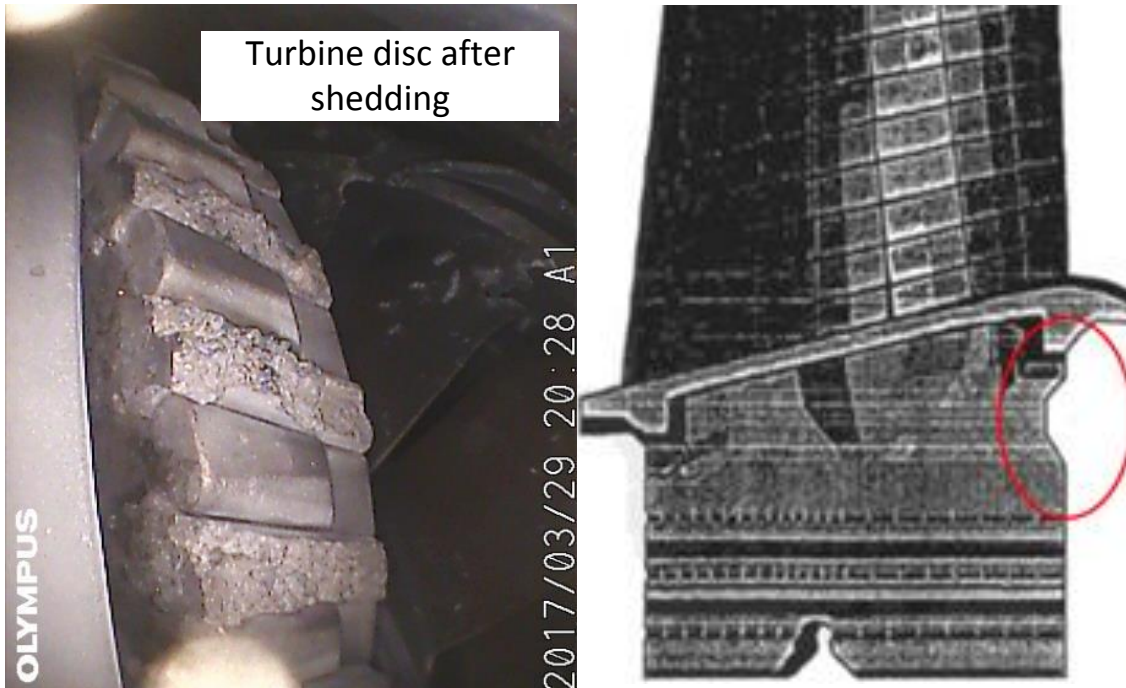


Figur 3: Data fra DECU. Kilde: Safran Helicopter Engines

Følgeskadene som oppstod på motoren på grunn av at turbinbladene separerte medførte at forbrenningsgasser trengte ut i motorrommet fra gassgeneratorordelen av motoren som fortsatte å gå på grunn av at EBCAU prøvde å holde friturbinturtallet (NTL) på 100 %.

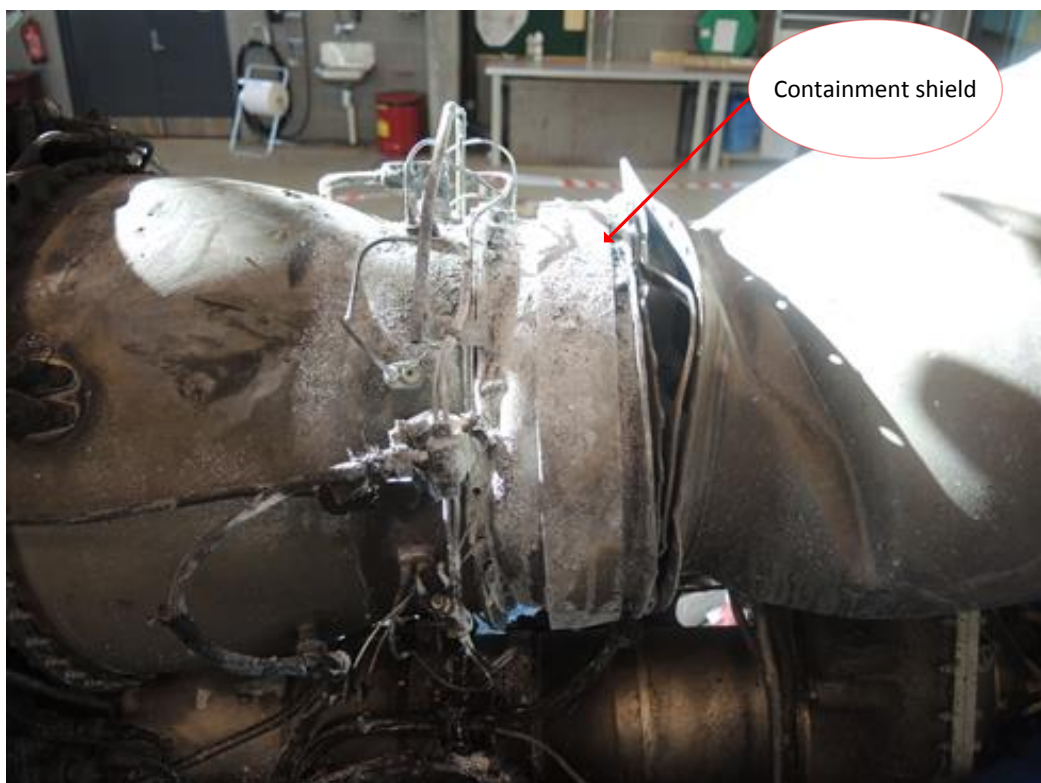
### Brannforløp

Turbinbladene på friturbinen er konstruert slik at de på ca. 150 % turtall ryker ved innfestingen i turbindisken og separerer fra friturbinhjulet (se figur 4).



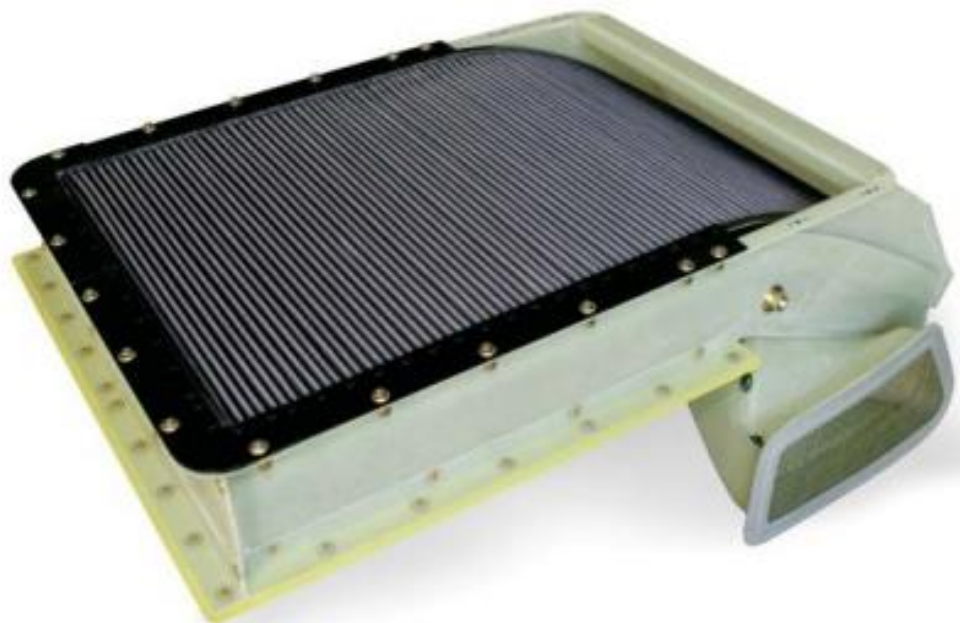
Figur 4: Turbinhjul etter shedding og turbinblad med designet bruddpunkt. Foto: Safran Helicopter Engines

Hensikten med dette designet er å sikre at friturbinen ikke kommer opp i et turtall på ca. 170 %, noe som ville medført at turbindisken hadde desintegert og gjort atskillig større skade på grunn av splinter fra turbinhjulet som hadde blitt kastet ut. Turbinbladfragmentene ble fanget opp av motorens «containment shield». Selv om «containment shield» fanget opp turbinbladfragmentene, forårsaket den kinetiske energien i turbinbladene at turbincasingen ble deformert. Derved oppstod det passasje for forbrenningsgasser med høy temperatur fra motoren ut i motorrommet (se figur 5).



Figur 5: «Containment shield» og deformert turbincasing. Foto: SHT

Det oppstod brann som også spredte seg frem til motorens luftinntak som var utstyrt med et luftfilter (se figur 6). Filtermaterialet var innsatt med olje, og ment å hindre små partikler i å følge luftstrømmen inn i motoren. Luftfilteret ble fullstendig oppbrent (se figur 7). Motoren og dens eksterne komponenter hadde kun mindre skader på grunn av høy temperatur.



Figur 6: Luftinntaksfilter. Kilde: FDC/aerofilter





Figur 7: Motordeksel med oppbrent luftinntaksfilter. Foto: SHT

Data fra helikopterets digitale drivstoffkontroll (DECU) viser at motorens gassgenerator gikk med et turtall (NG) på ca. 100 % i ca. 6 sekunder etter at helikopteret traff bakken. Derved fortsatte det å lekke varme eksosgasser ut i motorrommet. Tolkning av data fra DECU indikerer at gassgeneratoren mistet drivstofftilførselen etter ca. 10 sekunder og kom til ro etter ca. 17 sekunder.

Besetningen merket røyklukt, og tok med seg brannslukkeren fra cockpit da de evakuerte helikopteret. De prøvde å slukke brannen med den medbrakte brannslukkeren, noe som var forgjeves. Vitner til ulykken kom til med brannslukkere, og fikk kontroll på brannen. Ca. 10 minutter senere kom en brannbil til ulykkesstedet og skumla helikopteret.

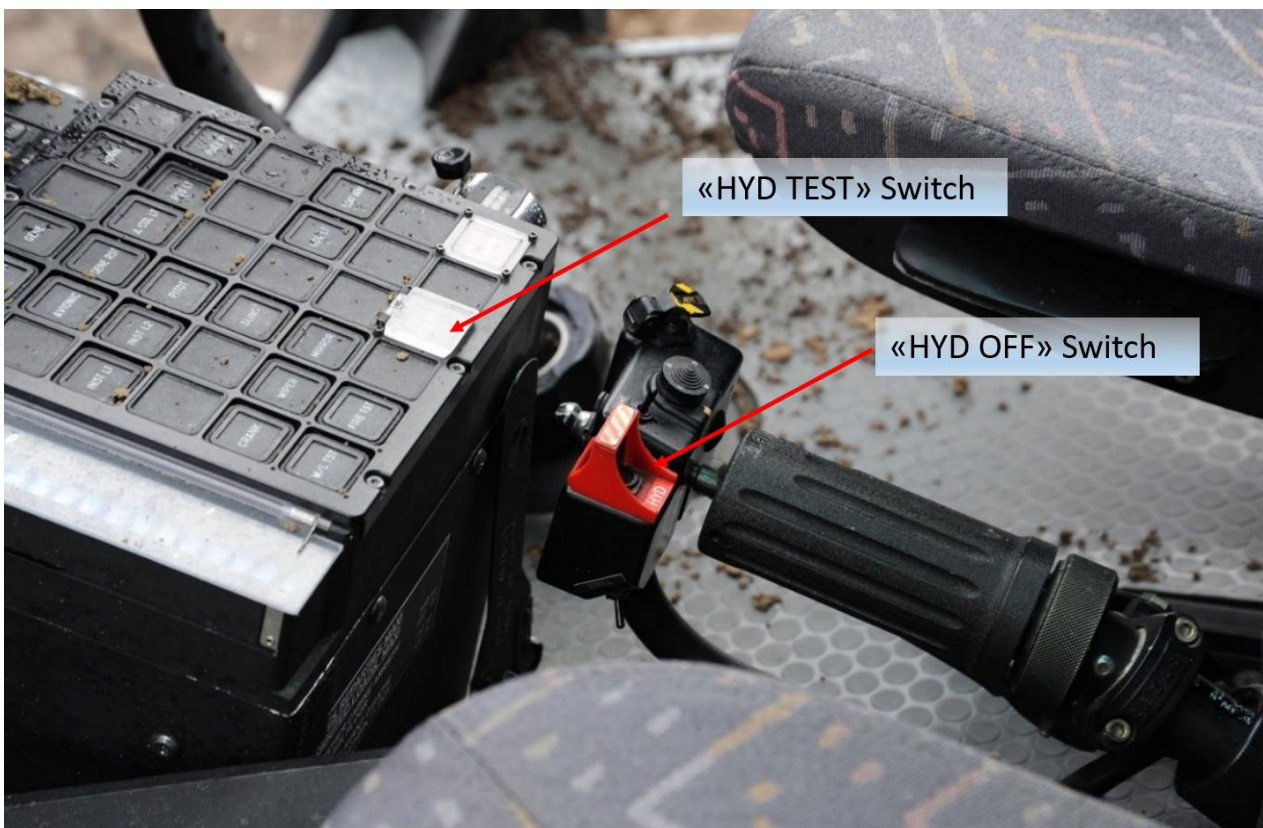
### Hydraulikksystemet

Helikopterets hydraulikksystem er av en-krets typen. Tre servoaktuatorer beveger swashplate og kontrollerer hovedrotor. Disse servoaktuatorene er utstyrt med akkumulatører hvor trykket bygges opp til hydraulikksystemets driftstrykk etter oppstart. I tillegg er det en servoaktuator som beveges av pedalene for halerotorkontroll. Denne er utstyrt med en hydraulisk belastningskompensator.

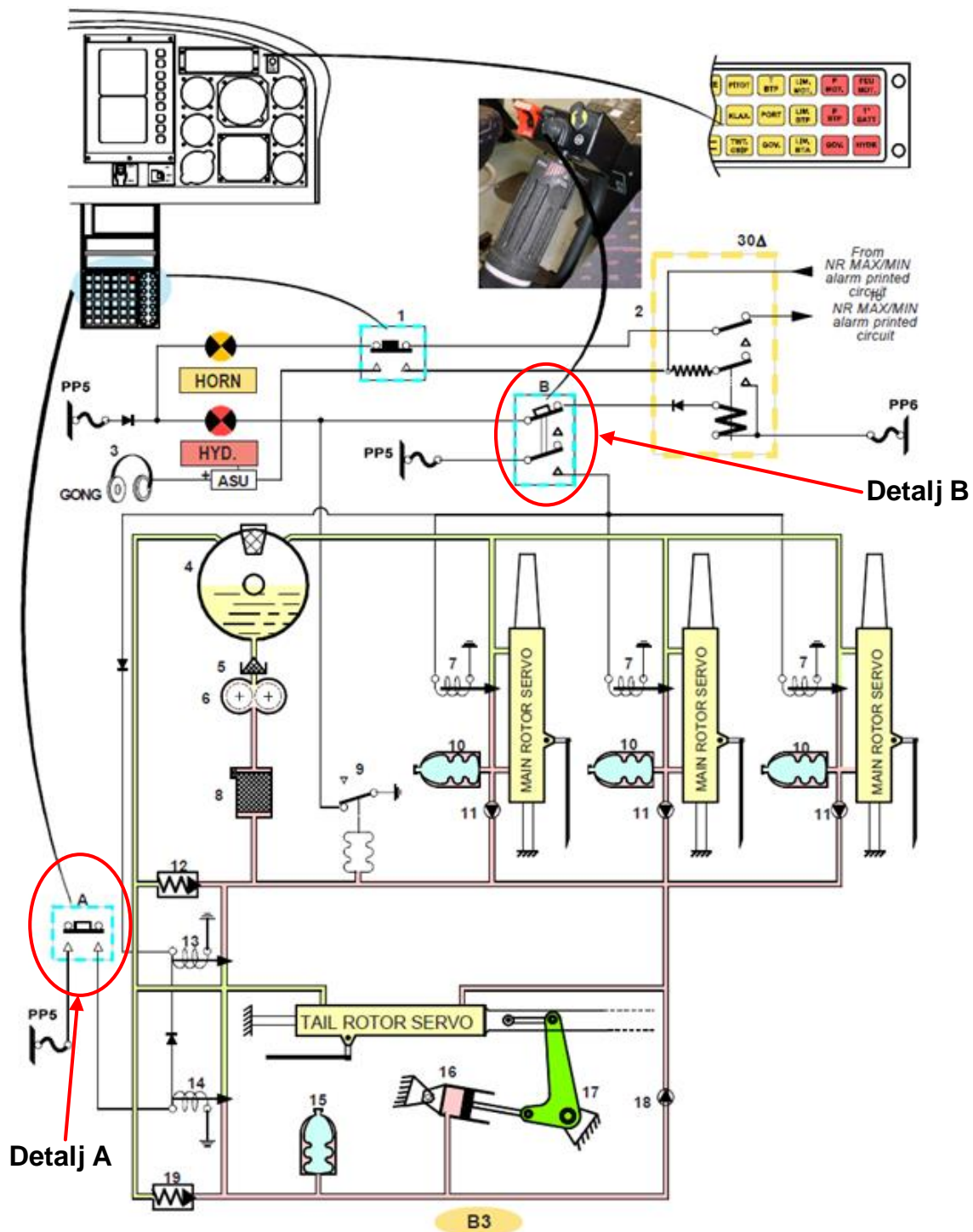
Denne belastningskompensatoren assisterer permanent ved bortfall av hydraulisk trykk. Intensjonen med akkumulatorene på servoaktuatorene for hovedrotorkontroll er å ha en trykkreserve i tilfelle hydraulikksystemets trykk skulle falle vekk. Denne trykkreserven er ment til å kunne få justert helikopterets hastighet til ca. 40–60 kts med hydraulisk assistanse. Ved denne hastigheten kan helikopteret manøvreres uten å bruke store krefter på å bevege cyclic og collective.

Hydraulikksystemet har to kontrollbrytere som kan betjenes av flygeren.

- Aktivisering av «HYD TEST» bryteren (se figur 8 og detalj «A» på figur 9) medfører at hydraulikkoljen fra pumpen går i retur til tank, mens akkumulatorene på hovedrotorens servoaktuatorer beholder det opparbeidede trykket. Hydraulikktrykket forsvinner både i belastningskompensatoren som er en del av halerotorkontrollsystemet og servoaktuatoren for halerotorkontroll. Å fjerne trykket fra belastningskompensatoren gjør at pedalene kan sentreres før oppstart. Ved flyging blir det «hardere» pedaler når denne bryteren er aktivert. Hensikten med denne bryteren er primært å sjekke at flygekontrollene er servoassisterte ved hjelp av akkumulatortrykk etter oppstart. Dette er en del av normal sjekklister for oppstart av helikopteret. Sekundært benyttes bryteren under trening for å simulere tap av trykk fra hydraulikkpumpe.
- På collective spaken til flygeren som sitter i primærposisjonen (høyre sete) er det en kontrollbryter (se figur 8 og detalj «B» på figur 9) som ved aktivisering gjør hydraulikksystemet trykløst, og som åpner retur til tank fra servoaktuatorenes akkumulatører. Trykket i belastningskompensatoren i halerotorkontrollsystemet beholdes. Derved er det kun manuelle krefter på cyclic og collective som kontrollerer hovedrotor. Hensikten med denne bryteren er å kontrollere at hydraulikksystemet fungerer etter oppstart, samt å kunne slå av systemet ved hydraulikkfeil. Hydraulisk feil på en av aktuatorene til kontroll av hovedrotor kan gi asymmetriske krefter på cyclic med påfølgende kontrollproblemer.



Figur 8: HYD TEST bryter på bryterkonsoll, og HYD OFF bryter med deksel på collective. Foto: SHT



Figur 9: Hydraulikksystem AS 350 B3. Kilde: Airbus Helicopters

Da kontrollanten aktiverte «HYD TEST» bryter, og fartøysjefen deretter umiddelbart aktiverte «HYD OFF» bryter oppsto en sekvens av hendelser i helikopterets hydraulikksystem:

1. Aktiveringen av «HYD TEST» bryter gjorde hydraulikksystemet trykkløst, mens akkumulatorene på servoaktuatorene til hovedrotorkontroll beholdt trykket.
2. Trykket til servoaktuator for halerotorkontroll forsvant.
3. Belastningskompensatoren i halerotorkontrollsystemet mistet trykket.

4. Pedalene til halerotorkontroll ble «harde».
5. Aktiveringen av «HYD OFF» bryter på collective medførte at trykket i akkumulatorene på servoaktuatorene til hovedrotorkontroll forsvant umiddelbart.
6. På grunn av at helikopteret var i hover, endret intensitet og retning på krefter som påvirket cyclic og collective stikke seg raskt.

At dette skjedde i hover ga for små marginer for å korrigere situasjonen. Med «HYD TEST» bryteren aktivert ga det å slå «HYD OFF» bryteren på fartøysjefens collective tilbake til normal posisjon ikke noen effekt. Med «HYD TEST» bryteren aktivert gikk oljen fra hydraulikkpumpen i retur til tank uavhengig av «HYD OFF» bryterens posisjon.

#### Begrensninger gitt i Airbus Helicopters operative dokumentasjon

##### Flygehåndbok

Airbus Helicopters Flight Manual Supplement 7 «Hydraulic Failure Training Procedure» sier at simulering av hydraulikkfeil skal bli utført fra en «steady cruise flight condition» som beskrevet i «STEP 1. FAILURE SIMULATION» i flygehåndbokens Supplement 7. Det finnes ingen prosedyre for simulering av hydraulikkfeil i en hover situasjon.

##### Annen dokumentasjon

For å bidra til god forståelse av prosedyren for trening på hydraulikkfeil har Airbus Helicopters laget en video filmet i cockpiten på AS 350 B3e med standard enkelt hydraulikksystem. Videoen beskriver de forskjellige trinnene av denne prosedyrene, og belyser feil som må unngås. Denne videoen er relevant for alle typer AS 350/550 med enkelt hydraulikksystem.

[EASA Safety information Bulletin 2018-13](#) utstedt 4. september 2018 og Airbus Helicopters Safety Information Notice No. 3246-S-29 utstedt 9. juli 2018 forklarer grunnen til denne videoen. Airbus Helicopters Safety Information Notice No. 3246-S-29 inneholder også en link til denne videoen og introduserer endringer i flygehåndboken (Section 4, supplement 7).

##### Proficiency Check (PC)

En PC har til hensikt å verifisere en flygers evne og kunnskap til å operere en helikoptertype. Dette er en årlig ferdighetsprøve (PC) som gjennomføres i regi av kontrollant oppnevnt av Luftfartstilsynet. Bestått PC gir en årlig forlengelse av sertifikatrettighetene på helikoptertypen. Luftfartstilsynet gir den enkelte kontrollant rettigheter til å gjennomføre PC, og det finnes oversikt over godkjente kontrollanter på Luftfartstilsynets hjemmeside.

Kontrollanter som arbeider i organisasjoner som ikke opererer den fartøytypen som det skal utføres PC på, må selv sørge for å få tilgang til oppdatert operativ dokumentasjon. Organisasjonen hvor PC'en skal utføres må gi kontrollanten tilgang til nødvendig dokumentasjon.

## **HAVARIKOMMISJONENS VURDERINGER**

Ved denne ulykken ble helikopteret operert utenfor de begrensninger som er angitt i dokumentasjonen fra helikopterfabrikanten. Simulering av hydraulikkfeil skjedde i dette tilfellet i hover i stedet for i «steady cruise flight condition» som beskrevet i supplement 7 i flygehåndboken. I tillegg ble «HYD OFF» bryteren på collective utilsiktet satt til «OFF» umiddelbart etter at «HYD

TEST» bryteren ble aktivert da helikopteret var i hover. Dette medførte totalt tap av hydraulisk assistanse med påfølgende tap av kontroll.

I dette tilfellet ble det benyttet en ekstern kontrollant. Denne kontrollanten var tilsatt i en organisasjon som ikke opererte denne typen helikopter, han var dog godt kjent med helikoptertypen fra tidligere ansettelsesforhold i selskap som opererte AS 350 B3. Som flyger i et selskap som ikke opererer den aktuelle fartøytypen, har han ikke enkel tilgang til den operative dokumentasjonen som fabrikanten utsteder. Det påligger kontrollanter å sørge for at de har oppdatert informasjon tilgjengelig for å forberede seg for ferdighetsprøver som skal gjennomføres. Det påligger også selskapet hvor ferdighetsprøve skal utføres å forsikre seg om at kontrollanten som skal benyttes er oppdatert på helikoptertypens operative prosedyrer.

Denne ulykken skjedde med relativt små havarikrefter. Kabinseksjonen var intakt, og helikopteret ble stående på understellet da alt kom til ro. Likevel ble det brann på grunn av følgeskader som oppstod. I dette tilfellet var besetningen om bord fysisk uskadet, og evakuerte helikopteret på egenhånd. Hadde besetningen blitt skadet på en slik måte at de ikke var i stand til å ta seg ut av helikopteret, kunne ulykken fått et alvorligere utfall.

Etter at denne ulykken skjedde har Airbus Helicopters utgitt en Safety Information Notice som belyser utfordringene knyttet til trening av hydraulikkbortfall. Det fremmes dermed ingen sikkerhetstilråding til EASA/Airbus Helicopters om dette.

Havarikommisjonen fremmer to sikkerhetstilrådingen i forbindelse med at varme forbrenningsgasser lakk ut i motorrommet på grunn av at motoren fortsatte å gå etter at helikopteret kom til ro, og brann oppstod som konsekvens.

Airbus Helicopters/Safran Helicopter Engines bes utrede og foreslå tekniske løsninger for å redusere brannrisikoen i situasjoner hvor motoren fremdeles går etter at friturbinen har separert og NTL signal mangler.

EASA bes om å følge opp eventuelle løsninger foreslått av fabrikantene, og å gjøre slike endringer obligatoriske.

## **SIKKERHETSTILRÅDINGER**

### **Sikkerhetstilråding SL nr. 2018/13T**

Den 30. april 2016 var AS 350 B3, LN-OSG utsatt for en ukontrollert landing som medførte at hovedrotorbladene slo i bakken og i helikopterets halebom. Motoren fortsatte å gå etter at friturbinen hadde kastet turbinbladene. Turbinbladene ble kastet etter at motorens reduksjonsgearboks ble ødelagt, og friturbinen ble frikoblet og akselererte forbi den hastigheten den var konstruert for å tåle. Konsekvensen ble at varme eksosgasser trengte ut i motorrommet, og det oppstod brann.

Statens havarikommisjon for transport tilrår at Airbus Helicopters i samarbeid med Safran Helicopter Engines arbeider for å finne tekniske løsninger for AS 350 helikoptre med Arriel 2 motorer så vel som andre helikoptertyper som har tilsvarende Arriel motorinstallasjoner. Hensikten med dette arbeidet må være å finne måter å redusere risikoen for brannutvikling etter ulykker hvor turbinbladene har separert fra friturbinhjulet.

### **Sikkerhetstilråding SL nr. 2018/14T**

Den 30. april 2016 var AS 350 B3, LN-OSG utsatt for en ukontrollert landing som medførte at hovedrotorbladene slo i bakken og i helikopterets halebom. Motoren fortsatte å gå etter at friturbinen hadde kastet turbinbladene. Turbinbladene ble kastet etter at motorens reduksjonsgearboks ble ødelagt, og friturbinen ble frikoblet og akselererte forbi den hastigheten den var konstruert for å tåle. Konsekvensen ble at varme eksosgasser trengte ut i motorrommet, og det oppstod brann.

Statens havarikommisjon for transport tilrår at EASA vurderer muligheten av å gjøre endringer som utvikles av Airbus Helicopters i samarbeid med Safran Helicopter Engines obligatoriske.

Statens havarikommisjon for transport

Lillestrøm, 13. november 2018