



Avgitt februar 2023

RAPPORT

LUFTFART 2023/02

***Luffartsulykke 8 km vest-nordvest for
Larvik i Vestfold og Telemark 23.
november 2021 med Diamond DA 42 NG,
LN-PFM, operert av Pilot Flight Academy***



This report is also available in English

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

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

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

Innholdsfortegnelse

| | |
|---|-----------|
| MELDING OM LUFTFARTSULYKKEN..... | 4 |
| SAMMENDRAG | 5 |
| 1. FAKTISKE OPPLYSNINGER..... | 7 |
| 1.1 Hendelsesforløp..... | 7 |
| 1.2 Personskader..... | 11 |
| 1.3 Skader på luftfartøy..... | 11 |
| 1.4 Andre skader..... | 11 |
| 1.5 Personellinformasjon..... | 11 |
| 1.6 Luftfartøy..... | 13 |
| 1.7 Været..... | 21 |
| 1.8 Navigasjonshjelpemidler | 26 |
| 1.9 Samband | 26 |
| 1.10 Flyplasser og hjelpemidler..... | 26 |
| 1.11 Flyregistratorer..... | 26 |
| 1.12 Havaristedet og flyvraket..... | 27 |
| 1.13 Medisinske og patologiske forhold | 30 |
| 1.14 Brann | 30 |
| 1.15 Overlevelsesaspekter..... | 31 |
| 1.16 Spesielle undersøkelser..... | 31 |
| 1.17 Organisasjon og ledelse..... | 44 |
| 1.18 Andre opplysninger | 50 |
| 1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder | 53 |
| 2. ANALYSE..... | 58 |
| 2.1 Innledning | 58 |
| 2.2 Hendelsesforløp..... | 58 |
| 2.3 Flyegeegenskapene til DA 42 NG | 60 |
| 2.4 Flyskolen..... | 60 |
| 2.5 Mulige årsakssammenhenger | 61 |
| 2.6 Overlevelsesaspekter..... | 64 |
| 3. KONKLUSJON..... | 66 |
| 3.1 Hovedkonklusjon..... | 66 |
| 3.2 Undersøkelsesresultater | 66 |
| 4. SIKKERHETSTILRÅDINGER..... | 69 |
| FORKORTELSER | 71 |
| VEDLEGG | 73 |

Rapport om luftfartsulykke

Tabell 1: Hendelsesdata

| | |
|-------------------------------|---|
| Luftfartøy: | Diamond Aircraft Industries GmbH DA 42 NG |
| Nasjonalitet og registrering: | Norsk, LN-PFM |
| Eier: | Sky Management AS, Notodden |
| Bruker: | Pilot Flight Academy, Sandefjord |
| Besetning: | 2 (Instruktør/fartøysjef og elev) |
| Passasjerer: | 1 |
| Havaristed: | I skogsterreng i Askedalsåsane 8 km vest-nordvest for Larvik, Vestfold og Telemark (N 59.063 Ø 009.888) |
| Havaritidspunkt: | Tirsdag 23. november 2021 estimert til kl. 09:10:26 |

Alle tidsangivelser i denne rapport er lokal tid (UTC + 1 time) hvis ikke annet er angitt.

Melding om luftfartsulykken

Tirsdag 23. november 2021 kl. 0937 mottok Havarikommisjonens beredskapsvakt varsel fra lufttrafikkjenesten på Torp om at det hadde skjedd en ulykke med et skolefly fra Pilot Flight Academy. Det hadde blitt observert røyk fra området nær Bommestad, nær der E18 krysser Numedalslågen ved Larvik. Dette viste seg ikke å ha tilknytning til ulykken. Havaristedet ble senere omtalt som nær Tvedalen i øvingsområdet Helgeroa 1. Det ble kjent at tre personer hadde omkommet og tre havariinspektører reiste til havaristedet hvor de ankom litt før kl. 1400 samme dag.

I henhold til ICAO Annex 13 Aircraft Accident and Incident Investigation underrettet SHK havarikommisjonen i produsentlandet Østerrike, the Austrian Federal Investigation Authority og havarikommisjonen i propellenes produsentland Tyskland, Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU). Havarikommisjonene utnevnte akkrediterte representanter som bidro i undersøkelsen. I tillegg ble EUs flysikkerhetsbyrå (European Union Aviation Safety Agency – EASA) og Luftfartstilsynet underrettet.

Sammendrag

Tirsdag 23. november 2021 kom flyet LN-PFM ut av kontroll og havarerte i et skogsområde i Askedalsåsane i Larvik kommune. Alle tre om bord omkom umiddelbart.

Ulykken skjedde i forbindelse med instruksjonsflyging på flermotors fly (MEP). En elev ved flyskolen Pilot Flight Academy hadde sin første instruksjonsflyging i et tomotors fly av typen DA 42 NG.

Treningen på generell håndtering av flyet foregikk i ca. 3 600 ft høyde over bakken i øvingsfeltet Helgeroa 1. Foruten instruktøren og eleven, var også en medelev med i baksetet.

Etter ca. 32 minutters flyging, under flyging med understell og flaps nede (landingskonfigurasjon) i lav hastighet, kom flyet ut av kontroll og spant i bakken.

Flyet ble helt ødelagt i sammenstøtet og det oppsto en intens brann. Tilnærmet hele vraket brant opp eller ble skadet av varmen og det var ikke mulig å hente ut elektronisk lagret informasjon fra vraket. Et vitne så noe av hendelsesforløpet. I hovedsak har undersøkelsen vært basert på tilgjengelig radarinformasjon, informasjon fra flyskolen samt undersøkelser av vraket og havaristedet. Havarikommisjonen har ikke funnet feil ved flyet som kan forklare hvorfor det kom ut av kontroll. Tekniske feil kan likevel ikke utelukkes.

Flytypen var godkjent som skolefly og skoleprogrammet var godkjent av Luftfartstilsynet. Instruktøren hadde nødvendige rettigheter til å instruere under flygingen.

Været var godt egnet til den aktuelle instruksjonsflygingen og bidro derfor ikke til ulykken.

Havarikommisjonen har drøftet flere mulige scenarioer, men det har ikke vært mulig å gi en entydig forklaring på hva som førte til at flyet kom ut av kontroll og gikk i spinn. I likhet med andre flermotors fly, er ikke flytypen godkjent for spinn. Generelt vil flermotors fly kunne være krevende å få ut av spinn om de uforvarende skulle komme i et spinn.

Etter ulykken har flyskolen iverksatt flere tiltak for å øke sikkerheten.

Havarikommisjonen har fremmet en sikkerhetstilråding i forbindelse med undersøkelsen.

1. Faktiske opplysninger

| | |
|--|----|
| 1.1 Hendelsesforløp..... | 7 |
| 1.2 Personskader..... | 11 |
| 1.3 Skader på luftfartøy..... | 11 |
| 1.4 Andre skader..... | 11 |
| 1.5 Personellinformasjon..... | 11 |
| 1.6 Luftfartøy..... | 13 |
| 1.7 Været..... | 21 |
| 1.8 Navigasjonshjelpemidler..... | 26 |
| 1.9 Samband..... | 26 |
| 1.10 Flyplasser og hjelpemidler..... | 26 |
| 1.11 Flyregistratorer..... | 26 |
| 1.12 Havaristedet og flyvraket..... | 27 |
| 1.13 Medisinske og patologiske forhold..... | 30 |
| 1.14 Brann..... | 30 |
| 1.15 Overlevelsesaspekter..... | 31 |
| 1.16 Spesielle undersøkelser..... | 31 |
| 1.17 Organisasjon og ledelse..... | 44 |
| 1.18 Andre opplysninger..... | 50 |
| 1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder..... | 53 |

1. Faktiske opplysninger

1.1 Hendelsesforløp

1.1.1 INNLEDNING

Ulykken skjedde under skoleflyging. Eleven hadde gjennomført de tre første fasene i en ATP(A) integrert trafikkflygerutdannelse i USA og hadde begynt på fase 4¹ hos Pilot Flight Academy (PFA) i Norge. I perioden 8. oktober til 1. november 2021 hadde eleven til sammen 18 timer med instruksjon på Diamond DA 42 NG i simulator². Eleven besto en programmert progresjonssjekk 1. november og var klar til å begynne flyging med DA 42 NG.

Flyskolen hadde ingen form for registrering av når elever ankom flyskolen. Det er følgelig ukjent når eleven ankom flyskolen og påbegynte forberedelsene om morgenen ulykkesdagen. En medelev som ankom flyskolen tidlig om morgenen, møtte eleven ca. kl. 0630. Medeleven beskrev eleven som oppstemt og noe stresset. Eleven skulle fly leksjon 4.1, og dette var hans første flytur med et tomotors fly og første flyging i Norge. Selv om han hadde fløyet flytypen i simulator var det noe nytt som måtte forberedes før en virkelig flytur. De to ble sittende ved siden av hverandre under planleggingen. Medeleven, som hadde kommet lengre i utdannelsen, svarte på noen spørsmål om blant annet hvordan eleven kunne finne den aktuelle drivstoffbeholdningen i flyet og hvordan den operative flygeplanen skulle fylles ut.

Etter en halvtime med forberedelser måtte eleven forlate medeleven og gikk for å møte instruktøren for en gjennomgang av dagens planlagte instruksjon. Det er ikke kjent hva de to snakket om under forberedelsene, men noe senere gikk instruktøren og eleven ut i hangaren og gjorde daglig inspeksjon (Pre-Flight Check) på LN-PFM sammen. Samtidig gjorde medeleven daglig inspeksjon på LN-PFN, som var et tilsvarende fly. For å slippe å åpne hangarportene flere ganger, og dermed slippe inn unødvendig kulde, ble de to flyene tatt ut samtidig. Opptak fra et kamera i hangaren viser at LN-PFM ble tatt ut av hangaren kl. 0744.

Før hver flyging skal besetningen legge igjen tre dokumenter i en hylle på skolen. Disse er et skjema hvor flyets masse og balanse er dokumentert, en operativ flygeplan og en sjekkliste. Sjekklisten inneholder punkter som inngår i forberedelsene til flygingen og skal signeres av både elev og instruktør. Ingen av disse dokumentene ble funnet i hylla. Havarikommisjonen antar at dokumentene ble tatt med i flyet og brant opp i forbindelse med ulykken.

Grunnet stor aktivitet med skoleflyging på Sandefjord Lufthavn Torp (ENTO) hadde lufttrafikkjenesten og flyskolene samarbeidet om et system for å fordele avgangstidene. For den aktuelle flygingen med LN-PFM hadde instruktøren opprinnelig bedt om avgangstid kl. 0800. Da det viste seg at de ikke ville rekke avgangstiden, ba han om å få en utsettelse til kl. 0820. Flyskolen har opplyst at det som standard var avsatt en time til forberedelser før flyging. I tillegg skulle det settes av 30 minutter ekstra tid til forberedelser før dagens første flyging. Dette var for at det skulle bli tid til blant annet å trekke flyet ut av hangaren. Disse 30 minuttene ble ved en feiltagelse ikke lagt til før den aktuelle flygingen og dette kan ifølge flyskolen ha ført til utsettelsen.

Eleven satte seg inn i det venstre setet i cockpit, der fartøysjefen normalt sitter. Instruktøren satte seg i det høyre setet i cockpit. Instruktøren var fartøysjef under flygingen. En annen medelev, som hadde gått sammen med eleven på flyskolen i USA, sto også for tur til å fly leksjon 4.1. Han fikk lov

¹ Den fasen som gir rettigheter på flermotors fly (ME Class Rating). Se også kapittel 1.17.2.2

² Simulatoren er ikke bevegelig (full flight).

til å bli med på flygingen for å bli bedre kjent med hva skulle gjennomgå. Medeleven satte seg inn i et av passasjeretene bak og omtales videre i rapporten som passasjer.

Det er sannsynlig at instruktøren og eleven hadde med seg hver sin *flight bag* og at disse ble plassert i henholdsvis baksetet og bakre bagasjerom. I tillegg hadde de med en bag som blant annet inneholdt operasjonsmanualer for flyet og en *quick reference handbook* (QRH).

1.1.2 FLYGINGEN

Følgende informasjon er hentet fra avspilling av radardata og radiokommunikasjon fra Avinor, *Automatic Dependent Surveillance-Broadcast* (ADS-B) data fra Flightradar24 og Avinor samt data fra *Enhanced Surveillance* (EHS) mottatt fra Avinor (se figur 1 og figur 2). LN-PFM benyttet kallesignalet P71M, men ADS-B senderen i flyet ble ikke stilt inn tilsvarende og sendte feilaktig ut koden P620M.

P71M tok av fra rullebane 18 på Torp kl. 0837 og satte kursen sørvestover mot øvingsfeltet Helgeroa 1. Flyet steg først til 2 000 ft hvor eleven ba om klarering fra lufttrafikkjentesten (Farris Approach på frekvens 134,050 MHz) til å fly inn i Farris TMA³. Lufttrafikkjentesten ga klarering til å fly til Helgeroa 1 opp til 5 000 ft⁴. Kl. 0842 kvitterte eleven for klareringen.

Etter at P71M entret Helgeroa 1 fløy flyet først mot yttergrensene av feltet. Deretter gjennomførte flyet flere svinger både med moderat krenkning, og noen helt opp i 60°. Det ble også gjennomført to sekvenser med sakteflyging.

I perioden mens P71M var i Helgeroa 1 tok Lufttrafikkjentesten kontakt og ga trafikkinformasjon om to andre luftfartøy som passerte området. Eleven svarte klart og presist på disse henvendelsene. Den siste kommunikasjonen om disse luftfartøyene skjedde kl. 0852 og dette var siste gang noen var i kontakt med P71M.

Etter at den niende svingen var gjennomført, fortsatte flyet på en kurs på ca. 200°. Hastigheten sank så gradvis de neste 30 sekundene fra 123 *Knots Indicated Airspeed* (KIAS) til 65 KIAS. Høyden sank marginalt i denne perioden fra 4 010 ft til 3 960 ft. Flyet fikk deretter en krenkning til venstre på 7° samtidig med at høyden begynte å avta hurtigere.

Grunnet begrensninger i tilgjengelige data har det ikke vært mulig å beskrive nøyaktig hva som skjedde videre. Tilgjengelige data viser at flyet raskt tapte høyde. Etter 8 sekunder stabiliserte høydetapet seg på ca. 8 000 ft/min (40 m/sek). Registreringer av indikert hastighet viser at denne var tilnærmet stabil på 100 KIAS. Data ble registrert ned til en høyde av 775 ft⁵, noe som tilsvarer ca. 127 høydemeter, før flyet traff bakken.

Kl. 0913 skulle et annet luftfartøy inn i Farris TMA og flygelederen oppdaget da at P71M var borte fra radaren. Vedkommende kalte opp P71M med spørsmålet «*Pilot71M, Your position?*». Da P71M ikke svarte på gjentatte oppkall sjekket flygelederen med andre enheter av lufttrafikkjentesten og spurte andre luftfartøy i området om de kunne holde utkikk etter P71M. Ca. kl. 0922 ble det antatt at P71M mest sannsynlig hadde forulykket. Et helikopter som var på vei inn mot området ble bedt om å undersøke røyk som ble observert ved Tvedalen. Kl. 0945 kunne besetningen i helikopteret bekrefte at de var over havaristedet. På dette tidspunktet passerte allerede et av Forsvarets Sea King redningshelikoptre (Saver 60) Tønsberg på vei mot havaristedet.

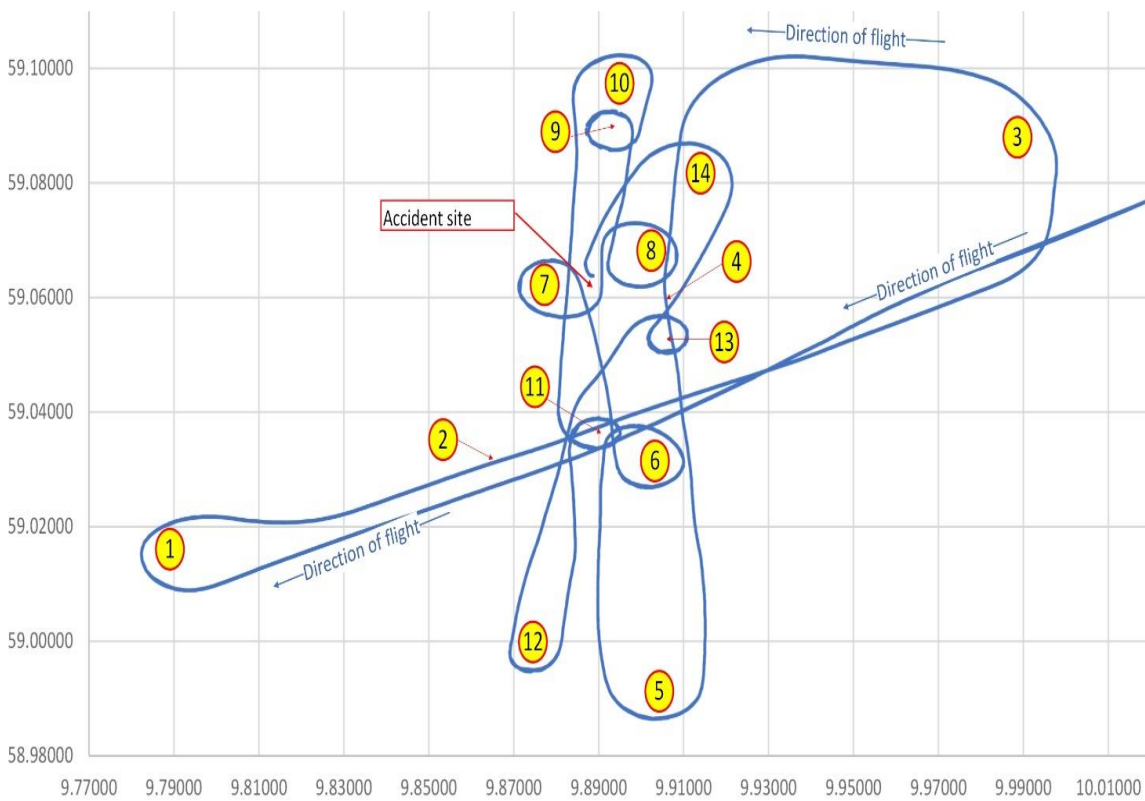
³ Terminal Area – Terminalområde

⁴ AMSL – høyde over havet

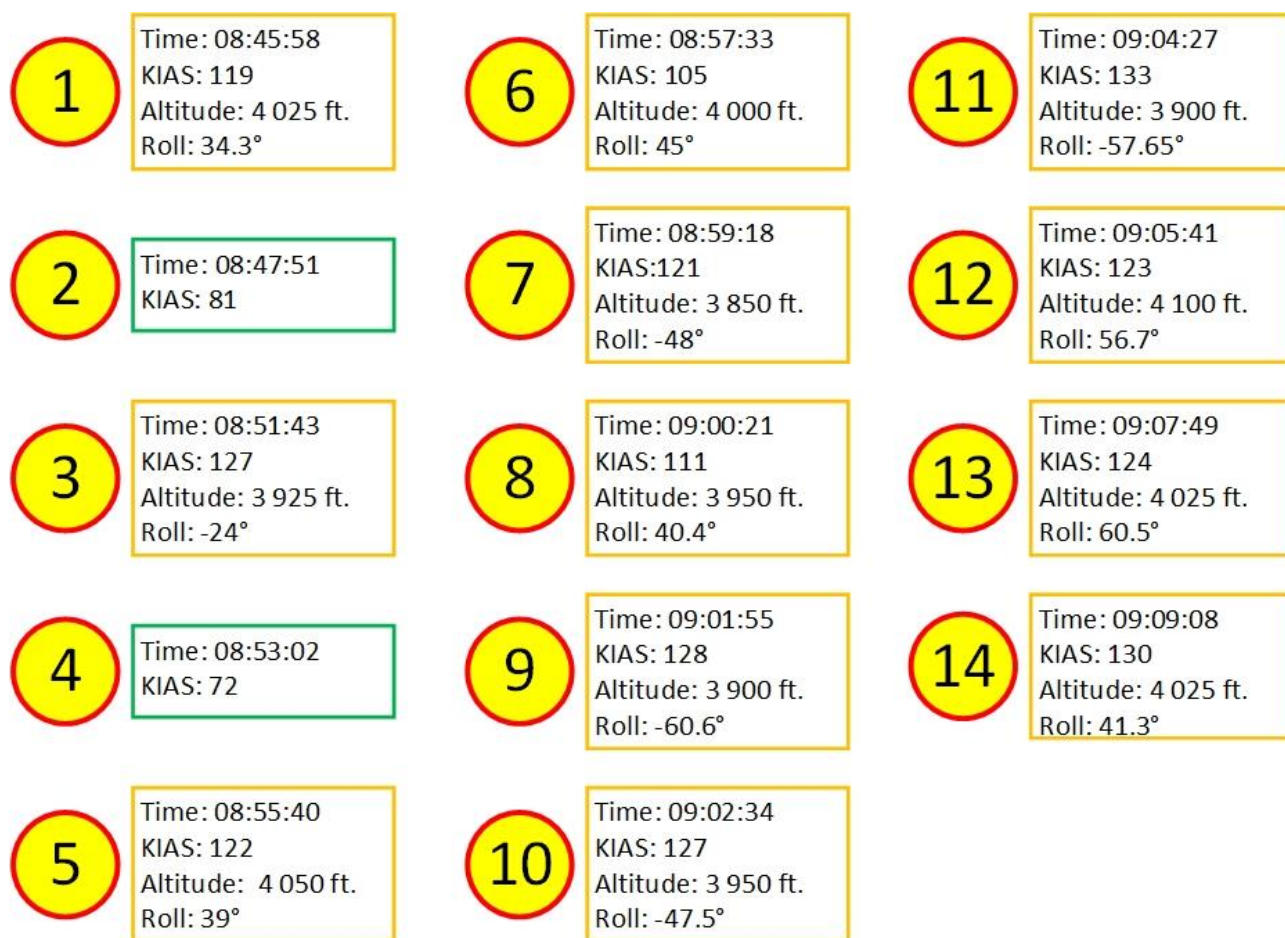
⁵ Høyde over havet.



Figur 1: Hele flyturen til LN-PFM fra Sandefjord lufthavn Torp og fram til havaristedet. Magenta pil peker mot havaristedet. Kilde: Avinor/Flightradar24/© Kartverket/SHK



Figur 2: Flyets manøvrering de siste drøyt 28 minutter av flygingen i øvingsfeltet Helgeroa 1. Manøvrer merket med gul sirkel er forklart nedenfor. Havaristedet er angitt med rødt rektangel. Kilde: Avinor/Flightradar24/SHK



Figur 3: Flyets hastighet (KIAS), høyde over havet (Altitude – Mean Sea Level) og krenningsvinkel (positiv verdi tilsvarer krenning til venstre og negativ verdi til høyre) for de punktene vist grafisk i forrige figur. Kilde: Avinor/Flightradar24/SHK

1.1.3 VITNE

Et vitne satt og ventet i en anleggsmaskin i et steinbrudd 2 km sørvest for havaristedet. Han hadde blikket vendt mot nordøst og fikk plutselig se et fly som kom rett ned. Det roterte i et spirallignende mønster og han tenkte først at flygeren måtte være modig som turte å fly slik. Da flyet forsvant bak en grushaug speidet han etter flyet i tilfelle det skulle stige opp igjen. Han kjørte deretter noe høyere i terrenget og fikk bedre utsikt. Da så han en røyksøyle som steg opp fra en posisjon som kunne stemme med der han sist observerte flyet. Ifølge vitnets telefonlogg ringte han nødnummeret 112 kl. 0919 og varslet om ulykken.

Vitnet har forklart til Havarikommisjonene at han så flyet anslagsvis 4–5 sekunder og at det trolig roterte 4–5 runder. Da han demonstrerte rotasjonen med et modellfly for Havarikommisjonen, indikerte han at rotasjonen var noe langsommere. På direkte spørsmål mente han at flyet fulgte et spirallignende mønster og at det ikke roterte rett ned om lengdeaksen. Det var vanskelig å huske sikkert, men han mente at flyet roterte med klokka sett ovenfra.

Havarikommisjonen ble med vitnet opp i anleggsmaskinen på stedet hvor han så flyet. Der ble vinkelen til stedet på himmelen hvor han anslo at han først så flyet, og vinkelen til stedet hvor det forsvant ut av syne, dokumentert med en vinkelmåler. Han oppdaget flyet da det var ca. 15° over horisonten og det forsvant 5,4° over horisonten. Vitnet hadde observert flyet fra en posisjon ca. 125 meter over havet. Dette er 16 meter høyere en havaristedet og betyr at han oppdaget flyet ca. 533 meter (1 749 ft) over havaristedet og at det forsvant ut av synet ca. 205 meter (673 ft) over havaristedet.

1.2 Personskader

Tabell 2: Personskader

| Skader | Besetning | Passasjerer | Andre |
|------------|-----------|-------------|-------|
| Omkommet | 2 | 1 | |
| Alvorlig | | | |
| Lett/ingen | | | |

1.3 Skader på luftfartøy

Luffartøyet ble totalskadet, se kapittel 1.12.2 for nærmere beskrivelser.

1.4 Andre skader

Skader på noen mindre trær og brannskader på bakken over et begrenset område (se figur 12).

1.5 Personellinformasjon

1.5.1 FARTØYSJEF / FLYINSTRUKTØR

Fartøysjefen, mann 30 år, begynte sin luftfartsutdannelse med å ta et bachelor-studium ved Universitetet i Tromsø i perioden 2014–2017. I den sammenheng fikk han utstedt kommersielt flygersertifikat (CPL(A)) 1. juli 2017. Han ble deretter midlertidig ansatt ved Pilot Flight Academy 16. april 2018. Fartøysjefen gjennomførte fullt instruktørprogram på PFA, inkludert en times teoretisk instruksjon om spinn⁶ og 45 minutters instruksjonflyging i en American Champion 8KCAB⁷. Denne instruksjonen ble gjennomført 30. juni 2018 og bestod av sakteflyging, steiling, spinn og trening i å ta flyet ut av et fullt utviklet spinn. Fartøysjefen mottok videre standardiserings- og sikkerhetstrening som flyinstruktør i august 2018.

Fartøysjefen gjennomførte ferdighetsprøve (Skill Test) for rettigheter til å fly flermotors fly i forbindelse med sin skolegang ved Universitetet i Tromsø. Han fornyet disse rettighetene ved å gjøre en rettighetsforlengelse (Proficiency Check (PC)) på Diamond DA 42 NG 21. mars 2019. Rettighetene for flermotors fly og instrumentflyging ble videre forlenget 12. mars 2020 og 29. mars 2021 (med utløp 31. mars 2022). Instruktørprøve for rettigheter for instruksjon på flermotors fly ble gjennomført 24. mai 2021. Instruktørprøve for rettigheter for instruksjon under instrumentflyging ble gjennomført 15. juli 2021. De to siste rettighetene var gyldige til 30. september 2024.

Fartøysjefen avla ferdighetsprøve (Skill Test) for rettigheter til å fly flermotors fly (Multi Engine – ME) på Diamond DA 42 NG 21. januar 2019. Instruktørprøve for rettigheter for instruksjon og instrumentflyging (FI(A)IR) ble avlagt 15. juli 2021 og rettighetene var gyldige til 31. juli 2022.

Fartøysjefen var innehaver av legeattest klasse 1 uten begrensninger, gyldig til 28. mai 2022.

Ifølge Pilot Flight Academy hadde fartøysjefen instruert til sammen 408 timer i fly og 135 timer i simulator. Av dette var 61:20 timer som instruktør på DA 42. Dagen før ulykken hadde han instruert 2:35 timer på DA 42 NG. Den interne undersøkelsesgruppen ved flyskolen har intervjuet fire elever som hadde blitt instruert i leksjonene 4.1–4.3 av fartøysjefen. Konklusjonen var at han

⁶ Spinn er nærmere omtalt i kapittel 1.18.3.

⁷ Et enmotors fly godkjent for akroflyging.

ble oppfattet som dyktig og kunnskapsrik. Det kom ikke fram opplysninger som tydet på at han hadde brutt prosedyrer i skolens Training Manual. Elevene hadde imidlertid ulik erfaring med om fartøysjefen først demonstrerte en øvelse før de fikk prøve, eller om de selv fikk prøve øvelsene rett etter at han hadde fortalt hvordan øvelsen skulle gjøres. Flyskolen har opplyst at fartøysjefen hadde deltatt på de foreskrevne standardiseringsmøtene som arrangeres av flyskolen.

Fartøysjefen arbeidet turnus med fem dager arbeid etterfulgt av fire dager fri. Han var på sin andre arbeidsdag i turnusen da ulykken skjedde.

Ingen som snakket med fartøysjefen om morgenen før ulykken merket noe uvanlig.

Tabell 3: Flygetid fartøysjef

| Flygetid (timer) | Alle typer | Aktuell type |
|------------------|------------|--------------|
| Siste 24 timer | 3:10 | 3:10 |
| Siste 3 dager | 3:10 | 3:10 |
| Siste 30 dager | 11:20 | 8:00 |
| Siste 90 dager | 79:50 | 48:25 |
| Totalt | 750:25 | 85:30 |

1.5.2 ELEV⁸

Eleven, mann 21 år, ble tatt opp ved den integrerte trafikkflygerutdannelsen (ATP (A)) ved Pilot Flight Academy våren 2019. Pilot Flight Academy har inngått en avtale med US Aviation Academy (USAA) i Denton, Texas og de tre første fasene i utdanningsprogrammet⁹ til eleven hadde foregått der. Da eleven var ferdig med utdannelsen hos USAA hadde han totalt fløyet 91:15 timer med Cessna 152¹⁰ og hadde fått en utdanning nært beslektet med et europeisk privatflygersertifikat (PPL(A)). Eleven tilhørte det femte kullet hos Pilot Flight Academy som gjennomførte de tre første fasene hos USAA.

Tilbake i Norge hos Pilot Flight Academy begynte eleven på den fjerde fasen av utdanningsprogrammet. Først hadde han 18 timer med instruksjon i DA 42 NG simulator i perioden 14. oktober–27. oktober 2021. Eleven hadde åtte ulike instruktører under disse leksjonene (4.4–4.11). I følge programmet inkluderte dette *Upset recoveries* og *Recognition and recovery from incipient and full stalls*. 1. november besto eleven en programmert progresjonssjekk (leksjon 4.11) og var klar til å begynne flyging på DA-42 NG (leksjonene 4.1–4.3). Den interne undersøkelsesgruppen ved PFA har intervjuet fire av flyinstruktørene som instruerte eleven. Ingen av instruktørene hadde noen negative bemerkninger til eleven og han hadde normal progresjon.

Eleven var innehaver av legeattest klasse 1, gyldig til 16. juni 2022. Legeattesten hadde begrensningen «VDL Valid only with correction for defective distant vision.»¹¹

Personer som snakket med eleven om morgenen før avgangen oppfattet at eleven virket oppstemt og noe stresset, men ikke mer enn det som kunne forventes før den første flygingen med et nytt fly.

⁸ Pilot Flight Academy omtaler alle elevene som studenter. Havarikommisjonen har likevel valgt å beholde uttrykket elev fordi elev og flyelev er innarbeidede uttrykk på norsk.

⁹ En opplysning av fasene er gitt i kapittel 1.17.2.2.

¹⁰ Et enmotors fly.

¹¹ Måtte benytte briller eller kontaktlinser.

Tabell 4: Flygetid eleven

| Flygetid (timer) | Alle typer | Aktuell type |
|------------------|------------|--------------------|
| Siste 24 timer | 0:33 | 0:33 |
| Siste 3 dager | 0:33 | 0:33 |
| Siste 30 dager | 0:33 | 0:33 |
| Siste 90 dager | 29:25 | 0:33 |
| Totalt | 91:48 | 0:33 ¹² |

1.6 Luftfartøy

1.6.1 GENERELT

Diamond DA 42 NG er et lett tomotors fly med fire seter. Flyet er lavvinget, bygget hovedsakelig av karbon-kompositt, har opptrekkbart understell og T-hale. Flytypen er utviklet av Diamond Aircraft Industries i Østerrike. Den første versjonen av flyet, DA 42 Twin Star, ble typeakseptert av EASA i juli 2005. DA 42 hadde opprinnelig to dieselmotorer produsert av Thielert, men da dette selskapet gikk konkurs ble flytypen utstyrt med to Austro Engine E4 dieselmotorer og fikk betegnelsen DA 42 NG. Flytypen leveres med Garmin G1000 NXi med 3-akset Automatic Flight Control System.

DA 42 er produsert i over 1 000 eksemplarer og har blitt et populært skolefly ved mange flyskoler.

I 2014 godkjente Luftfartstilsynet at Pilot Flight Academy tok i bruk DA 42 NG som skolefly.

1.6.2 DATA FOR LN-PFM

| | |
|---------------------------------|-----------------------------|
| Type: | Diamond DA 42 NG |
| Serienummer: | 42 N255 |
| Produksjonsår: | 2020 |
| Første gang registrert i Norge: | 22. oktober 2020 |
| Tatt i bruk hos PFA: | November 2020 |
| ARC ¹³ : | Gyldig til 26. oktober 2022 |
| Total gangtid: | 1 381:28 timer |
| Lengde: | 8,56 meter |
| Vingespenn: | 13,55 meter |
| Maksimal avgangsmasse: | 1 999 kg |
| Motorer: | 2 stk. Austro Engine E4-C |

¹² I tillegg hadde eleven 18 timer med instruksjon i en DA 42 NG simulator.

¹³ Airworthiness Review Certificate – gransking av flyets vedlikeholdsdokumentasjon.

| | |
|------------------------------|--|
| Serienummer venstre motor: | 05055 |
| Serienummer høyre motor: | 05036 |
| Propeller: | 2 stk. MT-Propeller MTV-6-R-C-F/CF190-69 |
| Serienummer venstre propell: | 200093 |
| Serienummer høyre propell: | 200094 |
| Typer drivstoff: | Jet A-1 |

1.6.3 TYPESERTIFISERING

Diamond DA 42 NG ble typesertifisert av EASA 17. januar 2008 etter konstruksjonsbestemmelsene i JAR 23 Amendment 1. Sertifiseringen er dokumentert i TCDS No. EASA.A.005.

Sertifiseringskravene i JAR/CS 23.201 omhandler steileegenskapene til et fly. Fabrikanten, Diamond Aircraft Industries, har opplyst at testflyginger under typesertifisering har vist at DA 42 har steileegenskaper på linje med disse generelle kravene. Steileegenskapene til DA 42 ble testet i henhold til kravene i både i JAR/CS 23.201 og 23.203. Ved tester med tyngdepunktet ved bakre begrensning ble følgende resultater oppnådd:

- Steiling i horisontal flukt: maksimal rotasjon om lengdeaksen (krenkning) 5–12°
- Steiling i sving: ved standard inngang viste flyet små variasjoner i krenkning
- Ved steiling i sving under belastning på mer enn 1 G (accelerated entry) hadde flyet en tendens til å rette seg opp (wings level) i svinger til høyre, og noen ganger ende opp i krenkning til venstre.

Diamond Aircraft Industries har videre opplyst at flyet ikke på noe tidspunkt under testene viste tendenser til farlige flyegegenskaper eller tendenser til å ville gå i spinn (se kapittel 1.6.4.3). Ved utprøving av steileegenskapene fikk flyet en nese-opp (pitch-up) stilling på 25° ved 75 % kraftuttak fra motorene. Videre ble alle testene utført ved koordinert flyging, det vil si uten *skidding* eller *slipping*. Det ble ikke registrert nevneverdige høydetap ved steilinger.

1.6.4 FLYGEEGENSKAPER

1.6.4.1 Generelt

Flygere som Havarikommisjonen har snakket med fremhever at flyet generelt har gode og forutsigbare flyegegenskaper. Det ble imidlertid forklart at flytypen kunne krenge (roll) kraftig til venstre hvis motorkraften ble økt for brått under sakteflyging. Det var derfor viktig at begge motorkontrollene (power lever) ble skjøvet fremover rolig og samtidig ved avsluttet sakteflyging. På spørsmål fra Havarikommisjonen angående bruk av siderorstrim opplyste sjefinstruktøren at flytypen ofte måtte flys med siderorstrimmen noe til venstre. Videre opplyste flere av instruktørene at det krevdes mye kraft på rorpedalene, særlig hvis flytypen ble fløyet med asymmetrisk kraft fra motorene.

1.6.4.2 Steiling

Ved sakteflyging er det nødvendig å fly med høy angrepsvinkel for å kunne opprettholde høyden. Steiling skjer dersom angrepsvinkelen blir for høy¹⁴ slik at luftstrømmen separeres fra oversiden av vingen og løftet reduseres kraftig. Steilehastigheten er den laveste hastigheten hvor flyet kan holde høyden uten å overstige kritisk angrepsvinkel.

Fly har ofte et steilevarslingsystem som gir lydvarsel om at det er like før steiling inntreffer. Dette kan også omtales også som *First indication*. Hvis angrepsvinkelen økes ytterligere, vil det på de fleste flytyper oppstå aerodynamiske vibrasjoner/rystelser i flygekontrollene (buffet). Dette er siste varsel før flyet steiler. Ulike flytyper har ulike steileegenskaper, som for eksempel hvor brått steilingen inntreffer, graden av fortsatt rorkontroll og tendenser til vingedropp.

Havarikommisjonen har fått opplyst fra den ledende testflygeren hos Diamond Aircraft at flyet har generelt gode og forutsigbare steileegenskaper. Steileegenskapene er mildere når tyngdepunktet ligger nær fremre begrensning, og mere krevende når tyngdepunktet ligger ved bakre begrensning. Denne forskjellen er mindre ved et lett lastet fly. Steileegenskapene er normalt mildere ved høy masse. Bruk av flaps har en svakt negativ påvirkning på steileegenskapene, mens posisjonen på understellet i svært liten grad påvirker steileegenskapene. Under akselerert steiling i sving, kan flyet brått krenge motsatt, men flyr igjen hvis stikkepresset opphører (stikka blir ført fram igjen).

I følge flygehåndboken (Airplane Flight Manual DA 42 NG) kapittel 5.3.4 er steilehastigheten ved en masse på 1 900 kg og masse ved fremre tyngdepunkt:

- 68 KIAS med flaps og understell oppe
- 62 KIAS med flaps og understell nede.

Advarsel i flygehåndbokens kapittel 2.9:

CAUTION

Aerobatics, spinning and flight maneuvers with more than 60° of bank are not permitted in the Normal Category. Stalling with asymmetric power or one engine inoperative is not permitted.

1.6.4.3 Spinn

Flyet er ikke sertifisert for spinn da dette ikke er påkrevet for flermotors fly i normal-kategori (CS-23). I henhold til sertifiseringskravene (JAR/CS 23.221(a)) er det kun enmotors fly som har krav til at spinnegenskapene demonstreres. Fabrikanten Diamond har ikke utført spinn med DA 42 og har følgelig ikke data om flyets spinnkarakteristikk. Kunnskapen om spinnegenskapene til flytypen bygger derfor i stor grad på teoretiske beregninger.

Den ledende testflygeren hos Diamond Aircraft har opplyst at han mente spinnegenskapene til DA 40 og DA 42 kunne være relativt like. De to flyene har mye til felles selv om DA 40 bare har én motor. Hvis ikke en steiling med DA 40 blir avbrutt, vil flyet ofte begynne å spinne og samtidig få noen markerte oscilleringer (flyets nese går opp og ned) hvor flyets nese kan komme opp over horisonten før flyet etter 2–3 omdreininger stabiliserer seg i et spinn. Havarikommisjonen sendte data fra ulykken (se figur 3 og figur 25) til Diamond Aircraft. Testflygeren mente at de store variasjonene i vertikal hastighet, som ble observert innledningsvis for LN-PFM (se figur 31), kan ha vært slike oscilleringer før flyet gikk i et flatt spinn.

¹⁴ Kritisk angrepsvinkel.

Flygehåndbokens kapittel 3.12.6 beskriver prosedyren for å ta flyet ut av et ufrivillig spinn:

CAUTION

Spin recovery has NOT been shown during certification as it is NOT required for this airplane category. The given recovery method is based on general experience!

CAUTION

Intentional spins are prohibited in this airplane. In the event a spin is encountered unintentionally, immediate recovery actions must be taken.
Single-engine stalling is not permitted.

CAUTION

Steps 1 to 4 must be carried out **immediately** and **simultaneously**.

1. POWER lever IDLE
2. Rudder full deflection against direction of spin
3. Elevator (control stick) fully forward
4. Ailerons neutral
5. FLAPS UP

When rotation has stopped:

6. Rudder neutral
7. Elevator (control stick) pull carefully
8. Return the airplane from a descending into a normal flight attitude. Do not exceed the 'never exceed speed', $V_{NE} = 188$ KIAS.

END OF CHECKLIST

Et spinn oppstår så hurtig at det ikke er tid til å lese sjekklister. Innholdet i sjekklisten må derfor pugges og kunnes utenat. Flyskolen har ikke satt krav til at sjekklisten skal kunnes utenat (se kapittel 1.17.2.1). Ledelsen ved Pilot Flight Academy var noe usikker på hvor mye vekt de enkelte instruktørene la på å pugge sjekklisten for uttak fra spinn, og i hvor stor grad elevene ble testet på om de kunne denne sjekklisten utenat.

1.6.4.4 Testflyginger av LN-PFM utført av Diamond

27. april 2020 ble LN-PFM testfløyet av Diamond før godkjenning og salg. Ved utførelse av steiletester var flyets masse 1 687 kg og tyngdepunktets plassering hadde en arm på 2,398 meter¹⁵. Steilettest under horisontal flyging med understellet nede og flaps i landingskonfigurasjon (helt nede – F2) og motorene på tomgang (idle) ga steilevarsel ved 68 kt og steiling ved 60 kt. Under denne testen var flyet kontrollerbart med en krenkning på 15°.

I tilsvarende landingskonfigurasjon med 30° krenkning (roll) og 75 % effekt fra motorene ble følgende verdier dokumentert

- Sving til venstre ga steilevarsel ved 70 kt og steiling ved 62 kt.
- Sving til høyre ga steilevarsel ved 71 kt og steiling ved 60 kt.

Ifølge testrapporten hadde ikke flyet tendenser til å droppe en vinge (krenge) under disse testene. LN-PFM besto alle steiletestene uten anmerkninger.

¹⁵ Lav masse med tyngdepunktet helt på grensen til fremre begrensning. Testflygingen representerer derfor en situasjon som var forskjellig fra den da LN-PFM kom ut av kontroll.

1.6.5 FLYGEKONTROLLENE

Flytypen har konvensjonelle rorflater og flyet kan opereres fra begge sider i cockpit. Høyderor og balanseror opereres via stålstag. Sideroret opereres via stålvaiere. Høyderoret er utstyrt med en *Variable Elevator Stop* som begrenser høyderorets maksimale utslag opp til 13° hvis begge motorene leverer mer enn 20 % kraft. Hvis en av motorene leverer en kraft på under 20 % kan høyderoret beveges 15,5° opp. *Variable Elevator Stop* ble innført på bakgrunn av erfaringer som oppsto under testflyginger i forbindelse med sertifiseringen av flytypen. Systemet skal forhindre at flyet krenger mere enn tillatt under akselerert steiling (i cruise hastighet) og var ikke et tiltak for å hindre dyp steiling (deep stall).

Flytypen er utstyrt med et system for lydvarsling ved steiling.

LN-PFM var utstyrt med et stabiliseringssystem (Electronic Stability and Protection System – ESP) som en tilvalgsdel til Garmin G1000 og autopilot installasjonen. Systemet benytter autopilotens servoer til å motarbeide unormale verdier i pitch, krenkning og hastighet når autopiloten er avslått. Når ESP er aktivt vil systemet legge til en progressivt økende motstand mot økende rorsutslag dersom eksempelvis krenkningen på flyet overstiger 45°. Systemet kan deaktiveres via en meny på flyets flerfunksjonsskjermer (Multi-Function Display), men vil automatisk slå seg på igjen når Garmin G1000 blir slått på neste gang. Alternativt kan systemet midlertidig kobles ut ved å holde inne bryteren for *Control Wheel Steering* (CWS) på den venstre stikka eller Autopilot Disconnect (AP DISC) på begge stikkene. Flyskolen har oppgitt at det ikke var rutine å slå av ESP fra flerfunksjonsskjermen før sakteflyginger. Dette var heller ikke en standard prosedyre (se kapittel 1.17.2.1).

1.6.6 MOTORENE

Motorene er bygget av Austro Engine basert på en firesylindret, toliters dieselmotor fra Mercedes. Motoren er væskekjølt, har *common rail* direkte innsprøyting og doble overliggende kamaksler. Videre er motoren utstyrt med turbo og ladeluftkjøler (intercooler). Motoren styres ved hjelp av en elektronisk motorkontroll (Engine Electronic Control Unit – EECU). Hver EECU får strøm via respektive brytere (ENGINE MASTER) som sitter nede på venstre side av instrumentpanelet. Hver motor kan levere en effekt på 123,5 kW (168 hk) ved 3 880 omdreininger per minutt. En integrert girboks reduserer dette turtallet med forholdet 1,69:1, noe som gir 2 300 omdreininger per minutt på propellen.

1.6.7 PROPELLENE

1.6.7.1 Innledning

DA 42 NG er utstyrt med to trebladere propeller produsert av MT-Propeller Entwicklung GmbH. Propellen er koblet til motoren via en girboks. Bladvinkelen kontrolleres hydraulisk ved hjelp av oljetrykk fra girboksen. Reguleringen skjer automatisk (constant speed) ved hjelp av motorens EECU og en regulator (governor) knyttet til girboksen.

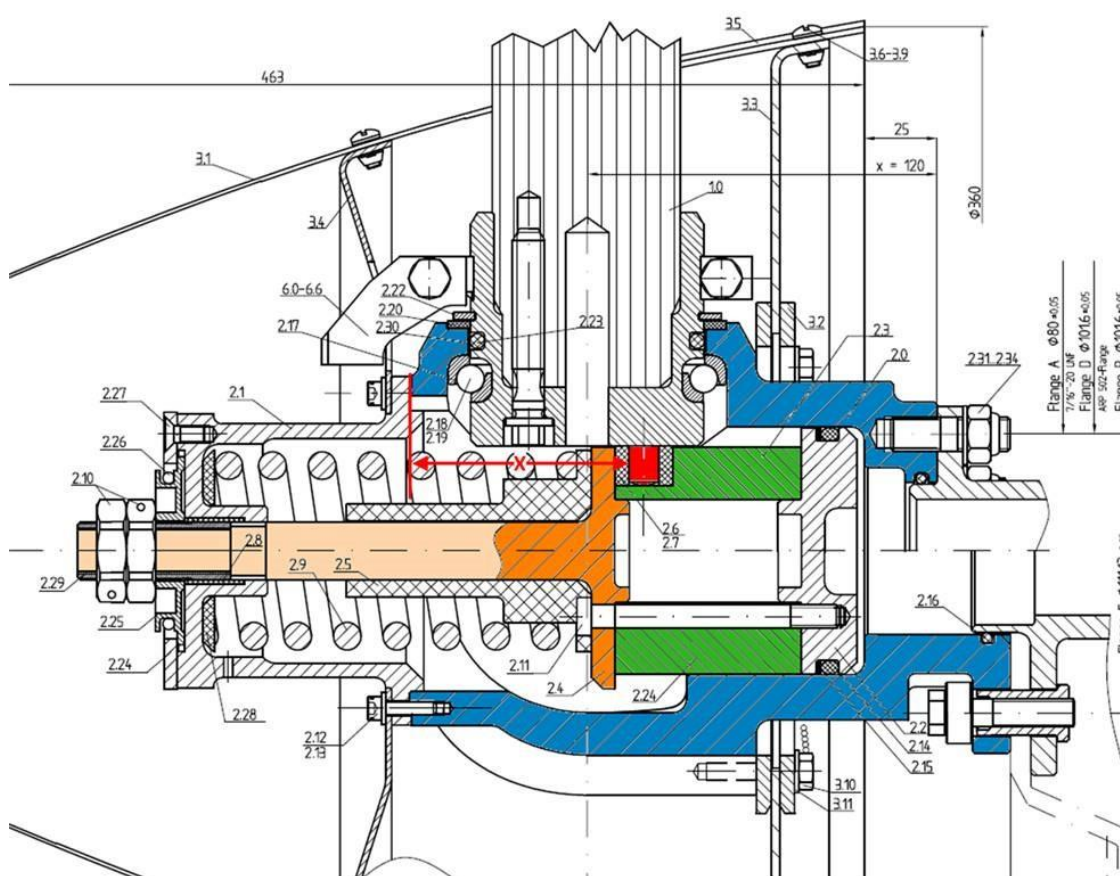
1.6.7.2 Detaljert beskrivelse

En snitt-tegning av propellene på DA 42 NG er gjengitt i figur 4. Propellen består av et propellnav (markert blått på tegningen) og tre blader som er festet i propellnavet ved hjelp av kulelager. Vinkelen til bladene, som er laget av tre og kledd med glassfiber, styres av oljetrykk. En pumpe i reduksjonsgirboksen leverer et systemtrykk på 22 bar (320 psi). Trykket reguleres av governoren og virker mot et stempel (markert grønt på tegningen). Dette skjer ved at høyt oljetrykk presser stempelet mot venstre på tegningen slik at bladvinkelen blir lav (høyt turtall). En fjær (2.9) montert inne i fronthuset (2.1) forsøker å presse stempelet motsatt vei (mot høyre på tegningen). Dette medfører en høy bladvinkel (lavt turtall). Sentrifugalkrefter forsøker å dreie vinkelen på bladene

mot lav bladvinkel (det sentrifugale vridningsmomentet). Denne kraften øker med økende turtall. Vekter montert på bladene (6.0–6.6) motvirker denne kraften slik at bladene vil gå mot høy bladvinkel (lavt turtall) hvis turtallet øker.

Under flyging vil kreftene som påvirker bladvinkelen balanseres av oljetrykket slik at ønsket turtall oppnås. Dette skjer ved at den elektroniske motorkontrollen styrer governoren som igjen regulerer oljetrykket. Ved motorproblemer kan motoren stoppes og propellen kantstilles (feather). For at dette skal skje må bryteren ENGINE MASTER slås av. Da stopper motoren, oljetrykket forsvinner og fjæren presser stempelet helt til høyre slik at propellen kantstilles og bladvinkelen blir $80^\circ \pm 1^\circ$. Propellen vil da gi minimal motstand slik at flyet kan fortsette flygingen med en motor. Uten kantstilling vil flyet være svært vanskelig å håndtere med bare en motor i drift.

Ved lavt kraftuttak og lav hastighet kan oljetrykket skyve stempelet helt til venstre. En hylse utenpå en stempelforlengelse (2.5) vil da stoppe mot en krage på fronthuset. Dette kalles *low pitch stop* og tilsvarer en bladvinkel på $13^\circ \pm 0,2^\circ$.



Figur 4: Snitt-tegning av propellen. Kilde MT-propeller/SHK

1.6.8 DRIVSTOFFSYSTEMET

Som standard har flytypen drivstofftanker som rommer 98,4 liter i hver vinge. Disse ligger rett utenfor motorene og leverer normalt drivstoff til nærmeste motor. Rør og ventiler mellom tankene muliggjør overføring av drivstoff mellom tankene og kryssføding fra eksempelvis venstre tank til høyre motor. LN-PFM var i tillegg utstyrt med en ekstra tank i rommet bak hver motor (auxiliary tank) som rommet 52 liter. Ekstratankene kan ikke levere drivstoff direkte til motorene. En elektrisk pumpe benyttes for å overføre drivstoff fra ekstratankene til vingetankene. Inkludert ekstratankene hadde LN-PFM en total drivstoffkapasitet på 300,8 liter. Det er tillatt å ha inntil 18,9 liter forskjell mellom innholdet i de to vingetankene. Det er ikke satt begrensninger for forskjell i innhold i ekstratankene.

1.6.9 BESKYTTELSE MOT ISING

Flyet har et system for beskyttelse mot ising (ant-ice) på blant annet vinger og haleflater. Systemet benytter en væske som presses ut av små hull på framkanten av vingene og haleflatene. Væsken lagres i en tank i fremre bagasjerom. Tanken rommer 30 liter. Flyskolens prosedyrer sier at det minimum skal være 22 liter i tanken før avgang. Flyskolen har snakket med flygeren som fløy LN-PFM før ulykkesturen, og vedkommende har opplyst at det ikke ble brukt væske og at tanken var full etter landing.

1.6.10 VEDLIKEHOLD

1.6.10.1 Utført vedlikehold

Siste vedlikeholdsinspeksjon på flyet var en 100-timers inspeksjon utført 8. november 2021 ved en gangtid på 1 296:20 timer. Inspeksjonen består i hovedsak av å åpne deksler og gjøre visuelle inspeksjoner. Inspeksjonen ble gjennomført og signert uten merknader.

10. november 2021 ble det loggført at varmeelementet i sensoren for steilevarslingen (Lift detector) ikke fungerte. Hele sensoren ble byttet. Flyet hadde da en gangtid på 1 304:25 timer.

16. november 2021 ble det loggført at høyre giver for drivstoffnivået¹⁶ viste feil. Feilsøking ble iverksatt og det ble klart at givern måtte byttes. For å bytte denne måtte høyre vinge tas av. Ny giver ble montert og vingen ble montert tilbake. Den 19. november 2021 signerte en flytekniker hos Flyteknisk Notodden AS for utførelsen av arbeidet (WO21-689). Flyet hadde da en gangtid på 1 347:15 timer. Etter arbeidet ble flyet testfløyet 19. november 2021 med referanse til vedlikeholdshåndboken (AMM) kapittel 05-28-92. Under flygingen som varte i 10 minutter ble det utført to landinger.

Etter vedlikeholdsarbeidet 19. november 2021 fløy LN-PFM 18 flyginger fram til 23. november. I denne perioden ble det ikke ført opp nye feil i flyets tekniske logg (Aircraft Log) og det ble heller ikke utført andre vedlikeholdsarbeid på flyet enn daglig inspeksjon. *Aircraft Log* tas rutinemessig med om bord i flyet under flyging og relevante sider kopieres etter dagens siste flyging. En formell dokumentasjon på utført daglig inspeksjon, drivstoff- og oljebeholdning finnes følgelig ikke. Flyskolen har imidlertid opplyst at de ikke hadde kjennskap til at det var feil ved flyet før avgangen om morgenen 23. november.

1.6.10.2 Driftssikkerhet ved systemet for steilevarsling

På forespørsel har Pilot Flight Academy opplyst til Havarikommisjonen at de har hatt ni rapporterte tilfeller med feil ved systemet for steilevarsling på DA 42 NG i perioden 2017 til våren 2022. Fire av disse tilfellene dreide seg om feil ved varmeelementet i sensoren. Ved feil i varmeelementet slutter ikke sensoren å virke, men den kan fryse fast ved flyging i isingsforhold.

1.6.11 MASSE OG BALANSE

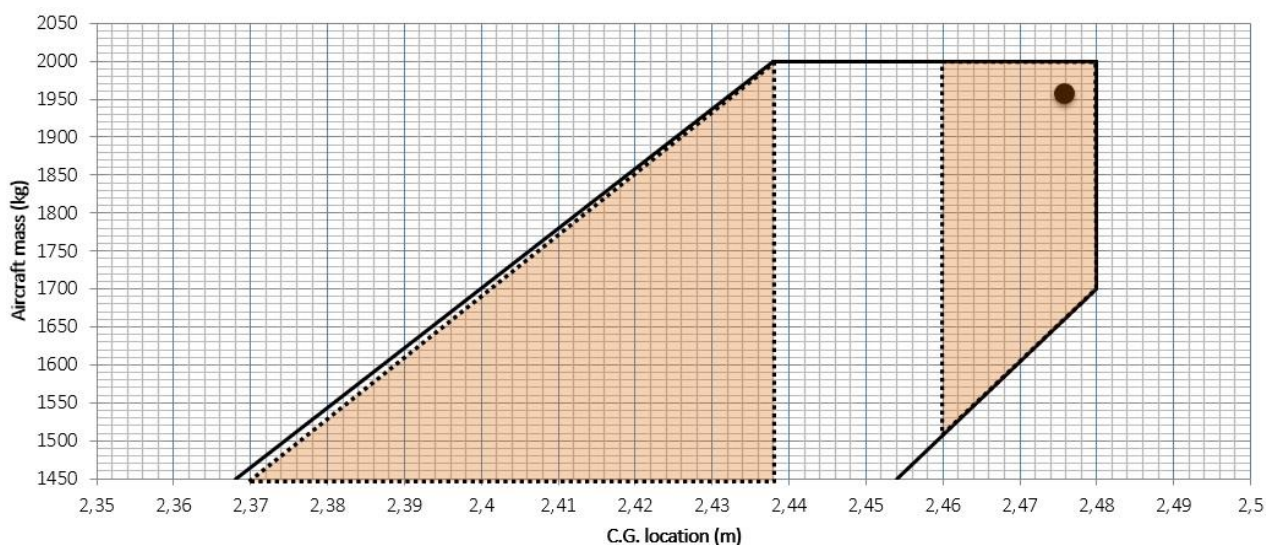
Havarikommisjonen har beregnet massen og tyngdepunktets plassering på LN-PFM på tidspunktet da havariet skjedde. Beregningene bygger på informasjon fra flygehåndboken, veierapport fra flyet, og et anslag på drivstoffmengden om bord. Ved beregninger av drivstoffmengden er det lagt til grunn at flyet brukte 25 liter i de 44 minuttene som gikk fra avgang til havariet. Videre er vektene til de tre om bord basert på veiinger i forbindelse med regulære flymedisinske undersøkelser. Bagasjens masse og plassering av diverse standard utstyr i flyet er beregnet ut ifra opplysninger

¹⁶ Fuel Contents Probe P/N D60-2827-13-00_1

fra flyskolen og pårørende. Det er lagt til grunn at det var to pilotbager om bord som var plassert i henholdsvis baksetet og det bakre bagasjerommet.

Tabell 5: Data for beregning av masse og balanse

| | Masse (kg) | Arm (m) | Moment (kgm) |
|--|------------|---------|--------------|
| Tom-masse LN-PFM | 1 469 | 2,421 | 3 556,449 |
| Personer i cockpit (inkludert klær og headset) | 168 | 2,3 | 386,4 |
| Passasjer (inkludert klær og headset) | 86 | 3,25 | 279,5 |
| Bagasje i passasjeretset | 10 | 3,25 | 32,5 |
| Bagasje i fremre bagasjerom | 2 | 0,6 | 1,2 |
| Bagasje i bakre bagasjerom | 9 | 3,89 | 35,01 |
| Estimert drivstoff i hovedtanker (0,84 kg/liter) | 96 | 2,63 | 251,84 |
| Drivstoff i ekstratank (0,84 kg/liter) | 84 | 3,2 | 268,8 |
| Avisingsvæske (1,1 kg/liter) | 33 | 1 | 33 |
| | 1 957 | 2,476 | 4 844,699 |



Figur 5: Figuren viser tyngdepunktets beregnede plassering da ulykken skjedde (sort sirkel). Flyskolen har etter ulykken innført at visse øvelser, blant annet demonstrasjon av sakteflyging (V_{MCA}) og full steiling kun er tillatt hvis tyngdepunktet ligger i det lyse området mellom de stiplede linjene. Kilde: Pilot Flight Academy/SHK

Beregningen viser at massen på havaritidspunktet var 42 kg under det maksimalt tillatte og at tyngdepunktets plassering var ved en arm på 2,476 meter. For den aktuelle massen er fremre begrensning for tyngdepunktets plassering 2,434 meter (arm) og for bakre begrensning 2,48 meter (arm). Det vil si at flyet var innenfor begrensningene for masse og balanse da ulykken skjedde.

DA 42 NG har et forholdsvis lite område mellom fremre og bakre begrensning. Ved instruksjonsflyging uten passasjerer i baksetet kan det følgelig bli nødvendig å medbringe vekter i det bakre bagasjerommet. Flyskolen har opplyst at de samler inn og teller opp disse vektene hver dag slik at ingen uforvarende flyr med vekter (se punkt 1.12.2).

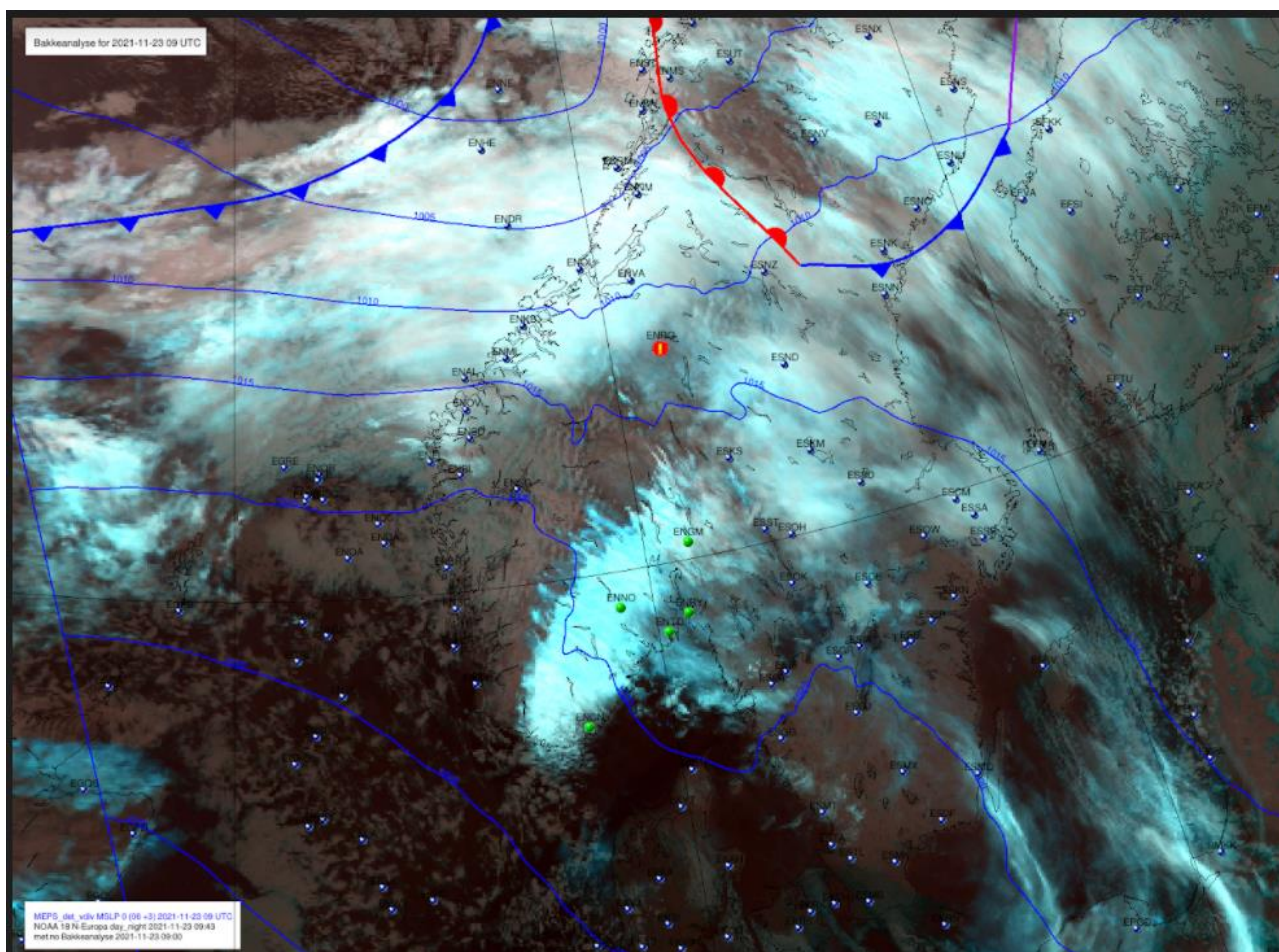
1.7 Været¹⁷

1.7.1 RAPPORT FRA METEOROLOGISK INSTITUTT

Havarikommisjonen har innhentet en rapport fra Meteorologisk institutt om vær-situasjonen ved Helgeroa/Tvedalen 23. november 2021. Nedenfor siteres noen utdrag fra rapporten:

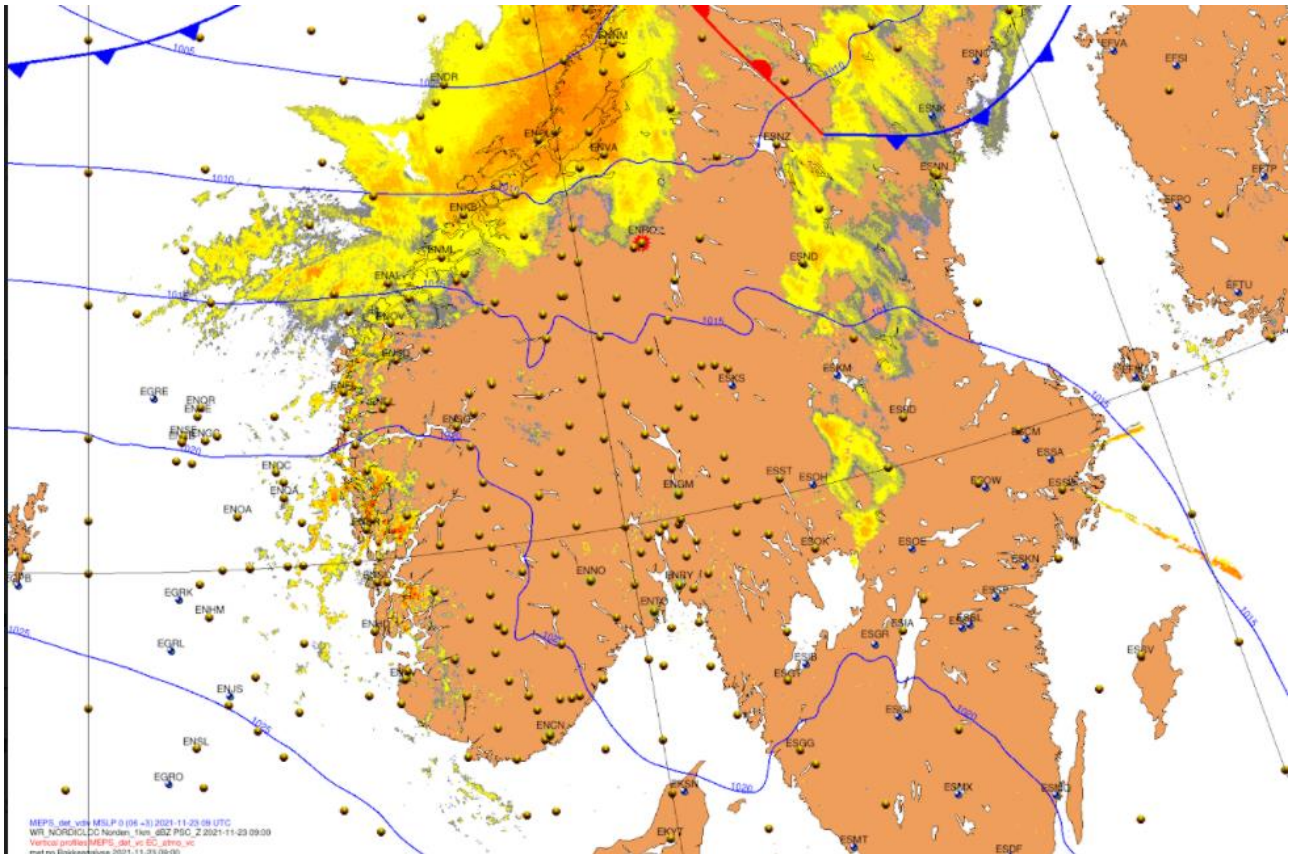
Generell vær-situasjon

Et lavtrykk i Norskehavet med tilhørende fronter ga mye nedbør i Trøndelag denne dagen. Sammen med et høytrykk nær de Britiske øyer genererte dette trykkfeltet et vest-nordvest-vindfelt over Sør-Norge. Denne vindretningen gir normalt gode værforhold på Østlandet (i le).



Figur 6: Bakkeanalyse og satellittbilde tirsdag 23. november 2021 kl. 10 lokal tid. Illustrasjon: Meteorologisk institutt/SHK

¹⁷ Forklaring av meteorologiske forkortelser, se: <https://www.ippc.no/ippc/index.jsp>

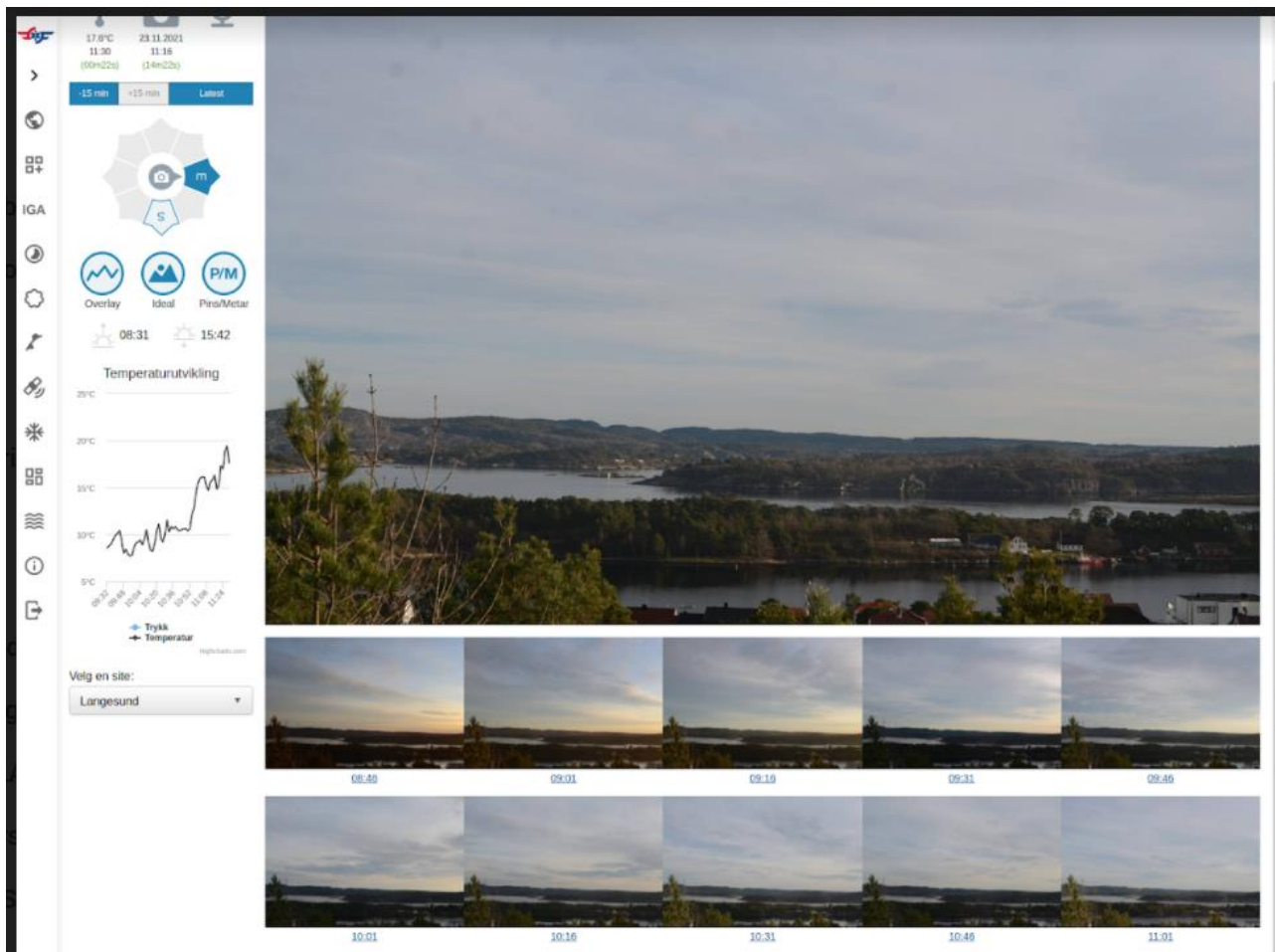


Figur 7: Bakkeanalyse og radarbilde tirsdag 23. november 2021 kl. 10 lokal tid (09UTC). Illustrasjon: Meteorologisk institutt/SHK

Lokale værforhold

Rundt kl 09 lokal tid var det pent vær i det aktuelle området med høy skybase og gode siktforhold (CAVOK-forhold) - se webkamera-bilder fra Langesund nedenfor. Hovedskybasen lå rundt FL180-240 (noen le-skyer). Torp meldte om CAVOK-forhold, +3 grader og sørvestlig vind rundt 3 m/s mellom kl. 08 og 09 lokal tid. Av de vertikale profilene [...] ser vi at det i området var en grunn temperaturinversjon (varmere med høyden), med omkring -1 til +2 grader nær bakken og med +5 til +7 grader i 500-1000 ft. Over denne høyden var det vind omkring vest-nordvest (flere vind-detalljer i neste avsnitt).

[...]



Figur 8: HEMSWX-webkamera-bilder (E) fra Langesund, tirsdag 23. november 2021 kl 08.30-10.00 lokal tid. Ulykkesområdet ligger i horisonten i venstre billedkant. Kilde: Stiftelsen Norsk Luftambulans/SHK

[...]

Vind og turbulens

I 10 meters høyde gir prognosene og observasjonene vind fra sørvest til vest med styrke omkring 05-10KT (2,5-5 m/s) i det aktuelle området (observasjoner fra Torp og Svenner fyr i tabellene nedenfor). Over den nevnte temperaturinversjonen (opp til 500-1000FT), gir datamodellen jevne vindforhold fra omkring vest-nordvest med vindstyrker omkring 10-20KT i 2500FT og 15-30KT i 5000FT (se figur 9).

Det var ingen faremeldinger ute for turbulens i det aktuelle tidsrommet. I våre datamodeller var det lokalt noe utslag på moderat (MOD) turbulens betydelig lenger vest (Hardangervidda-området), men ingenting over det aktuelle området. Vår vurdering er at det lokalt og periodevis kan ha vært lett (FBL) turbulens i det aktuelle området, terrenget og vind fra vest-nordvest tatt i betraktning.

Tabell 6: Automatiske målinger fra Torp flyplass. Observasjonene registreres hver time, med temperatur (2 min), middelvind (10 min) og tilhørende vindretning. Kilde: Meteorologisk institutt/SHK

| Tid (lokal) | Temperatur | Middelvind (m/s) | Vindretning (grader) |
|-------------|------------|------------------|----------------------|
| 0700 | 3,4 | 2,6 | 180 |
| 0800 | 3,2 | 2,6 | 220 |
| 0900 | 4,3 | 3,1 | 240 |
| 1000 | 5,0 | 3,6 | 25 |

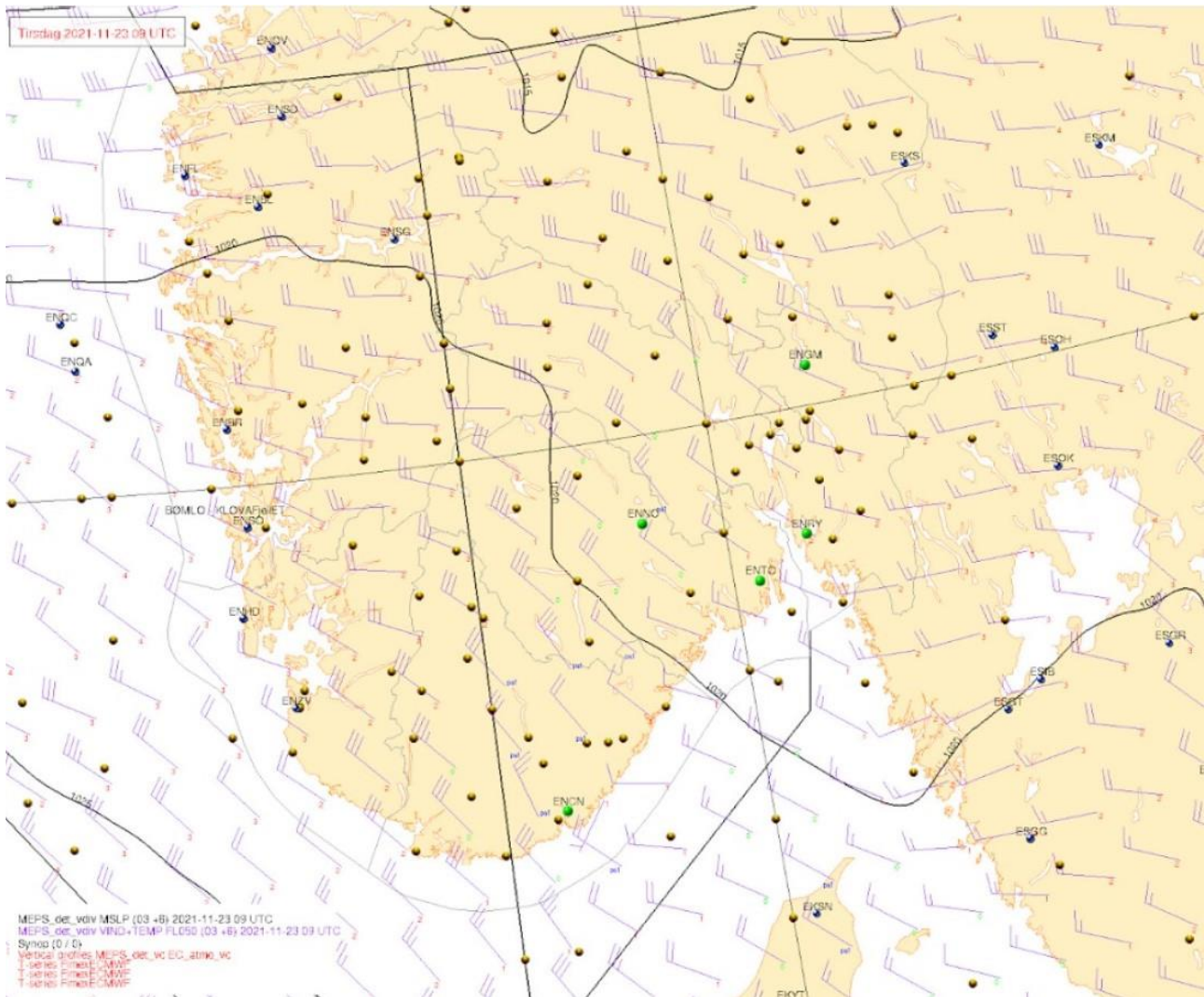
Tabell 7: Automatiske målinger fra Svenner fyr. Observasjonene registreres hver time, med temperatur (2 min), middelvind (10 min), sterkeste vindkast og tilhørende vindretning. Kilde: Meteorologisk institutt/SHK

| Tid (lokal) | Temperatur | Middelvind (m/s) | Sterkeste Vindkast (m/s) | Vindretning (grader) |
|-------------|------------|------------------|--------------------------|----------------------|
| 0700 | 7,2 | 3,5 | 4,5 | 250 |
| 0800 | 6,6 | 4,0 | 5,0 | 270 |
| 0900 | 6,6 | 3,0 | 3,5 | 240 |
| 1000 | 6,8 | 4,0 | 4,5 | 260 |

[...]

Sammendrag

I det aktuelle området og tidsrommet var det pent vær, gode sky- og siktforhold (CAVOK). Nær bakken var det vind fra sørvest-vest 05-10KT og over temperaturinversjonen (i 500-1000ft), økte vindforholdene jevnt med høyden med 10-20kt i 2500ft og 15-30kt i 5000ft og med vindretning fra vest-nordvest. Vår vurdering er at det lokalt og periodevis kan ha vært lett (FBL) turbulens i det aktuelle området.



Figur 9: Høydevindforholdene i 5 000 ft kl. 1000 – prognose. Illustrasjon: Meteorologisk institutt/SHK

1.7.2 TAF FOR SANDEFJORD LUFTHAVN TORP (ENTO)¹⁸

ENTO 222300Z 2300/2324 VRB05KT CAVOK BECMG 2310/2313 23010KT=

ENTO 230500Z 2306/2406 VRB03KT CAVOK BECMG 2310/2312 23010KT=

1.7.3 METAR FOR SANDEFJORD LUFTHAVN TORP (ENTO)¹⁹

ENTO 230720Z 22005KT CAVOK 03/M02 Q1018 NOSIG=

ENTO 230750Z 23006KT CAVOK 03/M01 Q1018 NOSIG=

ENTO 230820Z 25006KT CAVOK 05/M01 Q1018 NOSIG=

¹⁸ Tidene er UTC

¹⁹ Tidene er UTC

1.7.4 IGA PROGNOSE (OMRÅDEVARSEL) KL. 0600-1600 (0500-1500 UTC)

ZCZC
FBNO41 ENMI 230500
IGA PROG 230500-231500 UTC Nov 2021 NORWAY FIR SE PART COAST AND LOWLAND AREAS E OF
E00730 AND S OF N6100

WIND SFC.....: VRB/00-05KT, LCA W-NW/10-15KT. BECMG SW-W/05-10KT, COT 10-20KT
WIND 2000FT....: NW/20-25KT AFTERNOON INCR 30KT SW-PART
WIND/TEMP FL050: 300-350/10-20KT, MORNING BECMG 300-330/25-35KT / MS03-PS03
WIND/TEMP FL100: 300-330/25-35KT OCNL 40KT SW-PART / MS08-MS04
WX.....: NIL. SLIGHT RISK LCA FZFG BEFORE NOON, MAINLY SE-MOST PART
VIS.....: +10KM, RISK LCA 0.1-1KM IN FZFG
CLD.....: MAINLY SKY CLEAR, RISK LCA BKN/VV 0100-0300FT IN FZFG
0-ISOTHERM.....: 4000FT-FL080, EARLY LCA SFC (GROUND INVERSION)
ICE.....: NIL, RISK LCA FBL/MOD IN FZFG
TURB.....: FBL

1.8 Navigasjonshjelpemidler

Flyet var utstyrt med et integrert navigasjonssystem av typen Garmin G1000 NXi. Enheten har to *Multi-Function Display* som muliggjør kommunikasjon med flere av flyets systemer. Dette inkluderer GPS-navigasjon og kartvisning (Moving Map).

1.9 Samband

LN-PFM var innledningsvis i kontakt med tårnet på Sandefjord lufthavn Torp på frekvens 118,650 MHz. Flyet ble deretter overført til Farris Approach på frekvens 134,050 MHz. Det er ikke rapportert om problemer med dette sambandet i den aktuelle perioden.

Havarikommisjonen har lyttet til det aktuelle sambandet og oppfattet at eleven kommuniserte klart og presist og uten tegn til høyt stressnivå.

I tidsrommet da ulykken skjedde, kommuniserte flygelederen på Farris Approach med et annet luftfartøy. Kl. 09:10:21 ble dette sambandet forstyrret av støy som varte ca. 3 sekunder.

Tidspunktet for havariet er estimert til kl. 09:10:26. Denne støyen kan ha oppstått som en følge av at et luftfartøy i området sendte samtidig på frekvensen. Det har ikke vært mulig å fastslå om dette kan ha vært et radioopkall fra LN-PFM.

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

Ikke relevant.

1.11 Flyregistratorer

Flyet var ikke utstyrt med flyregistratorer og dette var heller ikke et krav. Garmin G1000 lagrer imidlertid en rekke data. Videre lagres data i motorstyringen (EECU). Alle disse enhetene hadde brent opp og det kunne følgelig ikke hentes ut data fra disse. Data fra disse enhetene ble heller ikke lagret eksternt.

1.12 Havaristedet og flyvraket

1.12.1 HAVARISTEDET

Ulykken skjedde i øvingsområdet Helgeroa 1. Havaristedet ligger i kupert skogsterreng i Askedalsåsane 8 km vest-nordvest for Larvik og 1,3 km syd for Hobekksetertunnelen på E18 i Vestfold og Telemark fylke. Nærmeste bebyggelse er stedet Gardsveg som ligger ca. 300 meter sydvest for havaristedet. Største høyde i området er ca. 200 meter, men flere av åsene har høyde på ca. 150 meter.

Flyet traff først en fjellknaus 109 meter over havet (358 ft). Flyvraket skled så ned en bratt fjellskråning og ble liggende i bunnen av skråningen 10–12 meter lengre ned. Det er busker og trær i området, og det var flere trær helt inntil treffstedet som ikke ble truffet av flyet.



Figur 10: Oversiktsbilde tatt mot nord-nordøst fra et helikopter som var over havaristedet få minutter etter at ulykken hadde skjedd. Rødt omriss av flyet illustrerer hvor det traff bakken. Foto: Privat/SHK



Figur 11: Bilde av havaristedet tatt mot øst rett før kl. 1400. Foto: SHK



Figur 12: Havaristedet sett mot øst-sørøst etter at området ble ryddet. Flyet traff oppe på knausen øverst i bildet. Foto: SHK

1.12.2 FLYVRAKET

I vegetasjonen oppe på fjellknausen var det avsatt et ca. 5 meter langt rett avtrykk med retning 15°/195°. Nær midten av linjen ble det funnet en del av vingehuden med mørk blå tape på. Bare undersiden av venstre vinge har registreringsbokstaver av mørk blå tape. Videre ble venstre vingetipp (winglet) funnet noe øst for den sydligste enden av den rette linjen. For øvrig ble det bare funnet noen små deler liggende oppe på fjellknausen. Hovedvraket ble liggende forholdsvis samlet

i bunnen av skråningen. Tilnærmet hele hovedvraket brant opp og det var i hovedsak bare karbonfiberrester, varmeskadde ståldeler og smeltet aluminium igjen. I hovedvraket lå begge motorene og understellsenhetene. Noen deler hadde separert fra hovedvraket. Dette inkluderte:

- Den fremste delen av nesepartiet, inkludert værradaren, hadde separert fra skroget i området ved bagasjelukene. Delen var lite skadet i fronten, men var slått inn på undersiden. Delen lå i bunnen av skråningen ca. 3 meter syd for hovedvraket²⁰. Nesepartiet lå sammen med rammen til *canopy* (det gjennomsiktige dekselet over cockpit) og det øvre høyre motordekslet fra venstre motor.
- Begge propellene inkludert respektive halvdeler av reduksjonsgirboksene lå samlet ca. 15 meter nedenfor hovedvraket. Fem av totalt seks propellerblader var slått av helt inne ved navet (huben). På venstre propeller satt det igjen et halvt blad.
- Høyre vingetipp (winglet) lå nede ved hovedvraket, uskadet av brannen.
- Tanken for anti-isingsvæske, inkludert en slange og to pumper, hang oppe i et lite tre halvveis oppe i skråningen.
- Venstre balanseror var betydelig skadet av brann og lå noe nedenfor treffstedet (ca. 14 meter nord for stedet hvor venstre vingetipp lå).
- Det ble ikke funnet vekter på havaristedet (se kapittel 1.6.11).
- Det ble søkt grundig i området rundt havaristedet uten at det ble funnet deler som kunne ha falt av flyet før det traff bakken.

Vrakdelene ble lagt i syv store sekker (big bags) og transportert fra havaristedet med helikopter. Vraket ble deretter kjørt med lastebil til Havarikommisjonens hangar på Lillestrøm for nærmere undersøkelser. Dette er nærmere beskrevet i kapittel 1.16.

1.13 Medisinske og patologiske forhold

De tre omkomne ble funnet samlet sentralt i vraket. De ble obdusert ved Avdeling for rettsmedisinske fag på Oslo universitetssykehus. Obduksjonsrapportene konkluderer med at samtlige omkom umiddelbart grunnet omfattende skader etter sammenstøtet med bakken.

Rutinemessig ble det tatt prøver for å avdekke eventuelle inntak av alkohol (etanol), legemidler og narkotiske stoffer. Grunnet tilstanden til de omkomne bød det på problemer å få sikre resultater, men de tilgjengelige resultatene ga ikke grunn til mistanke om påvirkning av ulovlige stoffer.

1.14 Brann

Det oppsto en brann umiddelbart etter sammenstøtet med bakken. Om bord i flyet var det i underkant av 200 liter Jet A-1 drivstoff og ca. 7 liter motorolje i hver motor. I tillegg var det små oljemengder i flyets hydraulikksystem og bremsesystem.

Flyet er i hovedsak bygget av karbonforsterket plast med noen detaljer av glassfiberforsterket plast. Disse materialene brant opp slik at det i hovedsak bare var fibrene igjen på havaristedet.

Noen trær ble brannskadet, og skogbunnen brant opp der vrakdelene ble liggende å brenne.

²⁰ Til høyre for hovedvraket sett fra nede under skråningen.

1.15 Overlevelsesaspekter

Da flyet forsvant fra radar, besetningen ikke svarte på oppkall fra flygelederen og det kom inn melding om en mulig ulykke fra et vitne, ble det klart at LN-PFM måtte ha havarert. Kort tid etter kl. 0922 ble det følgelig slått full alarm med varsling til både Hovedredningssentralen, redningshelikoptre og luftambulansetjenesten før den eksakte posisjonen til flyet var klarlagt. Forsvarets Sea King redningshelikopter ankom ca. 45 minutter etter at ulykken hadde skjedd. Det ble da konstatert at liv ikke kunne reddes. Grunnet krevende terreng og få egnede adkomstveier tok det lengre tid før de bakkebaserte nødetatene kom fram til havaristedet.

Flyet var utstyrt med en nødpeilesender (Emergency Locator Transmitter – ELT) av typen Artex ME406 ELT. Et fly som passerte området på tidspunktet ulykken skjedde, mottok signaler fra en nødpeilesender i noen få sekunder. Besetningen antok at dette kom fra en test i forbindelse med vedlikehold og knyttet ikke signalene til ulykken før senere da det ble kjent at det hadde skjedd en ulykke. Varigheten av signalene var så kortvarig at de ikke ble registrert av andre fly eller av det satellittbaserte varslingsystemet.

Bare festebromen til nødpeilesenderen ble funnet på havaristedet og Havarikommisjonen har konkludert med at nødpeilesenderen brant helt opp.

Flyet var utstyrt med trepunktets setebelger for både besetning og passasjerer.

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 GENERELL UNDERSØKELSE AV VRAKDELENE

Grunnet helsefare med karbonfiberstøv ble det besluttet at vrakdelene i sekkene ikke kunne undersøkes i Havarikommisjonens hangar. Det ble derfor bygget et midlertidig utendørs rom hvor alle deler fra vraket ble sortert i tre kategorier:

- Karbonfiber og detaljer som åpenbart ikke hadde interesse for den videre undersøkelsen ble sortert bort.
- Deler som ikke hadde umiddelbar interesse, men som på et senere tidspunkt kunne bli gjenstand for nærmere undersøkelser ble lagret separat i det utendørs rommet.
- Deler, i hovedsak fra flyets struktur, rorflater, flygekontroller, motorer, propellere og understell ble rengjort for karbonstøv og flyttet til Havarikommisjonens hangar. Der ble de undersøkt nærmere og lagt ut i tilnærmet riktig innbyrdes posisjon (se figur 13).



Figur 13: Delene fra flyet lagt ut i tilnærmet riktig innbyrdes posisjon sett forfra. Venstre vinge er til høyre på bildet. Motorene ligger på paller nederst i bildet. Foto: SHK

Delene ble undersøkt med assistanse fra en flytekniker fra flyskolens vedlikeholdsorganisasjon Flyteknisk Notodden AS. Undersøkelsene av vrakdelene ga følgende resultater:

1. Det er funnet detaljer fra vinger (inkludert vingetippene), horisontale stabilisatorer og vertikalfinne.
2. Det ble funnet rester fra samtlige rorflater (høyderor, sideror, balanseror og flaps).
3. Mekanismene til flygekontrollene kunne rekonstrueres fra stikke og pedaler til respektive rorflater. Det ble funnet mange brudd i flygekontrollene. Disse ble vurdert å være forenelige med skader som oppstår i forbindelse med et kraftig havari, og bruddene hadde tydelige tegn til overbelastning eller annen ytre påvirkning.
4. Stikka (balanserorskontrollen) hadde skader som indikerer at den var i nøytral posisjon da flyet traff bakken.
5. Siderorstrimmen (rudder trim) sto en i en posisjon tilsvarende knapt en strek til venstre (10° nose left).
6. Staget som var koblet til høyderorstrimmen ble funnet helt innskjøvet. Dette tilsvarer at høyderorert var trimmet helt *nose down*. Den fleksible kabelen som går mellom høyderorstrimmen og cockpit var imidlertid revet av inne i skroget, noe som medfører at funnet er upålitelig.
7. Understellet hadde flere skader og overbelastningsbrudd etter å ha vært slått bakover i utfelt posisjon (se figur 14).
8. Flapsaktuatoren hadde smeltet helt, men delene av stål ble funnet. Mekanismen ble kuttet opp. Det ble da konstatert at skruen sto mot endestoppen, dvs. at flapsen var helt nede (se figur 15).

9. Luftinntaket til fartsmåleren (pitot tube) var kraftig bøyd opp.
10. Tanken til avisingsvæsken hadde revnet på en måte som indikerer at den hadde inneholdt væske. Det var imidlertid ikke mulig å anslå hvor mye væske den hadde inneholdt.
11. Festebraketten til nødpeilesenderen ble funnet, men ikke selve senderen.
12. Samtlige elektroniske komponenter tilhørende flyet var totalt ødelagt av brannen. Det var derfor ikke mulig å hente ut data fra disse.



Figur 14: Venstre understell til venstre og høyre understell til høyre. Røde piler viser flygeretningen. Begge understellene er slått bakover. Det høyre understellet er slått av og den øvre delen av leggen er i tillegg slått inn fra forsiden etter at bruddet oppsto (se grønn pil). Foto: SHK



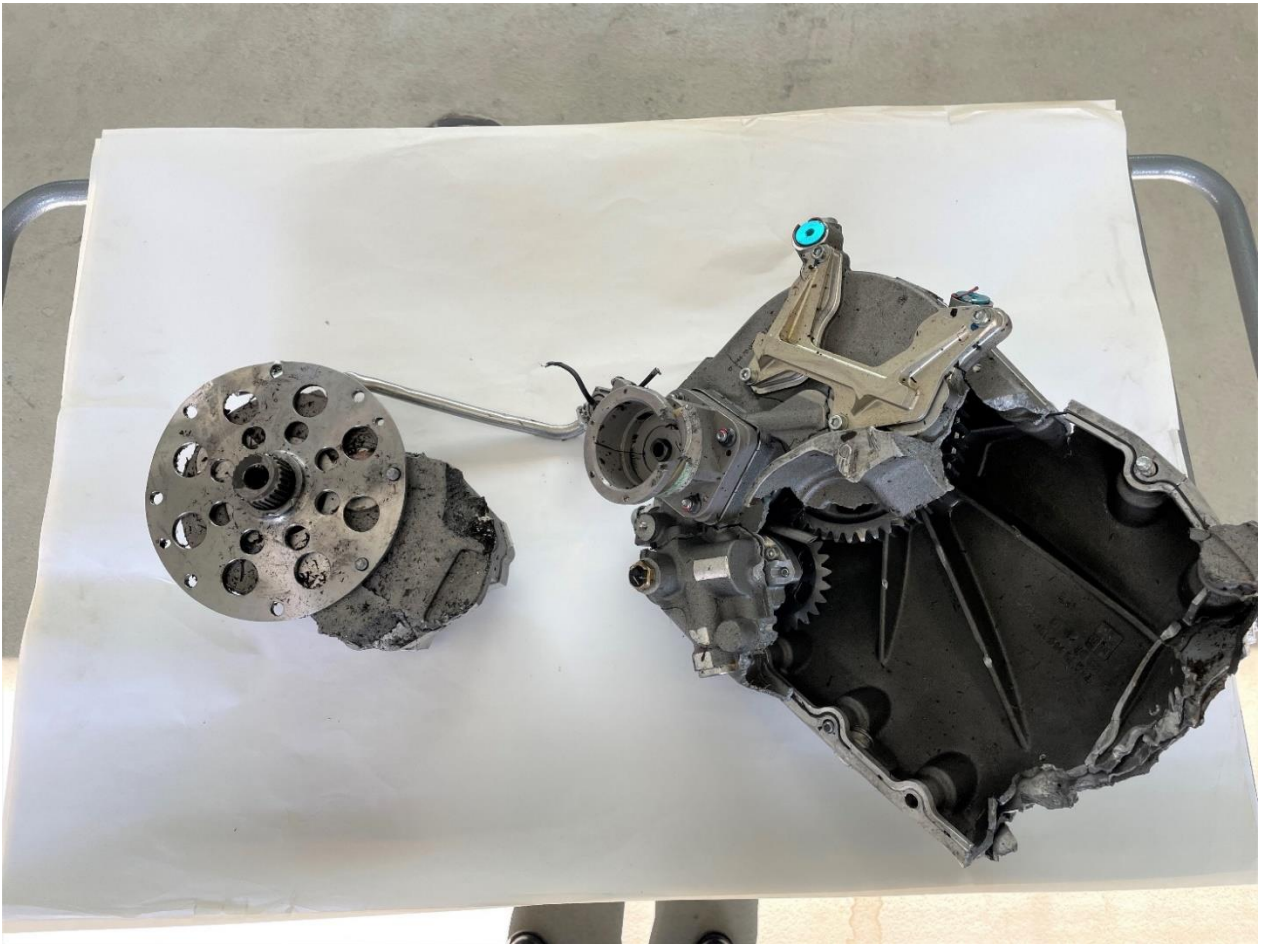
Figur 15: Råden til flapsaktuatoren til venstre med skruen stikkende ut til høyre. Pilen peker på stedet der skruen ligger an mot endestoppen. Foto: SHK

1.16.2 UNDERSØKELSE AV MOTORENE

1.16.2.1 Innledning

Begge motorene var sterkt skadet. Blant annet var reduksjonsgirboksene med tilhørende komponenter slått av. Reduksjonsgirboksen til den venstre motoren var delt i to (se figur 16). Det meste av reduksjonsgirboksene var fortsatt boltet fast til propellene. Motorene hadde vært utsatt for høy temperatur slik at ledninger og andre brennbare detaljer hadde smeltet eller brent opp (se figur 17).

Begge motorene ble demontert og undersøkt i hangaren til Havarikommisjonen. En flytekniker fra vedlikeholdsorganisasjonen Flyteknisk Notodden AS med lang erfaring på vedlikehold av Austro Engine E4 motorer var med på arbeidet. Generelt kan det bemerkes at begge motorene så ut til å ha vært i god tilstand før ulykken og at skademønstrene var tilnærmet like for begge.



Figur 16: Reduksjonsgirboksen fra venstre motor. Foto: SHK



Figur 17: Venstre motor før demontering. Foto: SHK

1.16.2.2 Venstre motor

Under demonteringen ble følgende konstatert:

- Brennstoffdysene til motoren var ødelagt av varme på utsiden, men var i god stand innvendig.
- Glødepluggene var ødelagt av varme på utsiden, men var i god stand innvendig.
- Kompressorhuset på turboen hadde delvis smeltet.
- Det var ikke olje i topplokkene og kammene var korrodert. Begge kamakslene var ellers hele og kamaksellagrene så normale ut.
- Flere kamfølgerne hadde kommet ut av posisjon og to hadde løsnet helt.
- Tannhjulene og kjeden som driver kamakslene var hele.
- Topplukk og ventiler så ut til å være i god stand.
- Stemplene og sylinderveggene på oversiden av stemplene viste ingen tegn til unormal forbrenning eller slitasje.
- Veivhuset var tomt for olje. Området innvendig i motoren var stedvis korrodert og sotet.
- Veivakselen var delt mellom tredje bærelager og råde nr. 3 (se figur 18).
- Råde nr. 4 hadde løsnet ved at boltene i rådelageret hadde brukket. Bruddet i boltene så ut til å være et overbelastningsbrudd tilknyttet bruddet i veivakselen.
- Rådelager nr. 3 og 4 ble demontert. Lagrene viste ingen tegn til unormal slitasje.
- Huset til oljepumpen hadde delvis smeltet, men ellers hadde pumpen ingen åpenbare skader.

- Den fremre delen av veivhuset var knust (se figur 18).
- Det var ikke mulig å finne entydige spor fra at svinghjulet har rotert samtidig som det har vært i kontakt mot veivhuset.
- Samtlige skader i reduksjonsgirboksen er forenelige med at den traff bakken med stor kraft.



Figur 18: Skadene på venstre motor sett fra undersiden. Store deler av veivhuset er knust og mangler. Rød pil peker mot bruddet i veivakselen. Foto: SHK

1.16.2.3 Høyre motor

Under demontering ble følgende konstatert:

- Brennstoffdysene til motoren var ødelagt av varme på utsiden, men var i god stand innvendig.
- Glødepluggene var ødelagt av varme på utsiden, men var i god stand innvendig.
- Kompressor-rotoren og kompressorhuset i turboen hadde spor etter kontakt mens turboen hadde rotert (se figur 19 og figur 20).
- Det var ikke olje i topplokkene og kammene var korrodert. Begge kamakslene var ellers hele og kamaksellagrene så normale ut.
- 4 kamfølgere hadde kommet ut av posisjon hvorav to var helt løse (kammen som styrer innsugsventilene).
- Tannhjulene og kjedet som driver kamakslene var hele.
- Topplukk og ventiler så ut til å være i god stand (se figur 21).

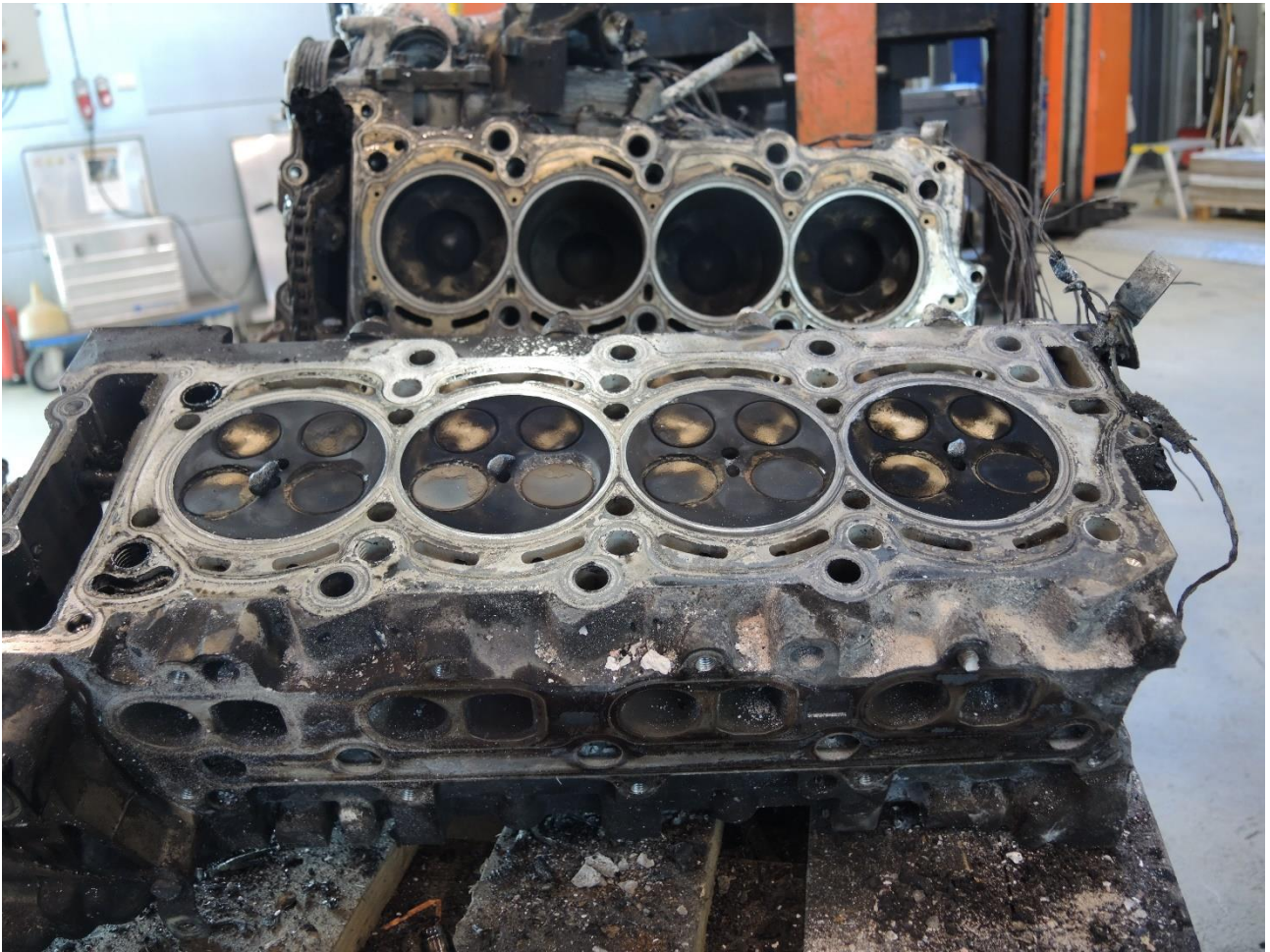
- Stemplene og sylinderveggene på oversiden av stemplene viste ingen tegn til unormal forbrenning eller slitasje.
- Veivhuset var tomt for olje. Området innvendig i motoren var stedvis korrodert og sotet.
- Oljepumpen kunne roteres fritt.
- På baksiden av svinghjulet (den siden som vender mot veivhuset) var det skader som indikerte at svinghjulet hadde rotert mens det ble presset mot veivhuset. Videre hadde flere bolthull blitt ovale (se figur 22).
- Samtlige skader i reduksjonsgirboksen er forenelig med at den traff bakken med stor kraft.



Figur 19: Kompressorhuset fra turboen til høyre motor. Pilene peker mot skader i huset etter kontakt med kompressor-rotoren. Foto: SHK



Figur 20: Kompressor-rotoren fra turboen til høyre motor. Pilene peker mot bøyde rotorblader. Foto: SHK



Figur 21: Toppløkket fra høyre motor med motorblokken liggende bak. Foto: SHK

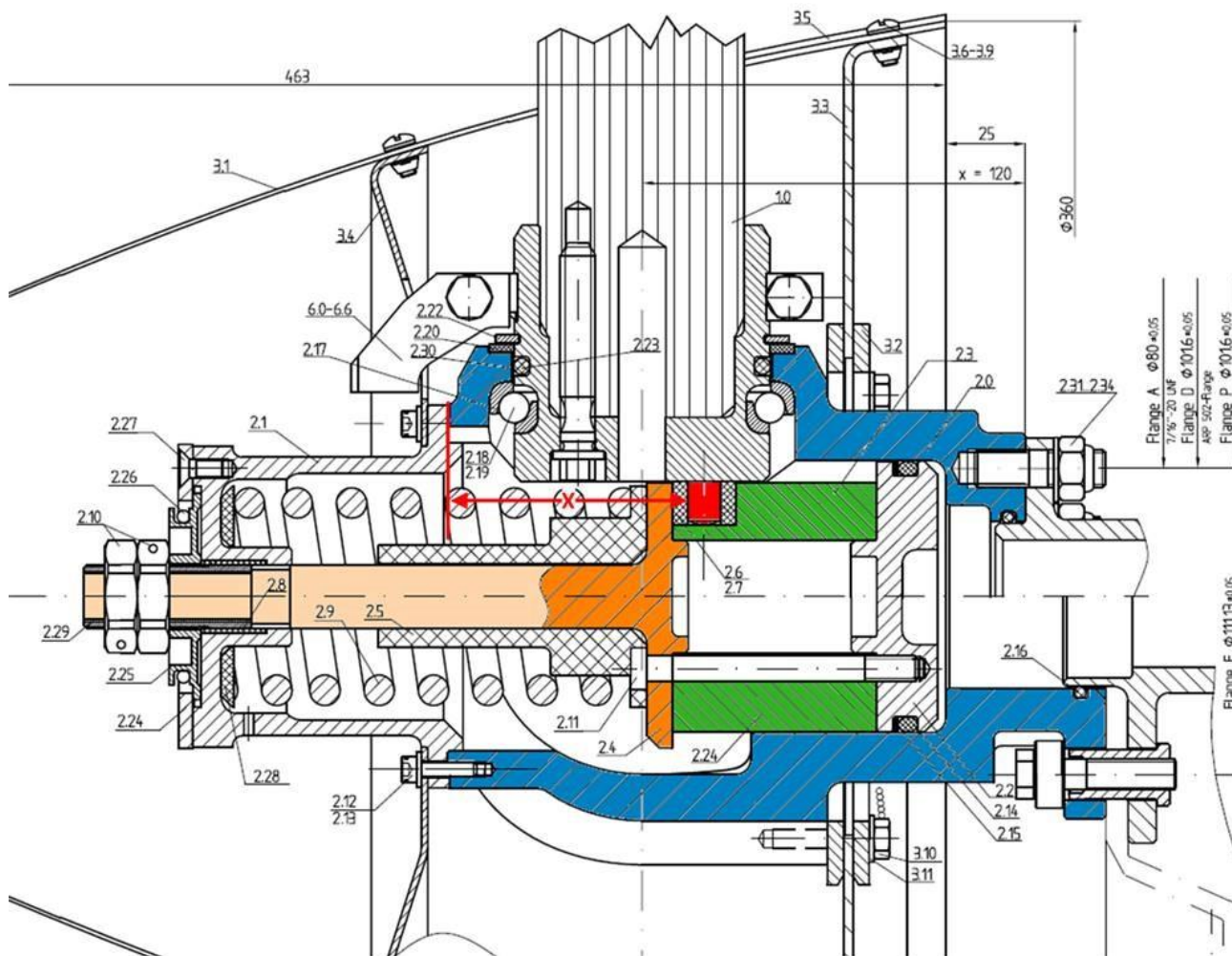


Figur 22: Baksiden av svinghjulet på høyre motor. En ripe er markert med blå pil. Flere ovale bolthull er markert med røde piler. Foto: SHK

1.16.3 UNDERSØKELSE AV PROPELLENE

1.16.3.1 Undersøkelse av propellene hos Norrønafly Propeller & NDT

Bladvinkelen på propellene kan fortelle noe om kraftuttaket fra motorene og Havarikommisjonen besluttet å undersøke propellene hos Norrønafly Propeller & NDT i Oslo. Verkstedet er godkjent for flere typer propeller, inkludert MT-propeller. Målet med undersøkelsene var primært å bestemme hvilken bladvinkel propellene hadde ved sammenstøtet mot bakken. Propellene hadde store skader og dette vanskeliggjorde arbeidet. I beskrivelsene nedenfor vises det til nummereringene i figur 23.



Figur 23: Snitt-tegning av propellen. Kilde MT-propeller/SHK

Venstre propell (serienummer 200093)

Venstre propell hadde store skader med blant annet avslått fronthus (2.1) inkludert fjæren (2.9). Blad 1 var brukket omtrent midt på. De to andre bladene var brukket helt inne ved bladrota. Propellnavet (hub – markert blått på tegningen) hadde sprukket og blad 1 var løst. Grunnet skadene i propellnavet var det ikke mulig å få ut stempelet (markert grønt på tegningen). Videre hadde de sorte plastklossene som sitter rundt bladenes styrepinner (markert rødt på tegningen) til blad 1 og 2 sprukket. For om mulig å fastslå bladvinklene ble avstanden fra bladenes styrepinner til framkanten på propellnavet målt (se rød pil på figur 23). Målene var som følger:

Blad 1: 51,5 mm

Blad 2: 53,7 mm

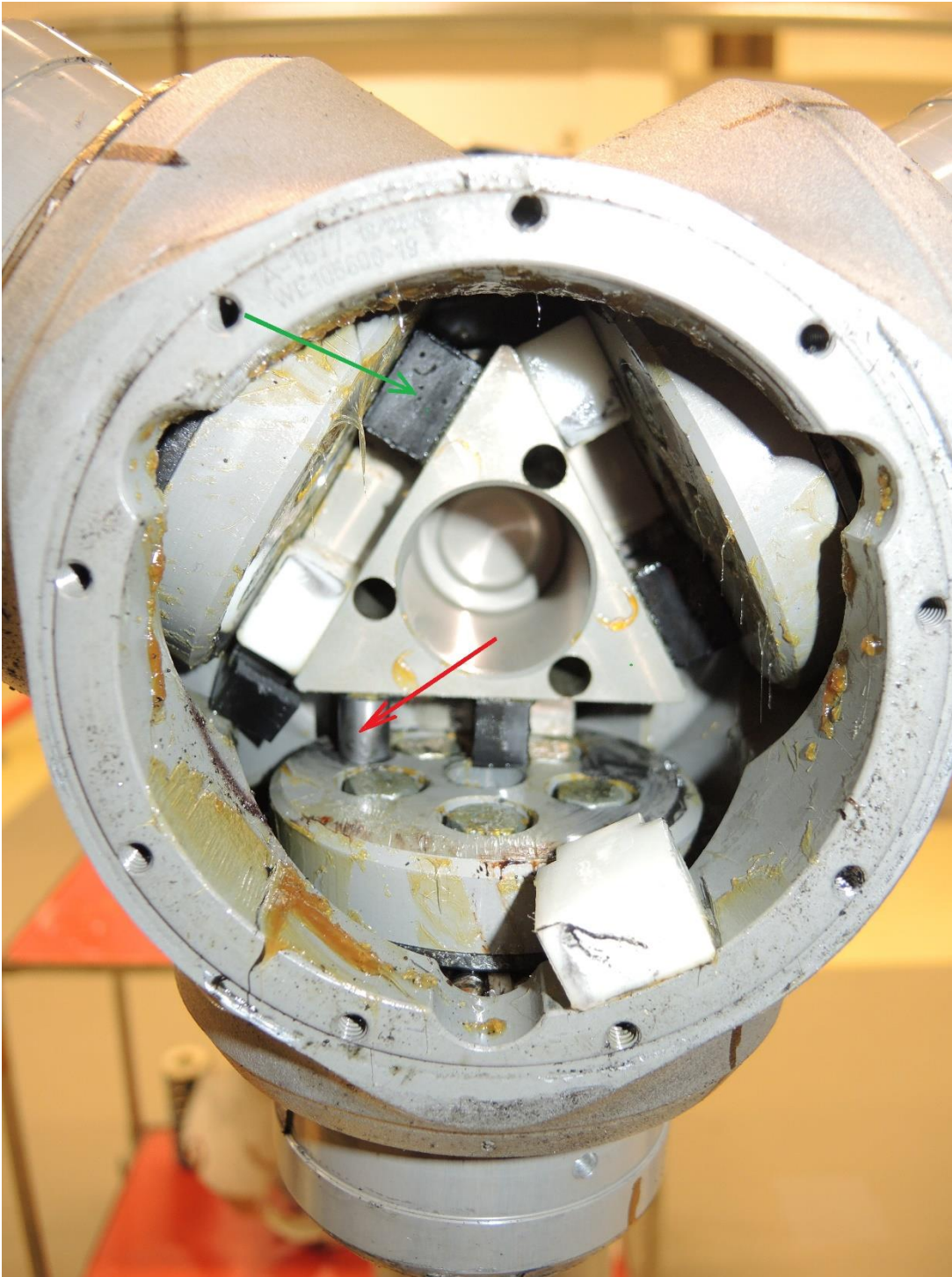
Blad 3: 48,6 mm

Disse avstandene kunne ikke konverteres til en bladvinkel uten å ha tilgang til en uskadet propell, og undersøkelsen ble inntil videre avsluttet.

Høyre propell (serienummer 200094)

Høyre propell hadde store skader, men propellnavet (markert blått på tegningen) var tilsynelatende uskadet. Fronthuset (2.1) og fjæren (2.9) ble avmontert. Videre ble boltene (2.11) skrudd ut og stempelforlengelsen (markert oransje på tegningen) tatt ut. Deretter ble plastklossene som satt rundt bladenes styrepinner (markert rødt på tegningen) og stempelet (markert grønt på tegningen) tatt ut. Før bladene ble tatt ut ble posisjonen merket med overrettmerker på motvektene og

propellnavet. Bladene kunne deretter tas ut etter at låseringen (2.22) var tatt ut. Da blad 2 ble tatt ut, ble ikke posisjonen på lagerbanen til bladet merket. Denne lagerbanen består av to halvdeler som ligger løst rundt bladroten og disse løsnet (motsvarende 2.17, men ikke gitt eget nummer på skissen). Det var derfor ikke mulig å fastslå lagerbanens posisjon på bladroten. Tilsvarende sitter den ytre lagerbanen fast i propellnavet (2.17). Før utmontering av blad 1 og 3 ble posisjonen til lagerhalvdelene merket. Den videre undersøkelsen for å bestemme hvilken bladvinkel blad 1 og 3 hadde, er omtalt i kapittel 1.19.2.



Figur 24: Høyre propell etter at stempelforlengelsen er tatt ut. Grønn pil peker mot den sorte plastklossen som sitter rundt styrepinnen til blad 1. Rød pil peker mot styrepinnen til blad 3. På dette bladet hadde plastklossen sprukket og ramlet av. De hvite klossene på bildet er endestopper for bladets bevegelse. Foto: SHK

1.16.3.2 Undersøkelse av propellene hos MT-propeller

Produsenten MT-propeller i Tyskland har erfaring med å bestemme bladvinkelen på propeller basert på spor avsatt på propellens stempel (markert grønt på tegningen). Hvis plastklossen rundt styrepinnen sprekker, kan styrepinnen (markert rødt på tegningen) slå inn i stampelet og avsette spor i stampelet. Det ble derfor besluttet å sende propellene til MT-propeller. Undersøkelsen ble ledet og overvåket av den tyske havarikommisjonen BFU. Nedenfor gjengis informasjon fra en rapport utarbeidet av BFU.

Venstre propell (serienummer 200093)

Blad 1 var løst og blad 3 ble vurdert å være ute av posisjon. Ved hjelp av motvektene på blad 2 ble bladvinkelen målt til 24,6°. Grunnet skadene på propellnavet måtte det delvis benyttes alternativt spesialverktøy for å få ut bladene. Det ble ikke funnet spor i stampelet (markert grønt på tegningen) etter kontakt med styrepinnen (markert rødt på tegningen). Det var derfor ikke mulig å bestemme bladvinkelen ved hjelp av metoden til MT-propeller.

En nærmere undersøkelse av bladlagrene viste at det var synlige spor etter kulene i lagerbanene. Metoden omtalt i kapittel 1.19.2 ble benyttet.

Høyre propell (serienummer 200094)

Blad 1 og 3 ble satt tilbake i bladnavet i henhold til markeringer gjort av Havarikommisjonen (se kapittel 1.19.2). Målinger utført ved hjelp av motvektene ga følgende bladvinkler:

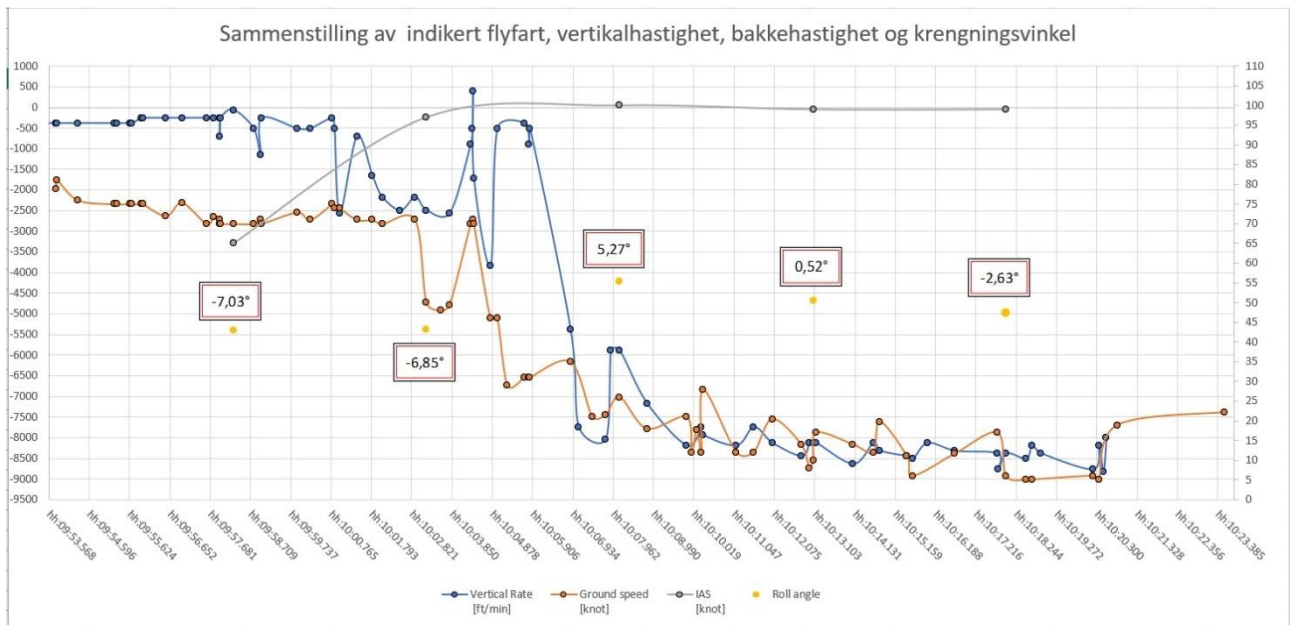
Blad 1: 13°

Blad 2: 48°

Blad 3: 16,1°

1.16.4 INNHENTING OG ANALYSE AV DATA FRA AUTOMATIC DEPENDENT SURVEILLANCE BROADCAST (ADS-B) OG ENHANCED SURVEILLANCE (EHS)

Grunnet sparsomt med informasjon fra vraket, havaristedet og vitner besluttet Havarikommisjonen å undersøke om sammenstilling av data fra *Automatic Dependent Surveillance-Broadcast* (ADS-B) og *Enhanced Surveillance* (EHS) kunne gi økt forståelse av flygingen. Data ble hentet inn fra både Avinor og Flightradar24 og analysert (se vedlegg A). Dataene gir en god forståelse av flyturen helt til flyet kommer ut av kontroll. I det samlede datasettet finnes datapunkter som ikke er forenelig med flyging. Disse punktene kan tyde på at flyet beveget seg mye mellom hvert datapunkt. Nedenfor er en grafisk fremstilling av de siste dataene fra flygingen.



Figur 25: En sammenstilling av de siste 30 sekundene med tilgjengelige data. Skalaen til venstre angir vertikal hastighet i fot per minutt. Skalaen til høyre angir hastighet i knop. Data for krenningsvinkel er angitt ved gule prikker. Negative vinkler betyr krenning til venstre. Grafen er utarbeidet av SHK

1.16.5 ELEVENS MOBILTELEFON

Elevenes mobiltelefon ble funnet uskadet på havaristedet. Den ble åpnet ved hjelp av PIN-kode og undersøkt. Mobiltelefonen hadde installert programvaren Air Navigation Pro, men denne var ikke aktivert og kunne ikke gi informasjon fra flygingen. Noen bilder av flyet, tatt om morgenen før avgang, ble undersøkt. Bildene viste ikke noe unormalt med flyet.

1.16.6 GJENNOMGANG AV TIDLIGERE FLYGINGER VED PILOT FLIGHT ACADEMY

Flyskolens DA 42 NG var alle utstyrt med Garmin G1000 NXi med 3-akset Automatic Flight Control System. Dette systemet lagrer en rekke data som gjør det mulig å gå detaljert gjennom flygingene. Havarikommisjonen har fått tilgang til data fra en rekke instruksjonsflyginger som ble gjennomført med DA 42 NG før ulykken skjedde. En gjennomgang av sekvenser med sakteflyging og steilevelser har ikke avdekket situasjoner som kan være med å forklare hva som hendte med LN-PFM. Eksempelvis fant ikke Havarikommisjonen steilinger som resulterte i vesentlig vingedropp eller andre unormale stillinger på flyet. Flyene var flere ganger nede i hastigheter omkring 65 kt før øvelsene ble avsluttet.

1.17 Organisasjon og ledelse

1.17.1 PILOT FLIGHT ACADEMY (PFA)

Pilot Flight Academy ble stiftet i 2007, da som Luftfartsskolen Notodden AS. Senere flyttet PFA til Sandefjord lufthavn Torp og fikk navnet Luftfartsskolen Torp AS. 4. januar 2008 fikk skolen sin godkjenning av Luftfartstilsynet (Approved Training Organization – ATO). Til å begynne med drev skolen med modulær flygeutdanning, men i august 2010 startet den første klassen med studenter med integrerte studier. Flyskolen fikk etter hvert flere internasjonale elever og samarbeidspartnere, og byttet navnet til Pilot Flight Academy i 2016.

På havaritidspunktet hadde flyskolen baser på Torp og Notodden i tillegg til et nært samarbeid med US Aviation Academy (USAA) i Denton, Texas. Samarbeidet med US Aviation Academy ble etablert grunnet kapasitetsproblemer ved avdelingene i Norge. Pilot Flight Academy erfarte at overgangen fra de tre første fasene på flytypen Cessna 152 i USA til fase 4 i Norge ble stor. Pilot

Flight Academy besluttet derfor å legge inn ekstra tid i simulator for å forberede elevene på DA 42 NG og norske forhold.

På tidspunktet for ulykken hadde Pilot Flight Academy 95 ansatte inkludert deltidsansatte. Av disse var 45 instruktører hvorav to var ansatt på deltid. I tillegg hadde flyskolen 15 innleide konsulenter. På havaritidspunktet hadde flyskolen 324 elever.

Flyskolen opererte 10 fly av typen Diamond DA 40 (enmotors) og 7 fly av typen DA 42 NG. I tillegg hadde flyskolen et fly av typen American Champion 8KCAB som ble benyttet til *Advanced Upset Prevention and Recovery Training (UPRT)*²¹ opplæring av instruktører og elever.

Flyskolens fly ble vedlikeholdt av EASA Part 145-organisasjonen Flyteknisk Notodden AS.

1.17.2 SKOLENS PROSEDYRER OG TRENINGSPROGRAM

1.17.2.1 Prosedyrer

Aktiviteten hos Pilot Flight Academy er regulert av en rekke håndbøker. Relevant er det overordnede dokumentet *Organisation Management Manual (OMM)*, operasjonshåndboken *Operations Manual (OM)*, treningshåndboken *Training Manual Airline Transport Pilot Issue 4 (TM ATP ISSUE 4)* og en beskrivelse av standard prosedyrer *Standard Operation Procedures (SOP)* med tilhørende sjekklister. I tillegg må skolen operere i henhold til håndbøkene til de enkelte flyene som opereres. For LN-PFM var *Diamond Aircraft, Airplane Flight Manual DA 42 NG*, revisjon 5, datert 10. juni 2021 gjeldende.

Skolens OMM kapittel 4 beskriver systemet for sikkerhetsstyring (Safety Management System – SMS) inkludert overordnet policy og mål, samt risikokontroll og avvikshåndtering. Som et ledd i dette har skolen utarbeidet en sjekklister som skal gjennomgås før hver flyging. Sjekklisten brukes blant annet til å foreta en risikovurdering av den aktuelle flygingen og er et ledd i skolens *Threat and Error Management System (TEM)*.

Skolens SOP inneholder en beskrivelse av hvordan de forskjellige øvelsene skal gjennomføres. Undersøkelsen tyder på at flyet kom ut av kontroll under sakteflyging eller steileøvelse med flyet i landingskonfigurasjon. Punkt 3.2.7 og 3.2.9 i SOP er derfor gjengitt i sin helhet nedenfor.

²¹ Opplæring i å unngå å komme i uvanlige flygestillinger og i å ta flyet ut av uvanlige flygestillinger.

3.2.7 Slow flight - Landing configuration

Objective:

To develop the ability to recognize changes in the airplanes flight characteristics and control effectiveness at a critically slow airspeed in landing configuration, while maintaining positive airplane control, altitude and heading as specified.

For more information on the subject: [Slow flight](#)

Procedure description:

1. Entry procedure:
 - a) Perform [CARBS](#) check.
 - b) Smoothly reduce power to 30% load.
 - c) Below 133 KIAS select and verify flaps APP.
 - d) Below 188 KIAS select and verify landing gear DOWN.
 - e) Below 113 KIAS select and verify flaps LDG.
 - f) 5-10 knots before reaching target airspeed, apply power as required for level flight.
 - g) Trim.
 - h) Maintain altitude, heading, and airspeed as instructed.
2. Recovery procedure:
 - a) Smoothly increase power to 92% load and simultaneously press right rudder as required to maintain coordinated flight.
 - b) Maintain altitude and heading.
 - c) Select and verify flaps APP.
 - d) Select and verify gear UP (below 152 KIAS).
 - e) As airspeed increases, gradually pitch nose down to maintain level flight.
 - f) When airspeed is above 80 KIAS select and verify flaps UP.
 - g) Trim.

Special emphasis:

- Maximum bank angle in slow flight is 20°.

Illustration:

INTENTIONALLY LEFT BLANK

3.2.9 Stall level flight - Landing configuration

Objective:

To develop the ability to recognize changes in the airplanes flight characteristics and control effectiveness as the aircraft approaches stall in power-off landing configuration. To make prompt and effective recovery either before (imminent stall recovery) or after the stall occurs (full stall recovery).

For more information on the subject: [Stalls](#)

Description:

1. Entry procedure:
 - a) Perform [CARBS](#) check.
 - b) Smoothly reduce power to 30%.
 - c) Maintain altitude and heading.
 - d) Below 133 KIAS select and verify flaps APP.
 - e) Below 188 KIAS select and verify landing gear DOWN.
 - f) Below 113 KIAS select and verify flaps LDG.
 - g) Reduce power to idle.
 - h) Keep wings level in coordinated flight.
 - i) At the sound of the horn, call-out «**Stall warning**».
 - j) Recover on stall warning, buffet or full stall, as requested by the instructor.
2. Recovery procedure:
 - a) Decrease angle of attack to break the stall.
 - b) Smoothly increase power to max and simultaneously press right rudder as required to maintain coordinated flight.
 - c) When sufficient airflow/control is regained, level the wings with coordinated aileron/rudder input.
 - d) Select and verify flaps APP.
 - e) When a positive rate of climb is achieved, select and verify gear UP (below 152 KIAS).
 - f) Smoothly pitch up for climb speed V_Y 85 KIAS (flaps APP).
 - g) Maintain heading and climb to initial altitude.
 - h) Accelerate and select flaps UP (minimum 80 KIAS).

Special emphasis:

- If recovery is practised beyond stall warning, e.g. fully developed stall, call-out «**Stall warning – disregard**»
- “Smoothly increase power to max” means that it should take about 3 seconds from idle to max (if the power was set to idle during the entry).
- [Spin awareness](#) - If a wing drop occurs, which often happens because of poor pilot technique where the aeroplane is out of balance at the stall, or aileron input is being used, we must somewhat alter our stall recovery. Once the wing stalls, aileron input will not stop the roll, it will worsen the situation, in these cases rudder should be used to prevent the nose of the aeroplane yawing. If the wing-drop is not promptly recovered, a spin may develop. Excessive rudder should not be applied (to level the wings through the secondary effect of rudder) as this may cause a stall and flick manoeuvre in the opposite direction to the initial roll (wing drop).
- The goal of this exercise is not to have the least possible altitude loss, but to perform a safe recovery.
- Stall speeds at various flight masses, flap settings and angle of bank are published in the AFM section 5.3.4.

Linken Stalls viser til Airplane Flying Handbook (FAA-H-8083-38) utgitt av det amerikanske luftfartstilsynet.

Linken CARBS viser til punkter med forberedelser som skal gjøres før øvelsen. Bokstavene står for *Clear the area, Altitude, Reference point, Bugs* og *Speed*. Om *Altitude* står følgende:

*Check that you have sufficient altitude to recover no later than 2000 ft AGL or 2500 ft AGL for solo flights (3000 ft AGL for advanced stalling manoeuvres).*²²

Flyskolens SOP lister under punkt 1.3.1 de sjekklisterne som skal kunne utenat for de aktuelle flytypene. En liste for å ta et fly ut av et begynnende eller fullt utviklet spinn er ikke med i denne oversikten.

Ifølge flyskolens SOP punkt 1.9.1 tillates det at det er passasjerer med om bord i flyet under instruksjon. Dette gjelder ikke når eleven flyr solo, dvs. at det ikke er med instruktør om bord.

1.17.2.2 Treningsprogram

Treningsprogrammet ved Pilot Flight Academy er beskrevet i skolens treningshåndbok (Training Manual – TM). Treningsprogrammet er utarbeidet i henhold til krav satt av EASA. Hvert enkelt krav i treningsprogrammet har referanse til krav i EASA Part-FCL (Flight Crew Licensing) med tilhørende veiledninger (AMC – Acceptable Means of Compliance). Treningsprogrammet reflekterer de ferdighetene som skal demonstreres ved sertifikatprøven (Skill test).

Treningsprogrammet er delt opp i 6 faser. Disse fasene er:

1. Basic airwork (grunnleggende flygetrening)
2. VFR maneuvering, circuit training (fortsettende trening som leder fram til første soloflyging)
3. Navigation training, VFR navigation (fase 1–3 samsvarer nært en privatflygerutdanning (PPL(A)))
4. IFR ME, IFR SPIC (instrumentflyging med flermotors fly)
5. Advanced UPRT (trening i å unngå, og å komme ut av, uvanlige flystillinger)
6. APS MCC (Airline Pilot Standard Multi Crew Cooperation – trening i besetningssamarbeid)

For fase 4 omtales følgende relevante øvelser i punkt 35:

35. Airwork

- Straight and level flight at various airspeeds
- Stall
- Stall in turn with approach configuration
- Stall in landing configuration
- Stall in climb
- Asymmetric demo
- Spin avoidance
- Steep turn 45° and 60° bank
- Slow flight
- Slow flight in landing configuration

²² Det amerikanske luftfartstilsynet anbefaler i Airplane Flying Handbook (FAA-H-8083-3C) en minimumshøyde på 3 000 ft over terrenget ved trening på sakteflyging med to motors fly.

Vesentlige endringer i treningsprogrammet må godkjennes av Luftfartstilsynet. Pilot Flight Academy har vært i en dialog med Luftfartstilsynet om at det hadde vært ønskelig å gjennomføre fase 5 før fase 4.

Havarikommisjonen har drøftet med ledelsen ved flyskolen om den aktuelle øvelsen i sakteflyging kunne ha inkluderte sakteflyging med en motor på tomgang (lav effekt) for å trene på å håndtere flyet med bare én motor i drift. Skolen anser at det ikke ville være naturlig å belaste eleven med slike oppgaver så tidlig under den første leksjonen med DA 42 NG. Med unntak av V_{mca}^{23} -demonstrasjoner, tillates ikke sakteflyging med én motor på tomgang. Steilinger tillates ikke under noen omstendigheter med én motor på tomgang.

1.17.3 FLYINSTRUKTØRER HOS PILOT FLIGHT ACADEMY

EASA setter krav til opplæring for å kunne bli flyinstruktor (Flight Instructor Airplanes – FI(A)). Ifølge Part FCL.FI *FI-Training course* og AMC.930.FI *FI-Training course* må en instruktør demonstrere praktisk håndtering av både steiling og et fullt utviklet spinn før vedkommende kan godkjennes. Instruktøren på LN-PFM fikk den praktiske delen av denne opplæringen på flyskolens American Champion 8KCAB.

Havarikommisjonen har intervjuet tre flyinstruktorer ved Pilot Flight Academy. De var samstemte i at flygingen med LN-PFM fram til havariet, slik den ble dokumentert ved hjelp av Flightradar24, var som forventet for en 4.1-leksjon. De ville selv gjennomført en familiarisering i treningsområdet for deretter å fly svinger med 30°, 45° og 60° krenkning til høyre og venstre. Det ville på dette stadiet også være naturlig å begynne å trene på sakteflyging og steilinger. Progresjonen ville være avhengig av hvor fort eleven behersket de forskjellige øvelsene. Det var heller ikke utenkelig at instruktører i løpet av denne leksjonen ville demonstrert motorbortfall. Dette mente de i så fall ville skje på en forsiktig og kontrollert måte.

Instruktørene forklarte at det første kullet med elever som kom fra US Aviation Academy hadde litt problemer med å håndtere alt det nye da de kom tilbake til Pilot Flight Academy. For elevene var DA 42 NG en ny og ukjent flytype og forholdene og prosedyrene var litt forskjellige i Norge sammenlignet med USA. For å bedre dette ble det lagt til to ekstra leksjoner i treningsprogrammet, samt at leksjonene 4.4–4.11 ble gjennomført før elevene fikk fly DA 42 NG. På den måten kunne de bli bedre kjent med cockpit, flyets utrustning og egenskaper samt forholdene i Norge.

Det kom frem under intervjuene med instruktørene at det ikke var helt standardisert om de først skulle demonstrere en øvelse før eleven fikk prøve. Alternativt kunne instruktøren fortelle hvordan øvelsen skulle gjøres og deretter la eleven prøve å utføre øvelsen selv. Flyskolens ledelse har forklart til Havarikommisjonen at antall standardiseringsmøter hadde vært for lavt i perioden før ulykken skjedde, noe som delvis skyldtes begrensninger under Covid 19-pandemien.

Flyskolen har opplyst at det på hendelsestidspunktet ikke var krav om regelmessig trening for flyinstruktorer i å ta fly ut av spinn. Det var heller ikke et myndighetskrav. Flyskolen har imidlertid opplyst at de har innført krav til oppfriskingstrening for instruktørene hvert tredje år på flytypen American Champion 8KCAB. Ca. en tredjedel av instruktørene har gjennomgått dette programmet i løpet av 2022.

²³ V_{mca} er minimum kontrollhastighet for flermotors fly.

1.17.4 TILSYN

Luffartstilsynet fører tilsyn med virksomheter og enkeltpersoner som har roller innen sivil luftfart. Formålet med tilsynsaktiviteten er å sikre at krav i regelverket blir overholdt, og måle graden av samsvar med gjeldende regelverk.

Havarikommisjonen har bedt om å få kopi av tilsynsrapporter etter flyoperative inspeksjoner av Pilot Flight Academy fra årene 2019 til 2021. Luffartstilsynet klassifiserer funnene i nivåene 1–5. Avvik på nivå 1 truer flysikkerheten, mens nivå 2 kan potensielt true flysikkerheten. Luffartstilsynet har uttalt til Havarikommisjonen at Covid 19-pandemien påvirket tilsynsaktiviteten slik at det periodevis ble færre tilsynsbesøk. De tilsynene som ble gjennomført viste at Pilot Flight Academy arbeidet seriøst med sikkerhet og at flyskolen ga et godt inntrykk.

Havarikommisjonen har gått igjennom de seks aktuelle tilsynsrapportene. Det ble gitt avvik på nivå 2 under tre av tilsynene. Disse avvikene dreide seg i hovedsak om manglende dokumentasjon i håndboksystemet og organisering av HMS i organisasjonen. Havarikommisjonen ser ingen direkte kobling mellom de avvikene som ble rapportert og ulykken.

1.18 Andre opplysninger

1.18.1 ANDRE HENDELSER OG ULYKKER MED DA 42

1.18.1.1 Innledning

Det er vanskelig å finne pålitelig statistikk over ulykkesrater på de enkelte flytyper. Tilgjengelig statistikk viser imidlertid at DA 42 ikke skiller seg negativt ut i forhold til andre sammenlignbare typer.

Havarikommisjonen har søkt etter informasjon om ulykker og hendelser med flytypene DA 42 og DA 42 NG. Blant annet har Aviation Safety Network (aviation-safety.net) en liste med 90 tilfeller i perioden 2006–2022, hvorav 18 var fatale. Fra tilgjengelig informasjon har Havarikommisjonen vurdert at tilfellene nedenfor kan være relevante for ulykken med LN-PFM.

1.18.1.2 Ulykke i Sverige 22. januar 2016 med DA 42 (SE-LVR)²⁴

Flygingen var en instruksjonsflyging med en instruktør og en elev i forsetene og en elev i det ene baksetet. Flygingen ble gjennomført som en instrumentflyging (IFR) i nattemørke og med et skylag fra 300–400 ft og opp til 2 000 ft. Instruktøren hadde opplyst at han skulle demonstrere en situasjon hvor flyet var helt utsteilet med høy nesevinkel (deep stall). Dette ble gjort ved at flyet først ble satt i en stigning på 25–30° samtidig som det hadde en krenkning på 30° til venstre (venstre vinge 30° ned). Da hastigheten sank ned mot steilehastighet ble det gitt full kraft fra motorene og stikka ble dratt helt tilbake.

Det ble anslått at flyet pekte ca. 50° opp og nådde ca. 4 500 ft da det gikk i et spinn til venstre. Instruktøren forsøkte å få flyet ut av spinnet, blant annet ved hjelp av å variere effekten fra motorene. Begge elevene har antydning at rotasjonen stoppet et øyeblikk, men flyet fortsatte å spinne ca. 30 sekunder før det falt ned i en skog. Synkehastigheten ble beregnet til å være ca. 52 meter/sekund (10 200 ft/min) innledningsvis for så å avta til ca. 19 meter/sekund (3 700 ft/min).

De tre om bord kunne ikke gi en entydig beskrivelse av hvordan flyet spant, men de antydning at flyet spant med nesen i høyde med horisonten eller pekende noe under horisonten. Nedslaget i skogen

²⁴ Ulykken ble undersøkt av den svenske havarikommisjonen SHK. <https://www.havkom.se/utredningar/civil-luftfart/olycka-pa-aengsoe-i-vaesteras-kommun-med-flygplanet-se-lvr-av-typen-diamond-da42>

var forholdsvis flatt slik at flyet traff skogen med flyets underside. De to i forsetet ble alvorlig skadet og passasjerene i baksetet ble kastet ut av flyet, forholdsvis lite skadet.

I rapporten konkluderer Diamond Aircraft Industries med at flyet ble fløyet avansert og utenfor de begrensningene som var satt. Det var derfor ikke aktuelt å utføre testflyginger for bedre å forstå egenskapene ved denne typen flyging.

Instruktøren hadde ingen opplæring i avansert flyging (acro). Da ulykken oppsto var flyets masse beregnet til 1 682 kg. Største tillatte masse på DA 42 var 1 785 kg²⁵. Tyngdepunktet ble beregnet til 2,45 meter, det vil si innenfor begrensningene.

1.18.1.3 Ulykke i Frankrike 12. september 2017 med DA 42 NG (F-HFBS)

Flyet hadde gjort en avbrutt innflyging til flyplassen Ghisonaccia-Alzitone (LFKG) på Korsika grunnet urolige vindforhold. Under utkltringen steilet flyet og styrtet i bakken slik at alle fire om bord omkom. Da ulykken skjedde var flyet 15 kg over største tillatte masse og hadde et tyngdepunkt beregnet til 2,53 meter, det vil si vesentlig bak den bakre begrensningen på 2,48 meter

1.18.1.4 Hendelse hos Pilot Flight Academy 20. juli 2021 med DA 42 NG

En instruktør fløy en leksjon med en elev helt mot slutten av programmet. Det ble gjennomført en steiling på en simulert finale (ca. 5 000 fot) med flaps og understell nede. En avbrutt innflyging ble iverksatt da steilevarselet kom på, men kort tid etter at utkltring ble påbegynt merket besetningen vibrasjoner i halen (buffet). Nesen ble senket for å hindre steiling. Etter hendelsen gjennomgikk besetningen beregningene av masse og balanse. Disse viste at massen var ca. 1 850 kg og at tyngdepunktet lå ved 2,45 meter, dvs. godt innenfor begrensningene og i det grå området på figur 5.

1.18.1.5 Hendelser med DA 42, rapportert anonymt

En instruktør som har instruert i Sverige har rapportert anonymt til Havarikommisjonen om to spinnhendelser. Han sendte rapporten da han ble kjent med at det var tre personer om bord i flyet ved ulykken ved Larvik.

Den første skjedde i august 2019. Instruktøren og en elev simulerte en avbrutt landing i 5 200 ft (den fiktive rullebanen lå i 5 000 ft). Eleven tok opp understell og flaps, og begynte en stigning. Instruktøren simulerte så en svikt i en motor (trakk den tilbake til 18 % effekt) og eleven løftet nesen på flyet for å oppnå riktig hastighet for stigning med én motor (85 KIAS, V_{YSE} /blue-line speed). Samtidig trykket eleven på feil rorpedal og flyet gikk i spinn. Instruktøren senket nesen på flyet og trakk begge motorene tilbake til tomgang (idle). Han måtte bruke full kraft med foten for å motarbeide eleven og dermed få flyet ut av spinn ved å «sparke» motsatt sideror av spinnretningen.

I mars 2021 hadde instruktøren en ny hendelse med spinn. Denne gangen var det en passasjer i baksetet. De simulerte en avbrutt landing i 7 000 ft (den fiktive rullebanen lå i 7 000 ft). Eleven tok opp understell og flaps, og begynte en stigning. Ved 7 400 ft simulerte instruktøren en svikt i en motor (trakk den tilbake til 18 % effekt) og eleven trakk kraftig i stikka for å oppnå riktig hastighet for stigning med en motor (85 KIAS). Samtidig trykket eleven på feil rorpedal. Instruktøren var med på kontrollene og i det han skulle skyve stikka noe fram for å senke nesen på flyet gikk det i spinn. Flyet roterte voldsomt, og de om bord ble slynget kraftig til siden. Instruktøren trakk begge motorene til tomgang (idle), og «sparket» motsatt sideror av spinnretningen. Han greide ikke å få nesa på flyet ned og forsøkte å bruke asymmetrisk motorkraft uten at det hjalp. På ett tidspunkt

²⁵ DA 42 har lavere tillatt avgangsmasse enn DA 42 NG.

observerte han at flyet sank 8 000 ft/min. Det var vanskelig å lese instrumentene og spinnet gikk veldig hurtig. Instruktøren hadde ingen kontroll over flyet og holdt stikka framme da spinnet stoppet uten at han forsto hvorfor. Da han fikk kontroll over flyet og begynte å stige viste høydemåleren 850 ft. Terrenget i området var ca. 300 ft. Den ene eleven avbrøt flygerutdannelsen etter hendelsen og instruktøren fikk etter eget ønske noen dager ferie.

Instruktøren har bemerket at nesevinkelen da flyet gikk i spinn var høyest ved den første hendelsen (august 2019). Spinnet i august 2021 var likevel vesentlig mer «brutalt» og han mener årsaken kan være at det var tre personer om bord. Instruktøren har derfor sluttet å simulere avbrutte landinger med motorbortfall med tre personer om bord. Han advarer også bransjen fra å simulere avbrutte landinger med motorbortfall med tre personer om bord.

Instruktøren har ikke opplyst om hvilken retning flyet spant.

1.18.2 TILTAK IVERKSATT ETTER ULYKKEN MED LN-PFM

Etter ulykken med LN-PFM bestemte Pilot Flight Academy umiddelbart at det ikke skulle være tillatt å ha med passasjerer i baksetet under instruksjonsflyginger. Senere opphevet flyskolen denne begrensningen og la i stedet inn egne begrensninger på tyngdepunktets plassering for visse øvelser, blant annet sakteflyging og steiletrening. Under disse øvelsene må tyngdepunktet ligge mellom 2,438 og 2,46 meter, noe som i praksis betyr at det ikke kan være med passasjerer (se figur 5).

Etter en omfattende gjennomgang av skolens aktivitet har det blitt iverksatt en rekke andre tiltak for å øke sikkerheten. Dette inkluderer blant annet forlenget tid til forberedelser før hver leksjon, 5 kt økning av hastigheten ved sakteflyging og en gjennomgang av standardiseringer og prosedyrer.

1.18.3 SPINN

1.18.3.1 Innledning

Et fly kan steile under flyging i lav hastighet. Normalt vil den ene vingen miste løft (steile) før den andre. Slik asymmetri i løftet vil føre til at den ene vingen faller (flikker). Hvis dette ikke stoppes ved riktig bruk av rorene, kan flyet begynne å rotere om den vertikale akse (spinn). Et fly vil tape vesentlig høyde når det spinner.

Det finnes tre hovedgrupper spinn:

- Normalt (upright) spinn. Nesen peker nedover og flyet beveger seg i et spiralmønster. Luften strømmer følgelig over haleflatene og flygekontrollene fungerer. De fleste «normale» spinn kan stoppes ved hjelp av riktig teknikk.
- Ryggspinn. Har mye til felles med det normale spinn, men flyet spinner liggende på ryggen. Det er følgelig krevende å forstå hva som skjer og gjøre de riktige grepene for å komme ut av spinn.
- Flatspinn. Nesen på flyet peker høyere på horisonten enn ved et normalt spinn. Flyet har liten eller ingen hastighet forover og det er liten eller ingen luftstrøm over haleflatene. Et flatspinn kan oppstå hvis tyngdepunktet ligger langt bak (gjerne utenfor begrensningene) eller hvis flytypen har slike spinnegenskaper. Det kan være umulig å komme ut av et flatspinn.

1.18.3.2 Veiledning fra det australske luftfartstilsynet

Det australske luftfartstilsynet *Civil Aviation Safety Authority* utga i april 2020 en veiledning (AC 61-16v1.0) angående *Spin avoidance and stall recovery training*. I innledningen står blant annet:

Stalling and spinning are aerodynamic phenomena which remain common causes of fatalities due to departures from controlled flight in all categories of aeroplanes. Unrecognised stall or poor recovery technique continue to be contributing factors even in transport category accidents.

Stall - spin related accidents continue to account for approximately one-quarter of all fatal general aviation accidents worldwide, including many during dual flight training. Most unintentional spins other than during dual instruction, occur at altitudes too low for recovery, generally on climb after take-off and turns onto final approach.

Angående instruksjon i fly med flere motorer står følgende:

For the stalling exercise in multi-engine aircraft, the aircraft should be recovered from the stall before power is applied to ensure yaw and roll are controllable with normal and coordinated inputs. Stall training should never be done with asymmetric power. Multi-engine aircraft are certified to the point of stall recovery but are not certified to enter a spin.

1.18.3.3 Veiledning fra EASA

European General Aviation Safety Team (EGAST), en organisasjon innen EASA har gitt ut en brosjyre (leaflet) med tittelen *Stall and spin loss of control*. Fra brosjyren siteres:

If a stalled aircraft rolls or yaws, perhaps as a result of a pilot's control inputs, it will start the incipient stage of a spin.

Be prepared to react to the unexpected; if the aeroplane does not respond correctly to the control inputs, moving the control column forward will almost certainly be the most appropriate action to save the situation.

1.18.4 STATISTIKK

Den amerikanske organisasjonen *Aircraft Owners and Pilot Association* (AOPA) arbeider blant annet for å øke sikkerheten i allmennflyging. De ga i 2003 ut rapporten *Stall/Spin: Entry point for crash and burn?* I rapporten refereres det til en gjennomgang av 44 fatale ulykker med steiling/spinn i perioden 1991–2000. De nevnte ulykkene skjedde i forbindelse med skoleflyging. Av disse skjedde 91 % med en instruktør om bord og bare 9 % når eleven fløy solo. 64,4 % av ulykkene skjedde under manøvrering.

1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder

1.19.1 INNHENTING OG ANALYSE AV DATA FRA AUTOMATIC DEPENDENT SURVEILLANCE BROADCAST (ADS-B) OG ENHANCED SURVEILLANCE (EHS)

Grunnet begrenset med informasjon fra vraket, havaristedet og vitner besluttet Havarikommisjonen å undersøke om sammenstilling av data fra *Automatic Dependent Surveillance-Broadcast* (ADS-B) og *Enhanced Surveillance* (EHS) kunne gi økt forståelse av flygingen. Data ble hentet inn fra både Avinor og Flightradar24. Dataene ble validert og åpenbare feil ble forkastet. Videre ble data fra ulike kilder korrigert slik at de kunne sammenlignes. Dataene ble deretter samlet og framstilt grafisk. Basert på dataene har det vært mulig å øke forståelsen av flygingen fram til flyet var 417 ft over terrenget. Formålet har særlig vært å forstå flyets bevegelser da det kom ut av kontroll og den påfølgende ferden mot bakken. Metodene som ble benyttet er nærmere beskrevet i vedlegg A.

1.19.2 UNDERSØKELSE AV PROPELLBLADENES VINKEL

Måling av propellbladenes vinkel kan være vanskelig hvis propellbladene er knekt og mekanismen inne i propellen er skadet eller ute av posisjon. På propeller hvor det er kulelager i bladfestene har erfaringer vist at det kan oppstå skader i lagrene ved kraftige belastninger. Disse skadene kan fortelle noe om bladets posisjon og Havarikommisjonen besluttet å kartlegge dette.

Under demontering av høyre propell hos Norrønafly Propeller & NDT ble det besluttet å merke posisjonen til lagerbanene som satt på bladrøttene (se figur 26). Etter at bladrøttene og lagerbanene til blad 1 og 2 var vasket og avfettet, ble de limt tilbake på plass.



Figur 26: De tre bladrøttene fra høyre propell (blad 1 til venstre) og propellnavet helt til høyre. Rød pil peker mot de to halve lagerbanene som satt på blad 3. Grønn pil peker mot stedet på bladrøttene hvor lagerbanene skal sitte. Foto SHK

Ved hjelp av forstørrelsesglass og godt lys ble skader etter kulelagerkulene avmerket med sorte tusjstrekker. Dette ble gjort for skader avsatt både på lagerbanene i propellnavet og lagerbanene tilhørende bladrøttene (se figur 27). For å forenkle sammenligningen av skadene ble tydelige merker markert med tallet 3, og knapt synlige merker markert med tallet 1. Deretter ble bladrøttene satt tilbake i bladnavet slik at det ble best mulig samsvar mellom strekene og tallene som representerte skader (se figur 28). Etter at bladrøttene var satt i riktig posisjon ble avstanden mellom bladenes styrepinner og framkanten på propellnavet målt (se rød pil på figur 23 og figur 29). Målene var:

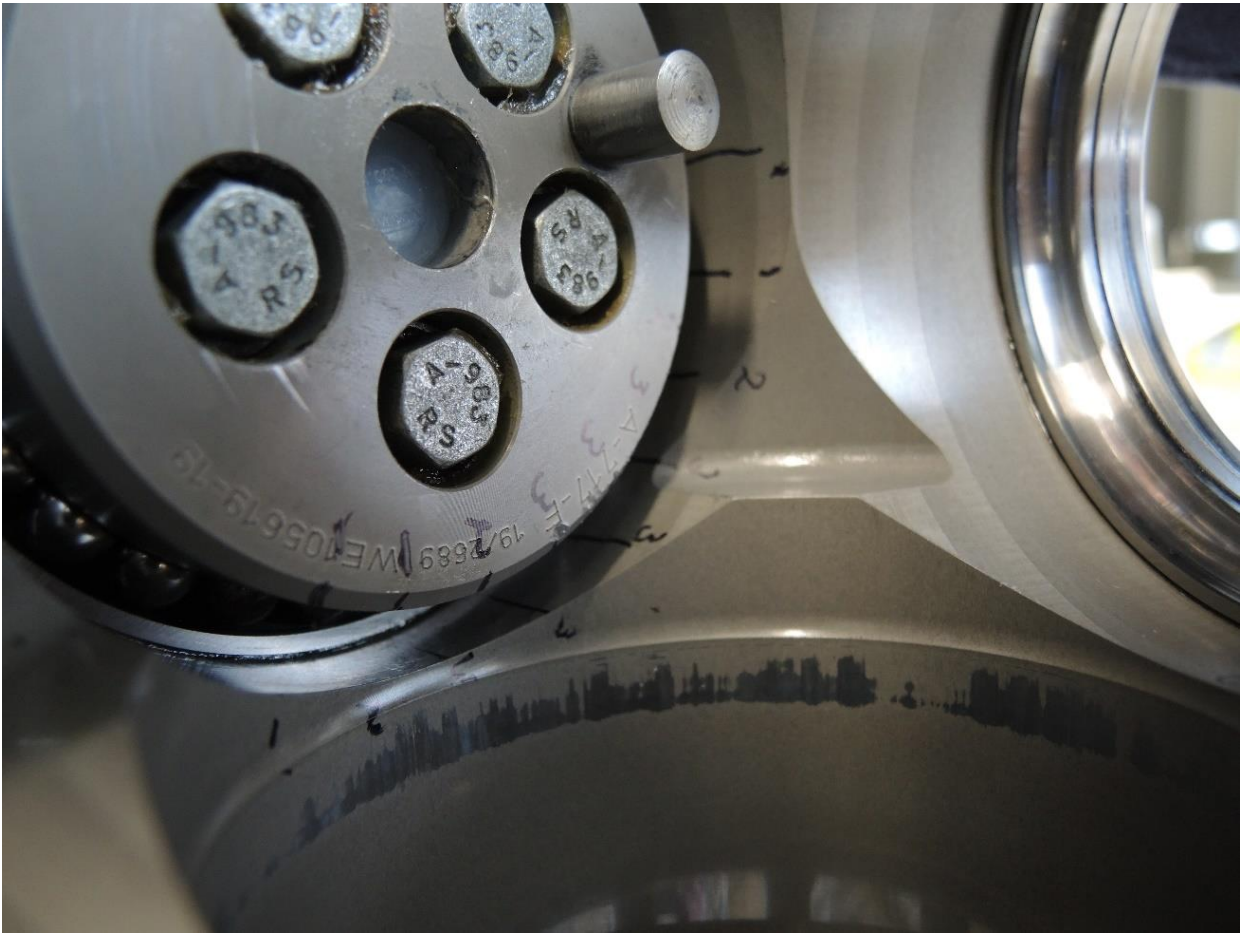
Blad 1: 48,3 mm.

Blad 3: 48,5 mm.

Ved hjelp av en uskadet propell og måleutstyr hos Norrnøafly Propeller & NDT ble disse målene avlest til henholdsvis 12,2° bladvinkel for blad 1 og 12,1° bladvinkel for blad 3.



Figur 27: Bilde av bladroten til blad 1 etter at posisjonen på skadene er markert med sorte tusjstreker. To skader som kan sees på bildet er merket med rød pil. Foto: SHK



Figur 28: Blad 1 satt inn i propellnavet. Tallene som representerer skadeomfang, er synlig på både bladroten og propellnavet. Foto: SHK



Figur 29: Måling av avstand mellom bladenes styrepinner og framkanten på propellnavet. Foto: BFU/SHK

2. Analyse

| | |
|---|----|
| 2.1 Innledning | 58 |
| 2.2 Hendelsesforløp | 58 |
| 2.3 Flygeegenskapene til DA 42 NG | 60 |
| 2.4 Flyskolen..... | 60 |
| 2.5 Mulige årsakssammenhenger | 61 |
| 2.6 Overlevelsesaspekter..... | 64 |

2. Analyse

2.1 Innledning

Det var ingen øyenvitner til at flyet kom ut av kontroll og det har ikke vært mulig å hente ut data fra flyet eller navigasjonshjelpemidler om bord. Videre har ødeleggelser av flyet begrenset hvor mye informasjon som kunne hentes ut av vraket.

Informasjon fra *Automatic Dependent Surveillance-Broadcast* (ADS-B), data fra Flightradar24 og Avinor samt *Enhanced Surveillance* (EHS) data fra *Monopulse Secondary Surveillance Radar* (MSSR) mottatt fra Avinor har vært blant de viktigste informasjonskildene i undersøkelsen. Videre har Havarikommisjonen klart å få ut noe informasjon fra flyvraket og havaristedet. Dette har gjort det mulig å sannsynliggjøre vesentlige deler av hendelsesforløpet.

Flygingen skjedde under værforhold som Havarikommisjonen mener var gode. Derfor analyseres ikke dette nærmere. Videre har ikke Havarikommisjonen blitt kjent med psykiske eller fysiske helseproblemer hos noen av de involverte. Følgelig drøftes ikke dette i rapporten.

2.2 Hendelsesforløp

2.2.1 TAP AV KONTROLL

I minuttene før havariet skjedde fløy flyet ut mot yttergrensene av øvingsområdet Helgeroa 1. Eleven hadde dermed muligheter til å få oversikt over treningsområdet. Deretter ble det fløyet en rekke øvelser. Havarikommisjonen anser at det ikke er unormalt å gjennomføre disse øvelsene under en tidlig instruksjon på en ny flytype. Øvelsene var innenfor det programmet som skolen hadde beskrevet. Tilgjengelig informasjon tyder på at flygingen var normal helt til flyet kom ut av kontroll under flyging med lav hastighet i en høyde av ca. 3 600 ft over terrenget (AGL).

To sekvenser med flyging med lav hastighet ble gjennomført i perioden (se grønne rammer i forklaringene i figur 3). Hastigheten var da nede i henholdsvis 81 kt og 72 kt. Det er sannsynlig at steilevarselet (first indication) kom på under den andre sekvensen. Havarikommisjonen mener videre det er sannsynlig at flyet kom ut av kontroll under en tredje sekvens, da hastigheten igjen var på vei ned. Undersøkelser av flyvraket har vist at både flaps og understell var nede da flyet traff bakken. Det er derfor å anta at flaps og understell var nede også under øvelsen. Det har ikke vært mulig å fastslå om instruktøren fløy for å demonstrere øvelsen for eleven, eller om eleven førte flyet. Uansett hvem som førte flyet da problemene oppsto, skulle instruktøren vært den personen som avbrøt øvelsen og rettet opp flyet dersom eleven ikke mestret situasjonen.

Sakteflyging og steileøvelser vil normalt medføre kun et begrenset høydetap. Å utføre øvelsen ca. 3 600 ft (1097 m) over bakken var innenfor kravene satt av flyskolen.

2.2.2 FALLET MOT BAKKEN

Tilgjengelig informasjon tyder på at flyet kom inn i spinn. Luftinntaket til fartsmåleren (pitot tube) sitter på undersiden av den venstre vingen. En rotasjon til venstre vil derfor gi en vesentlig lavere indikert hastighet enn en rotasjon til høyre.²⁶ I dette tilfellet ble det registrert relativt høy flyfart (IAS), noe som tyder på et spinn til høyre. At flyet spant til høyre underbygges også av observasjonen som vitnet gjorde.

²⁶ Roterte med klokken sett ovenfra.

Det er sannsynlig at flyet først oscillerte noen ganger, som antydnet av testflygeren til Diamond Aircraft, før det stabiliserte seg med høy vertikal hastighet etter 7–8 sekunder. Dette kan være forklaringen på de innledningsvis store variasjonene i vertikal hastighet og bakkehastighet (GS) som framkommer på figur 31.

Flyet falt først med en forholdsvis lav vertikal hastighet, men etter å ha mistet høyde i ca. 8 sekunder økte den vertikale hastigheten til ca. 8 000 ft/min (146 km/t) gjennomsynk. Diamond Aircraft mener at spinnet kunne vært flatt. Tilgjengelige data indikerer at spinnet var relativt stabilt ned til flyet var ca. 200 meter over bakken.

Grunnet manglende informasjon er det ikke kjent hva som skjedde de siste 200 meterne. Vitnets beskrivelse tyder på at flyet spant med nesen pekende bratt nedover i den perioden han så det. Havarikommisjonens tolkning av funn på havaristedet viser at flyet må ha truffet bakken med bratt vinkel, pekende i en retning på ca. 195°. Basert på at grener på et tre ca. 2,5 meter fra nedslagspunktet ikke ble skadet, antas nedslagsvinkelen å ha vært minst 70°. Videre traff flyet så langt ut mot skrenten at flyets neseparti ikke ble slått inn, men slått opp fra undersiden. Dette kan forklare hvorfor flyets neseparti fikk relativt begrensede skader.

Det var ikke mulig å se spor etter rotasjon på havaristedet. Dette kan tyde på at rotasjonen hadde stoppet da flyet traff bakken, og at flyet var delvis under kontroll. Alternativt kan det bety at flyet traff skråningen på en slik måte at det ikke var mulig å gjenkjenne tegn på rotasjon.

Det er ikke mulig å fastslå nøyaktig når flyet kom ut av kontroll, men Havarikommisjonen anslår at flyet var ute av kontroll i drøyt 30 sekunder før det traff bakken.

Det er sannsynlig at instruktøren forsøkte å få flyet ut av spinnet ved å gjøre de fire første punktene i sjekklisten (se kapittel 1.6.4.3). Om det eksempelvis ble forsøkt å stoppe rotasjonen med asymmetrisk bruk av motorkraft, er ikke kjent. Flaps var helt nede da flyet traff bakken. Det er derfor ikke sannsynlig at punkt fem i sjekklisten ble forsøkt.

Konklusjonen er at det ikke har vært mulig å gi en entydig beskrivelse av hvordan fallet mot bakken skjedde og hvilke tiltak som ble gjort for å få tilbake kontrollen.

2.2.3 MOTORENE OG PROPELLENE

Motorene ble sterkt skadet. Etter Havarikommisjonens syn er imidlertid samtlige skader forenlig med at motorene traff bakken med stor kraft og at de deretter ble utsatt for sterk varme og brannsløkningsmidler. Motorene ser ut til å ha vært i god stand før havariet og det ble ikke funnet noe som skulle tilsi at motorene ikke kunne levere forventet effekt.

Havarikommisjonen mener at skadene i turboen i den høyre motoren indikerer at motoren leverte effekt da flyet traff bakken. Videre indikerer skadene på svinghjulet at det roterte da motoren traff bakken med stor kraft. Tilsvarende funn ble ikke gjort på den venstre motoren, men dette utelukker ikke at også den venstre motoren roterte og leverte effekt da flyet traff bakken.

Propellene er slik laget at bladene kantstilles (går til feather) hvis motoren stoppes med ENGINE MASTER-bryteren, eller at motoren slutter å rotere eller at oljetrykket som regulerer bladvinkelen forsvinner av andre årsaker. Siden bladvinkelen styres av et felles stempel, skal bladvinkelen på de tre bladene på hver propell være identiske. Undersøkelser av den venstre propellen har vært vanskelig, men forsøk på å måle bladvinklene tyder på at bladene var på eller nær *low pitch stop*. Tilsvarende målinger på den høyre propellen viser at bladene sto mot *low pitch stop*. Dette peker mot at motorene leverte liten effekt, eller at flyet hadde en relativt lav flyhastighet, da det traff bakken. Vurderingen av bladvinklene ekskluderer etter Havarikommisjonens syn at noen av

propellene var kantstilt (feather). En kantstilling ville i så fall bety at en motor hadde blitt stoppet, enten med vilje eller av andre grunner.

2.2.4 BRANNÅRSAK

Flyet hadde anslagsvis 214 liter drivstoff om bord da det traff bakken. Det er sannsynlig at drivstofftankene revnet i forbindelse med havariet og at drivstoffet ble spredt utover på vraket og havaristedet. Det var flere mulige tennkilder i flyet inkludert varme komponenter i motorene, det elektriske systemet og punktvis høy varme utløst i forbindelse med det kraftige sammenstøtet med bakken. Det er derfor sannsynlig at drivstoffet ble antent øyeblikkelig.

Flyet er i hovedsak bygget av karbon-kompositt med et brennbart matrisemateriale (bindemiddelet). Den totale mengden med brennbart materiale i flyet gjorde at brannen ble intens og varte lenge.

2.3 Flyegegenskapene til DA 42 NG

Det er ikke krav til godkjenning eller dokumentasjon av spinnegenskapene til flermotors fly. Å avbryte et spinn med et flermotors fly er krevende, blant annet fordi massen til motorene ute på vingene vil være med å opprettholde rotasjonen. Ved konstruksjon og sertifisering legges det følgelig vekt på at flyet skal ha egenskaper som gjør det godt beskyttet mot å komme i spinn.

En tidligere spinn-ulykke med DA 42 er kjent og dokumentert med rapport. I løpet av undersøkelsen har Havarikommisjonen blitt tipset anonymt om to andre tilfeller hvor flytypen har kommet inn i spinn. Disse tilfellene indikerer at flytypen kan komme i spinn når tyngdepunktet er nær den bakre begrensningen, særlig hvis det flys ukoordinert (feil bruk av ror) eller med asymmetrisk kraft fra motorene. Tilfellene tyder på at denne flytypen kan være spesielt krevende å få ut av et spinn hvis det er passasjerer i baksetet.

Tyngdepunktsbegrensningene til et fly er utarbeidet og godkjent på bakgrunn av omfattende beregninger og tester. Det er følgelig lovlig å fly så lenge tyngdepunktet befinner seg innenfor begrensningene. Sikkerhet handler imidlertid ofte om å gi seg ekstra marginer. Dette gjelder også plasseringen av tyngdepunktet. Flyging med lav hastighet innebærer en forhøyet risiko. Havarikommisjonen mener derfor at Pilot Flight Academy tok en riktig beslutning da de etter ulykken innførte mer restriktive begrensninger for tyngdepunktets plassering blant annet under trening på å fly i lav hastighet og ved steileøvelser. Det medfører at passasjerer i praksis ikke kan være med under slik trening.

LN-PFM hadde tilnærmet fulle ekstratanker. Videre er det sannsynlig at forskjellen i drivstoffmengde i hovedtankene var godt innenfor det maksimalt tillatt på 18,9 liter (se kapittel 1.6.8). Passasjerer i baksetet sitter på en side, men avstanden fra flyets midtlinje er så liten at det ikke påvirker flyets laterale (sideveis) balanse nevneverdig. Skjev vektfordeling vurderes følgelig ikke å ha medvirket til at flyet gikk i spinn.

2.4 Flyskolen

På tross av simulatorentreningen på DA 42 NG som ble gjennomført hos Pilot Flight Academy mener Havarikommisjonen at det var mye nytt for eleven å forholde seg til før den første flyturen i Norge. Eleven hadde bare fløyet i USA der rutiner og fraseologi i kontakt med lufttrafikkjenesten er noe annerledes. Selv om simulatoren gir god innsikt i flytypens systemer og egenskaper, blir den virkelige flygingen vesentlig annerledes. I tillegg var noen av skolens rutiner for forberedelser til flyginger forskjellige fra rutinene ved simulatorflyging.

Ved en glipp ble det bare avsatt en time til forberedelser før flyturen, og ikke en og en halv time som forutsatt. I hvilken grad dette påvirket forberedelsene er ukjent. At viktige dokumenter ved en feil ikke ble lagt igjen på flyskolen, og at koden fra forrige flyging (P620M) ble stående igjen i ADS-B senderen i flyet, kan tyde på at det var noe stress under forberedelsene. Den knappe tiden førte også til at avgangen måtte utsettes. En instruksjonsflyging kan være krevende for både eleven og instruktøren. At flygingen kom noe «skjevt» ut allerede fra starten av, kan følgelig ha påvirket hele flygingen. Kommunikasjonen mellom eleven og flygeledelsen indikerte imidlertid ikke et høyt stressnivå.

Da det forblir ukjent hvorfor flyet kom ut av kontroll, er det også vanskelig å si noe om hvilke faktorer som kan ha påvirket hendelsesforløpet. Under samtaler med Havarikommisjonen har skolens flyinstruktører forklart at flygingen tilsynelatende forløp som normalt helt til flyet kom ut av kontroll. Det ble ikke utført uventede øvelser og gjennomføringen var slik det kunne forventes. Ledelsen ved flyskolen mente at det ville være naturlig at eleven fikk demonstrert, eller prøve selv, en sakteflyging ned mot steiling i landingskonfigurasjon (flaps og understell nede). Mye tyder på at de gjennomførte tre øvelser hvor laveste hastighet ble redusert for hver gang. Da flyet kom ut av kontroll kan det ha vært under en øvelse ned mot, eller i, steilingshastighet.

Det er ikke tillatt å gjennomføre spinntrening med DA 42 NG. Det er imidlertid viktig at alle som flyr har god teoretisk kunnskap om spinn, at de kan utenat de grep som kan hindre et spinn i å utvikle seg og har kunnskap om hvordan en tar et fly ut av spinn. Videre bør flyskolen forvise seg om at alle elever og instruktører har god oversikt over innholdet i sjekklister knyttet til spinn. Elevene bør eksempelvis kunne demonstrere at de kan punktene for å ta et fly ut av spinn utenat før hver instruksjon som inkluderer sakteflyging. Havarikommisjonen har inntrykk av at Pilot Flight Academy ikke har hatt tilstrekkelig oppmerksomhet på spinn. At det mangler et eksplisitt krav til å kunne utenat sjekklister for uttak av spinn, kan være en indikasjon på dette.

Et overordnet spørsmål blir om i hvilken grad punktene ovenfor kunne ha vært oppfanget av skolens *Safety Management System*, slik at den samlede risikoen ble så lav som praktisk mulig. Dette må sees i relasjon til at konsekvensene ble større ved at det ble tatt med en passasjer.

2.5 Mulige årsakssammenhenger

2.5.1 INNLEDNING

Som tidligere nevnt kan ikke Havarikommisjonen gi en entydig forklaring på hva som førte til at flyet kom ut av kontroll. Nedenfor drøftes noen mulige scenarier for hvorfor flyet kom ut av kontroll og hvorfor ingen greide å få tilbake kontrollen før flyet traff bakken.

2.5.2 TEKNISKE FEIL VED FLYET

Havarikommisjonen kan ikke utelukke at det oppsto tekniske feil i forbindelse med sakteflygingen. Etter en grundig gjennomgang av vraket er det klart at det finnes rester av alle vesentlige deler av flyet. Det ble heller ikke funnet deler som kan ha falt av flyet før det traff bakken. Samlet tyder dette på at ulykken ikke skyldtes strukturell svikt. Videre kan undersøkelsene av vraket langt på vei utelukke at det oppsto mekaniske feil ved flygekontrollene.

Alle mekaniske feil kan imidlertid ikke utelukkes. Eksempelvis ville et eventuelt brudd i stagene ut til henholdsvis høyre eller venstre flaps kunne medføre at en flaps går opp. Det vil gi en svært kraftig ubalanse som kan bringe flyet inn i et spinn. Flapsmekanismen er imidlertid robust og enkel. En slik feil er derfor lite sannsynlig, men hvis det skjedde, ville flyet kunne komme inn i et spinn som ville være svært vanskelig å stoppe. De fleste andre feil i flygekontrollene vil ha en mindre kritisk innvirkning på flygingen.

Havarikommisjonen har ikke grunn til å mistenke at det har oppstått andre typer feil med flyet, men det kan ikke utelukkes. Slike feil kan i så fall ha tatt oppmerksomheten vekk fra flygingen eller skapt forvirring. Hvis for eksempel systemet for steilevarsling har sviktet, kan det ha ført til at hastigheten ble lavere enn forutsatt før sakteflygingen skulle ha blitt avbrutt. Siden det ikke var isningsforhold under flygingen, ville systemet for steilevarsling ikke bli påvirket av en eventuell svikt i varmeelementet.

2.5.3 FEIL VED MOTORENE ELLER PROPELLENE

Motorene ble sterkt skadet under havariet og den påfølgende brannen. Undersøkelsene har ikke avdekket åpenbare mekaniske feil ved motorene som kan ha oppstått før havariet. De mekaniske skadene som er funnet, er alle forenelige med et kraftig sammenstøt med bakken. Grunnet de store skadene på motorene kan ikke feil utelukkes, særlig ved kontrollsystemene og ledningsnettet.

Basert på skader på høyre motor mener Havarikommisjonen at motoren roterte og leverte effekt da flyet traff bakken. Skadene på den venstre motoren gir ikke et like entydig svar.

Propellene ble slått av motorene og lå samlet utenfor brannstedet. De var følgelig ikke brannskadet. Undersøkelsene av propellene har ikke avdekket åpenbare mekaniske feil som kan ha oppstått før havariet. Skadene på propellene tyder på at de har rotert da de traff bakken, men skadene gir ikke noe entydig bilde på hvor hurtig propellene roterte.

Undersøkelser av den høyre propellen viser at bladvinkelen var minimum, eller nær minimum (low pitch stop), da den traff bakken. Resultatet av undersøkelsen av den venstre propellen er ikke like entydig, men kan tyde på at også bladvinklene på denne propellen var nær minimum. Det er følgelig lite sannsynlig at propellene var kantstilt (i feather), noe som ville være en indikasjon på at motorene hadde stoppet.

I normale prosedyrer for å komme ut av spinn inngår å trekke motorene tilbake til tomgang (idle). Det er derfor naturlig å forvente at motorene roterte med lavt effektuttak og at bladvinkelen var nær *low pitch stop* da flyet traff bakken, slik funn på høyre propell indikerer.

En mulig årsak til at et fly kan komme i spinn under sakteflyging er hvis propellene leverer asymmetrisk effekt. En slik asymmetri kan komme av:

- Feil ved en av motorene slik at den leverer liten effekt eller slutter å levere effekt samtidig med at effekten økes fra den andre motoren.
- Feil ved reguleringen av bladvinkelen på en av propellene.

Havarikommisjonen har ikke grunnlag for å konkludere om noe av dette faktisk skjedde.

2.5.4 MÅTEN FLYET BLE MANØVRERT PÅ

Det er ikke kjent om det var eleven eller instruktøren som fløy da flyet kom ut av kontroll. Tilgjengelig informasjon tyder på at besetningen allerede hadde gjennomført to sekvenser med lav hastighet. Det er derfor mulig at eleven fløy under den tredje sakteflygingen da flyet kom ut av kontroll. Hvis treningen hadde vært så vellykket at de hadde kommet fram til øvelser med sakteflyging med en motor på tomgang, er det derimot mindre sannsynlig at eleven førte flyet.

Under trening på sakteflyging og steiling kan det gjøres feil under håndteringen av flyet. Eksempler kan være:

- Når en sakteflyging avbrytes vil den økte motoreffekten kreve at høyre pedal trykkes inn. Hvis derimot venstre pedal trykkes inn, kan flyet begynne å krenge over til venstre (roll). At siderorstrimmen sto 10° til venstre kan ha ført til at høyre rorpedal ble tung å trykke inn under øvelsen. Dette kan ha ført til at flygingen ble ukoordinert slik at en vinge droppet (roll) uventet.
- Hvis throttlene skyves ulikt fram når øvelsen avsluttes, kan asymmetrien i effektøkningen fra motorene få flyet over i et begynnende spinn.
- Hvis throttlene skyves for brått fram når sakteflygingen avsluttes kan dreiemomentet fra de to motorene føre til at den venstre vingen dropper (roll).
- Ved sakteflyging ned mot steilehastighet, kan en vinge droppe. Det er da lett instinktivt å føre stikka mot den andre vingen for å forsøke å «løfte» opp vingen som dropper. Balanseroret vil da gå ned og øke angrepvinkelen til deler av den vingen som allerede er i ferd med å steile. Dette forverrer situasjonen og kan bringe flyet inn i spinn.

Felles for eksemplene som er nevnt ovenfor er at flyet kan komme inn i spinn hvis ikke situasjonen umiddelbart håndteres korrekt. Basert på denne ulykken, og tidligere hendelser, kan det synes som om flytypen er vanskelig å håndtere i noen situasjoner hvis tyngdepunktet ligger langt bak, selv om det er innenfor begrensningene. I ettertid har flyskolen derfor pålagt seg selv strengere begrensninger med hensyn til tyngdepunktets plassering under visse typer øvelser.

Havarikommisjonen mener at det er lite sannsynlig at systemene *Variable Elevator Stop* eller *Electronc Stability and Protection System* hadde negativ innvirkning på manøvreringen av flyet.

2.5.5 FLYINSTRUKTØRENS ROLLE

Til instruktørrollen er det knyttet et kjent dilemma. Hvor tidlig skal instruktøren gripe inn når eleven gjør feil? Hvis en griper inn for tidlig, mister eleven læring ved ikke å forstå hva som blir konsekvensen av egen handling. Hvis instruktøren griper inn for sent, kan det oppstå farlige situasjoner. Det er mange eksempler på ulykker hvor instruktøren har grepet inn for sent. Konsekvensene blir mindre synlige hvis instruktøren griper inn for tidlig, og eksemplene er følgelig vanskeligere å dokumentere.

Ved denne ulykken er det mest sannsynlig at det oppsto en situasjon hvor flyet av ukjent årsak var i ferd med å komme ut av kontroll. Spørsmålet blir følgelig hvorfor heller ikke instruktøren fikk kontroll på flyet før det kom inn i spinn.

Det er sannsynlig at det gikk svært kort tid fra flygingen forløp som forventet til flyet kom ut av kontroll. Denne plutselige overgangen til en kritisk situasjon kan ha gitt instruktøren en kortvarig redusert kognitiv kapasitet og evne til å håndtere flyet (startle effect). Dette er en normal menneskelig reaksjon som kan ha medført at han grep inn feil eller for sent.

Instruktøren skal være en sikkerhetsbarriere som skal forhindre at det oppstår farlige situasjoner. Under instruktørutdannelsen hadde han, i tillegg til teoretisk opplæring i steiling og spinn, bare hatt 45 minutters flytrenoing i dette. Havarikommisjonen mener at 45 minutters praktisk trening og teoretisk opplæring ikke gir et tilstrekkelig grunnlag til å kunne avverge et spinn. Å gjenkjenne og stoppe et spinn som er i ferd med å utvikle seg, kan ikke læres teoretisk. Spinn må oppleves og trenes på en slik måte at det håndteres på refleks. Statistikk fra AOPA (se kapittel 1.18.4) kan tyde på at instruktører ikke utgjør den ønskede sikkerhetsbarrieren.

Etter Havarikommisjonens syn bør instruktører ha mentalt overskudd til å gjenkjenne og stoppe situasjoner som kan oppstå hvis en elev gjør feil. Evnen til å håndtere spinn kan betraktes som ferskvare. Havarikommisjonen mener derfor at det bør settes krav til at kunnskapen skal holdes vedlike.

Havarikommisjonen tilrår derfor at EUs flysikkerhetsbyrå (European Union Aviation Safety Agency – EASA) vurderer kravene til praktisk utdanning og vedlikeholdstrening for flyinstruktører med vekt på å forhindre at fly kommer i spinn, samt uttak fra spinn.

I forbindelse med at et rapportutkast ble sendt til gjennomsyn, kommenterte EASA at de mente at de gjeldende forskriftene var tilstrekkelige. Havarikommisjonen velger imidlertid å opprettholde sikkerhetstilrådingen.

2.6 Overlevelsesaspekter

Flyet traff fjellterreng med en hastighet på anslagsvis 145 km/t. Havarikommisjonen mener at kreftene i forbindelse med havariet var så store at det ikke hadde vært mulig å overleve selv med optimal bruk av kjent beskyttelsesutstyr.

Luftrafikkjentesten mistet kontakt med flyet og fikk etter kort tid verifisert at det hadde oppstått en brann i området. Ca. 12 minutter etter at ulykken skjedde ble det vurdert at LN-PFM mest sannsynlig hadde forulykket. Selv om full utrykning av nødetatene ble iverksatt, kunne det ikke påvirke resultatet av ulykken.

Det ble i en kort periode på havaritidspunktet registrert signaler fra nødpeilesenderen. Dette tyder på at nødpeilesenderen slo seg på, men at brannen etter kort tid ødela senderen, antenneledningen eller antennen.

3. Konklusjon

| | |
|----------------------------------|----|
| 3.1 Hovedkonklusjon..... | 66 |
| 3.2 Undersøkelseresultater | 66 |

3. Konklusjon

3.1 Hovedkonklusjon

Under trening på flyging med understell og flaps nede (landingskonfigurasjon) i lav hastighet ca. 3 600 ft over terrenget kom flyet ut av kontroll og spant i bakken. Havarikommisjonen har hatt begrenset tilgang på informasjon og det har ikke vært mulig å gi en entydig forklaring på hva som førte til at flyet kom ut av kontroll, og hvorfor det ikke var mulig å gjenvinne kontrollen i tide.

3.2 Undersøkelseresultater

- A. Fartøysjefen hadde nødvendige rettigheter til å være instruktør under den aktuelle flygingen.
- B. Det er ikke krav til praktisk vedlikeholdstrening for instruktører med hensyn til å forhindre spinn og uttak fra spinn.
- C. Den aktuelle flygingen var elevens første instruksjonsflyging i Norge, første flyging med et tomotors fly og første flyging med den aktuelle flytypen DA 42 NG.
- D. Den aktuelle flygingen var en del av et godkjent skoleprogram.
- E. Det ble ved en feil avsatt for kort tid til forberedelser før flygingen. Dette kan ha medført noe stress.
- F. Havarikommisjonen har ikke blitt kjent med fysiske eller psykiske helseproblemer hos de involverte.
- G. Flytypen DA 42 ble typeakseptert av det europeiske flysikkerhetsbyrået EASA i juli 2005.
- H. Flyet var luftdyktig og uten kjente feil da det tok av fra Sandefjord lufthavn Torp.
- I. Flyets masse og tyngdepunkt var innenfor begrensningene, selv om tyngdepunktet var nær bakre begrensning.
- J. Flygingen skjedde under værforhold som Havarikommisjonen mener var gode.
- K. Etter avgang fløy LN-PFM til øvingsfeltet Helgeroa 1. Der begynte flyet å manøvrere med blant annet svinger og flyging med lav hastighet. Ulykken skjedde i forbindelse med den tredje sekvensen med flygingen med lav hastighet.
- L. Basert på analyser frem til ulykken skjedde, mener flyskolen at flygingen foregikk som forventet.
- M. Flygingen er godt dokumentert helt til flyet hadde en hastighet på 65 KIAS i en høyde 3 960 ft (AMSL) og en krenkning til venstre på 7°. Deretter begynte høyden å avta hurtig. Grunnet begrensninger i tilgjengelige data har det ikke vært mulig å beskrive hva som deretter skjedde.
- N. Det er ikke kjent om det var eleven eller instruktøren som fløy da flyet kom ut av kontroll.
- O. Under fallet mot bakken stabiliserte høydetapet seg på ca. 8 000 ft/min (40 m/sek).
- P. Et vitne som befant seg ca. 2 km fra havaristedet så flyet spinne vertikalt mot bakken.
- Q. Det var ikke mulig å overleve sammenstøtet og de tre om bord omkom umiddelbart.
- R. Sammenstøtet med bakken var kraftig og tilnærmet hele vraket brant opp eller ble skadet av varme.
- S. Flyvraket ble helt ødelagt, og det har ikke vært mulig å finne forklaring på hva som førte til at flyet kom ut av kontroll basert på undersøkelse av vrakdelene.
- T. Flytypen er ikke sertifisert for spinn da dette ikke er påkrevet for flermotors fly i normal-kategori.

- U. Flytypen er følsom med hensyn til last og tyngdepunktets plassering.
- V. Flytypen har til felles med de fleste andre flytyper mer krevende flyegegenskaper med hensyn til steiling når tyngdepunktet ligger nær bakre begrensning. Tilgjengelig informasjon tyder på at dette også gjelder spinn.

4. Sikkerhetstilrådingar

4. Sikkerhetstilrådingar

Statens havarikommisjon fremmer følgende sikkerhetstilråding:²⁷

Sikkerhetstilråding Luftfart nr. 2023/04T

Tirsdag 23. November 2021 øvde en elev og en instruktør på sakteflyging i 3 600 ft høyde over terrenget med et fly av typen Diamond DA 42 NG. Av ukjent årsak entret flyet spinn og styrtet. Det er ikke kjent om det var eleven eller instruktøren som fløy da flyet kom ut av kontroll, men instruktøren skal uansett utgjøre en sikkerhetsbarriere. Det er ikke krav til praktisk vedlikeholdstrening for instruktører med hensyn til hverken å forhindre spinn eller uttak fra spinn.

Havarikommisjonen tilrår at EUs flysikkerhetsbyrå (European Union Aviation Safety Agency – EASA) vurderer kravene til praktisk utdanning og vedlikeholdstrening for flyinstruktører med vekt på å forhindre at fly kommer i spinn, samt uttak fra spinn.

Statens havarikommisjon
Lillestrøm, 14. februar 2023

²⁷ Samferdselsdepartementet besørger at sikkerhetstilrådingar blir forelagt luftfartsmyndigheten og/eller andre berørte departementer til vurdering og oppfølging, jf. forskrift om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart § 8.

Forkortelser

Forkortelser

| | |
|---------|--|
| A | Aircraft – fly |
| ADS-B | Automatic dependent surveillance-broadcast |
| AGL | Above Ground Level – over bakken |
| AMM | Aircraft Maintenance Manual – vedlikeholdshåndbok |
| AMSL | Above Mean Sea Level – over havet |
| AOPA | Aircraft Owners and Pilot Association |
| ATPL(A) | Air Transport Pilot Licence, Airplane – trafikkflygersertifikat for fly |
| BFU | Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung – den tyske havarikommisjonen |
| CS | Certification Specifications – sertifiseringskriterier |
| CWS | Control Wheel Steering – bryter som normal betjener autopiloten |
| EASA | European Aviation Safety Agency – det felleseuropeiske flysikkerhetsbyrået |
| EHS | Enhanced Surveillance – Monopulse Secondary Surveillance radar |
| ESP | Electronic Stability and Protection System – stabiliseringssystem |
| FI | Flight Instructor – flyinstruktør |
| ft | foot (feet) – fot – (0,305 m) |
| GPS | Global Positioning System – satellitnavigering |
| GS | Ground speed |
| hPa | hektoPascal |
| IAS | Indicated AirSpeed – indikert flygefart |
| ICAO | International Civil Aviation Organization – FNs organ for sivil luftfart |
| IFR | Instrument Flight Rules – instrumentflygeregler |
| IR | Instrument Rating for Aeroplane – instrumentflygingsbevis |
| JAR | Joint Aviation Requirements – felleseuropeiske bestemmelser før etableringen av EASA |
| KIAS | Knots indicated airspeed – indikert flygefart i knop |
| kt | knot(s) – Nautical Mile(s) (1 852 m) per hour – knop |
| ME | Multi Engine – flermotors |
| MHz | megahertz |

| | |
|--------|---|
| MSL | Mean Sea Level – benyttes ved referanse til høyde over havet |
| PFA | Pilot Flight Academy |
| PPL(A) | Private Pilot Licence Airplane – privatflygersertifikat |
| QNH | Altimeter pressure setting to indicate elevation amsl – høydemålerinnstilling relatert til trykket ved havets overflate |
| SHK | Statens havarikommisjon |
| SPIC | Student Pilot In Command (elev som flyr solo) |
| SOP | Standard Operations Procedures – standardiserte rutiner |
| TMA | Terminal control area; Airspace in a defined altitude above/near to a controlled airport – Terminalområde |
| UPRT | Upset Prevention and Recovery Training – trening i å håndtere uvanlige flystillinger |
| UTC | Coordinated Universal Time – universell standardtid |
| VFR | Visual Flight Rules – visuelle flygeregler |

Vedlegg

Vedlegg A INNHENTING OG ANALYSE AV DATA FRA AUTOMATIC DEPENDENT SURVEILLANCE BROADCAST (ADS-B) OG ENHANCED SURVEILLANCE (EHS)

INNLEDNING

I denne undersøkelsen har SHK innhentet data fra *Automatic Dependent Surveillance Broadcast* (ADS-B) data hos mottakere ved Flightradar24 og Avinor, samt data fra *Enhanced Surveillance* (EHS) fra *Monopulse Secondary Surveillance Radar* (MSSR) fra Avinor for å kunne kartlegge ulykkesturen. I løpet av de litt over 44 minuttene som ulykkesturen varte er det samlet inn totalt 8 058 datapunkter. Det første datapunktet i de tre datasettene inneholdt forskjellige start og stopp og derfor var det viktig å etablere en felles tidslinje der datapunktene fra alle datasettene kunne legges inn i for å se datapunktene i kronologisk rekkefølge. Flightradar24 har flygingens første datapunkt kl. 08:25:58.578 (lokal tid) og dette ble valgt som 00:00:00.000 på tidslinjen. Siste datapunkt (fra Avinor datasett ADS-B) er kl. 09:10:23.000 og tilsvarer 00:44:24.972 på tidslinjen.

Det ble valgt ut datapunkter fra de forskjellige datasettene til den felles oversikten. Dataene som ble valgt og analysert var:

- Lokal tid
- Posisjon (lengdegrad, breddegrad)
- GPS-høyde
- Barometrisk høyde
- Vertikal hastighet
- Bakkehastighet
- Indikert flyfart
- Sann flyfart
- Kurs
- Krengningsvinkel

Datapunkter der verdier hadde store avvik mellom foregående og etterfølgende datapunktverdier i den samlede kronologiske oversikten ble forkastet. Med stort avvik menes der hvor forskjellen er større enn det som kan forventes under normal flyging i det aktuelle tidsrommet. Noen datapunkter hadde verdien «0.00» og ble også forkastet fra videre analyse.

Analyse av hendelsesforløpet har vist at flyet kom ut av kontroll i løpet av de siste 30 sekundene med tilgjengelige data og disse dataene har blitt viet ekstra oppmerksomhet.

ADS-B DATASETT FRA AVINOR

Flyet sendte ut ADS-B data via sin *mode-S* transponder. ADS-B data som ble kringkastet fra flyet blir mottatt av et bakkesystem fra Avinor i Norge. Området rundt Sandefjord lufthavn Torp har ikke Avinor ADS-B dekning helt ned til bakken, derfor ble første datapunkt mottatt av Avinor sitt bakkesystem kl. 08:37:05.990. Dette er omtrent 12 minutter etter første datapunkt fra Flightradar24. SHK har analysert totalt 984 datapunkter fra Avinor der første datapunkt var kl. 08:37:05.990 og det siste datapunktet er kl. 09:10:23.550. I ADS-B datasettet fra Avinor har SHK analysert følgende data:

- Lokal tid
- Posisjon (lengdegrad, breddegrad)
- GPS-høyde
- Barometrisk høyde
- Barometrisk vertikal hastighet
- Bakkehastighet
- Kurs

Mottatt ADS-B data fra Avinor var ukorrigert når det gjelder GPS-høyde og barometrisk høyde. Dette betyr at GPS-høyde oppgis som høyde over WGS84 ellipsoiden²⁸ og barometrisk høyde oppgis med standardtrykk (1 013 hPa).

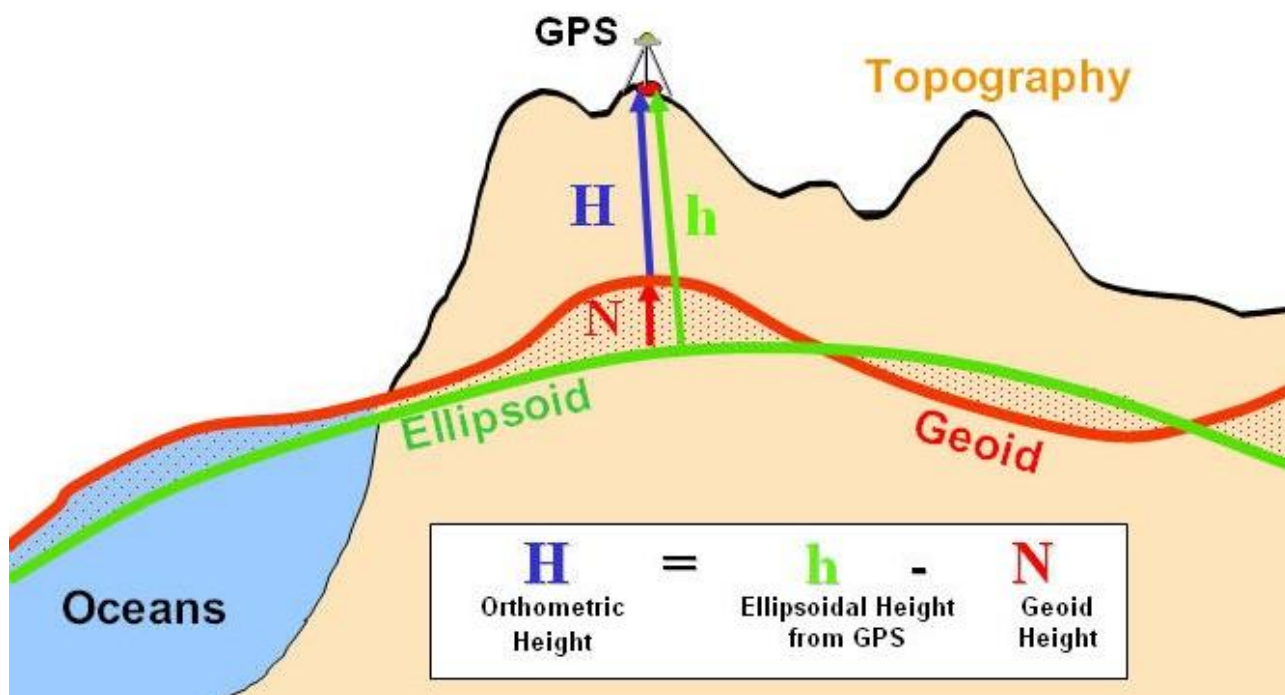
Geoideundulasjon er høydeforskjellen mellom geoidhøyden (omtalt som Mean Sea Level (MSL)) og WGS84 ellipsoidhøyden. En ukorrigert GPS-høyde viser kun avstanden mellom GPS-mottakeren og WGS84-ellipsoiden som vist i figur 30.

SHK har benyttet en *Geoid height calculator*²⁹ for å beregne den faktiske GPS-høyden for alle datapunkter på flygingen basert på ukorrigert GPS-høyde og de aktuelle GPS-posisjonene (lengdegrad og breddegrad).

Geoideundulasjonen må beregnes for hver spesifikke GPS-posisjon (lengdegrad og breddegrad). Kalkulatoren beregner en høydeforskjell som må legges til, eller trekkes fra GPS-høyden for å oppnå en korrigeret GPS-høyde avhengig av om ellipsoiden ligger under eller over geoiden. I området der ulykken skjedde ligger ellipsoiden lavere enn geoiden og derfor blir ukorrigert GPS-høyde oppgitt til å være høyere enn den faktisk er. I området der ulykkesturen foregikk var det i gjennomsnitt 116 ft forskjell på ellipsoiden og geoiden. Korrigeret GPS-høyde vil dermed være 116 ft lavere enn oppgitt.

²⁸ Høyden som GPS bruker som referanse for høydeangivelse

²⁹ <https://www.unavco.org/software/geodetic-utilities/geoid-height-calculator/geoid-height-calculator.html>



Figur 30: Geoid og elipsoide. Kilde: National Center for Polar and Ice Research/SHK

ADS-B standarden åpner for at flyet kan kringkaste både GPS-høyde og barometrisk høyde. Ulykkesflyet sendte både GPS-høyde og barometrisk høyde som del av ADS-B data.

Den barometriske høyden, eller trykkhøyden som flyet rapporterer, er basert på flyets pitot-statistiske system. En trykkhøydemåler baserer seg i utgangspunktet på et standard trykk (1 013 hPa) for visning av høyden. Dersom det lokale trykket er forskjellig fra dette standard trykket må besetningen sette inn en korreksjon (QNH) for at den trykkhøyden som vises i cockpit skal være reell. For denne flygingen har Avinor bekreftet at lokalt trykk var 1 018 hPa ved Larvik. Dette betyr en forskjell på 5 hPa, noe som resulterer i en differanse på $(5 \times 27 = 135 \text{ ft})$ på flyets barometriske høydemåler. Dersom flyets høydemåler for eksempel viste 4 025 ft uten at lokal QNH var satt, ville den faktiske høyden være 4 160 ft. QNH var satt korrekt i LN-PFM, men ADS-B data for barometrisk høyde blir kringkastet uten QNH korreksjonen.

ADS-B DATASETT FRA FLIGHTRADAR24

På forespørsel fra Havarikommisjonen oversendte Flightradar24 samtlige ADS-B data fra LN-PFM på ulykkesturen.

SHK har analysert totalt 6 670 ADS-B datapunkter fra Flightradar24 der første datapunkt ble mottatt kl. 08:25:58.578 og siste datapunkt kl. 09:10:20.536. I dette datasettet har Havarikommisjonen analysert:

- Lokal tid
- Posisjon (lengdegrad, breddegrad)
- Barometrisk høyde
- Vertikal hastighet
- Bakkehastighet
- Kurs

Barometriske høydedata ble sendt ukorrigert fra flyets *mode S* transponder. Dette betyr at barometrisk høyde måtte korrigeres for lokal QNH, som beskrevet i forrige kapittel, før de kunne sammenlignes med barometriske høydedata og GPS høydedata fra Avinor ADS-B.

EHS DATASETT FRA AVINOR

Enhanced surveillance er en funksjon som blir muliggjort via en MSSR. Flyets *mode-S* transponder kan sende innhold i såkalte «*Binary Data Store*» (BDS) registre ved MSSR *interrogation* (forespørsel) på frekvensen 1 030 MHz. Flyet svarer med å sende innholdet i BDS register 4,5 og 6 tilbake til bakkesystemet på 1 090 MHz. MSSR antennen roterer, og flyet kan bare sende data hver gang antennen står på linje med flyet. Frekvensen på nye datapunkter avhenger derfor av rotasjonshastigheten til antennen. Havarikommisjonen har mottatt totalt 404 EHS datapunkter fra Avinor der første data ble registrert kl. 08:37:00.422 og det siste datapunktet ble registrert kl. 08:10:17.948. Dette tilsvarer omtrent data hvert femte sekund.

I dette datasettet har SHK analysert:

- Posisjon (lengdegrad, breddegrad)
- Barometrisk høyde (Flight Level – FL)
- Vertikal hastighet
- Krengningsvinkel om flyets lengdeakse
- Trykkinstilling (lokal QNH)
- Kurs
- Bakkehastighet
- Indikert flyfart (indicated airspeed)
- Faktisk flyfart (True airspeed)

Barometrisk høyde er oppgitt i «Flight level» (FL). FL1.25 tilsvarer eksempelvis en høyde på 125 ft ved standardtrykk. Dette betyr at høydedata måtte konverteres fra FL til fot og deretter korrigeres for lokal QNH for å oppnå faktisk høyde. Barometrisk høyde har blitt korrigert som beskrevet i kapittelet om ADS-B datasett fra Avinor.

VURDERING AV DATA

GPS-posisjon

Flyets GPS-posisjon fra Avinor ADS-B og Flightradar24 ADS-B ble sammenlignet ved å plote posisjonsdata fra Flightradar24 og data fra Avinor hver for seg og til slutt i samme grafiske fremstilling. ADS-B Datasettet fra Avinor inneholdt 984 datapunkter med GPS hvor alle datapunktene ble beholdt. ADS-B datasettet fra Flightradar24 inneholdt 6 670 datapunkter med GPS hvor 2 962 datapunkter ble forkastet grunnet lengdegrad og breddegrad som begge hadde verdien «0.000» og gjenstående 3 707 datapunkter ble med i videre analyse. I den totale oversikten ble følgelig 4 691 GPS-punkter tatt med i den videre analysen.

Barometrisk høyde

Innhentet høydedata inneholder GPS-høyde fra Avinor ADS-B datasettet og barometrisk høyde fra Avinor EHS datasettet og fra Flightradar24 ADS-B datasettet. GPS-høyden ble korrigert for geoideundulasjon og barometrisk høyde korrigert for lokal QNH, som beskrevet over. Høydene kunne dermed sammenlignes.

ADS-B datasettet fra Avinor inneholdt 984 datapunkter for barometrisk høyde hvor alle datapunkter ble beholdt. EHS datasettet fra Avinor inneholdt 404 datapunkter med barometrisk høyde hvorav to datapunkter ble forkastet og 402 datapunkter ble beholdt. ADS-B datasettet fra Flightradar24 inneholdt 6 670 datapunkter med barometrisk høyde hvorav 13 punkter ble forkastet og 6 657 datapunkter ble beholdt. Den grafiske fremstillingen av flyets barometriske høyde er derfor basert på 8 043 datapunkter.

Vertikalhastighet

Flyets vertikalhastighet baseres på datapunkter fra alle tre datasettene (Avinor ADS-B, Avinor EHS og Flightradar24 ADS-B). ADS-B datasettet fra Avinor inneholder 984 datapunkter med vertikal hastighet der alle datapunkter ble beholdt. EHS datasettet fra Avinor inneholdt 404 datapunkter med vertikal hastighet der 11 datapunkter ble forkastet. Følgelig kunne 393 datapunkter benyttes i videre analyse. ADS-B datasettet fra Flightradar24 inneholdt 6 670 datapunkter for vertikal hastighet. Flere av datapunktene ble forkastet fordi de hadde store avvik, spesielt de siste 25 sekundene hvor flyet falt mot bakken. Den grafiske fremstillingen av vertikal hastighet er derfor basert på 8 045 datapunkter.

Bakkehastighet

Flyets bakkehastighet baseres på datapunkter fra alle tre datasettene (Avinor ADS-B, Avinor EHS og Flightradar24 ADS-B). ADS-B datasettet fra Avinor inneholder 984 datapunkter med bakkehastighet der alle datapunkter beholdes. EHS datasettet fra Avinor inneholder 404 datapunkter der 11 datapunkter ble forkastet. Følgelig kunne 393 datapunkter benyttes i videre analyse. ADS-B datasettet fra Flightradar24 inneholdt 6 670 datapunkter med bakkehastighet. Mange av datapunktene hadde store avvik og ble slettet. Noen av de slettede datapunktene ble erstattet med interpolerte datapunkter. Den grafiske fremstillingen av bakkehastighet er derfor basert på 8 037 datapunkter.

Indikert og sann flyhastighet

Flyets indikerte hastighet (IAS) og sann flyhastighet (TAS) er datapunkter i datasettet innhentet via EHS-data fra Avinor. Disse datapunktene har en frekvens på ca. 0,20 Hz, noe som resulterer i et datapunkt hvert femte sekund. Datasettet inneholdt 404 datapunkter der 11 datapunkter ble forkastet. Den grafiske fremstillingen av flyets hastighet er derfor basert på 393 datapunkter.

Kurs

Flyets kurs baseres på datapunkter fra alle tre datasettene (Avinor ADS-B, Avinor EHS og Flightradar24 ADS-B). ADS-B datasettet fra Avinor inneholder 984 datapunkter med kurs der alle datapunkter beholdes. EHS datasettet fra Avinor inneholder 404 datapunkter med kurs der 11 datapunkter ble forkastet. Følgelig kunne 393 datapunkter benyttes i videre analyse. ADS-B datasettet fra Flightradar24 inneholdt 6 670 datapunkter gjeldende flyets kurs. Mange av datapunktene hadde store avvik og ble slettet. De slettede datapunktene ble erstattet med interpolerte datapunkter. Den grafiske fremstillingen av flyets kurs er derfor basert på 8 047 datapunkter.

Krengningsvinkel

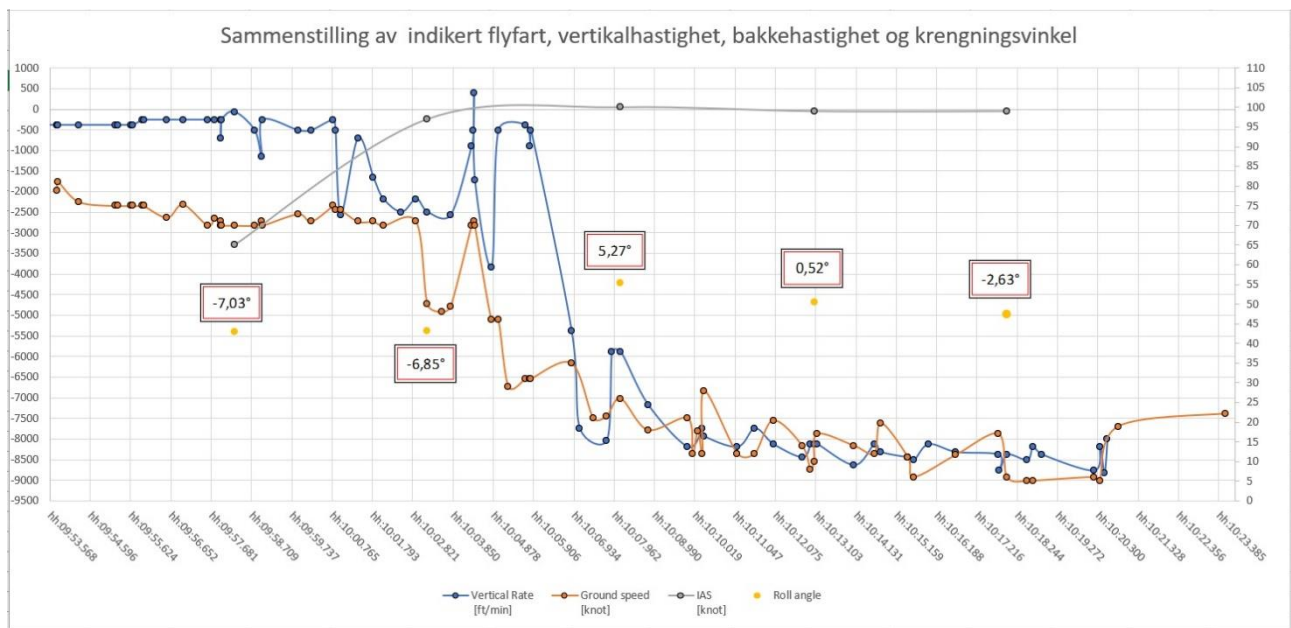
Flyets krengningsvinkel er basert på datapunkter innhentet fra EHS-data fra Avinor. Disse datapunktene har en frekvens på ca. 0,20 Hz, noe som resulterer i et datapunkt hvert femte sekund. Datasettet inneholdt 404 datapunkter der 11 datapunkter ble forkastet. Følgelig gjensto 393 datapunkter som inneholdt krengningsvinkel som kunne brukes i videre analyse. Merk at de 11 datapunktene som ble forkastet er de samme datapunktene som ble forkastet for flyets hastighet. Det er derfor sannsynlig at disse datapunktene ikke har blitt fullstendig lest eller at det har oppstått en feil slik at kun klokkeslettet og den barometriske høyden er reelle verdier i disse.

GRAFISK SAMMENSTILLING AV DATA

Data ble analysert ved at det ble laget en grafisk fremstilling av forskjellige tidsperioder av flygingen. Det ble laget en grafisk fremstilling for hele turen (08:25:58–09:10:23), en grafisk fremstilling av de siste 04:25 minutter (09:05:58–09:10:23) og en grafisk fremstilling av de siste 30 sekundene (09:09:53–09:10:23). Følgende data ble fremstilt grafisk for hver av de tre tidsperiodene:

- Posisjon
- Barometrisk høyde og bakkehastighet
- Barometrisk høyde og vertikalhastighet
- Vertikalhastighet og bakkehastighet
- Bakkehastighet og indikert flyfart
- Vertikalhastighet og indikert flyfart
- Krenningsvinkel
- Flyets kurs
- GPS-høyde og barometrisk høyde

Dataene gir en god forståelse av flyturen helt til flyet kommer ut av kontroll. I det samlede datasettet finnes datapunkter som ikke er forenelig med normal flyging. Disse punktene kan tyde på at flyet beveget seg mye mellom hvert datapunkt. Nedenfor er en grafisk fremstilling av de siste dataene fra flygingen. I denne rapporten er kun relevante data bruke i den grafiske fremstillingen.



Figur 31: En sammenstilling av de siste 30 sekundene med tilgjengelige data. Skalaen til venstre angir vertikal hastighet i fot per minutt. Skalaen til høyre angir hastighet i knop. Data for krenningsvinkel er angitt ved gule prikker. Negative vinkler betyr krenning til venstre. Grafen er utarbeidet av SHK