

RAPPORT

SL 2020/03



RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE VED OSLO LUFTHAVN GARDERMOEN 11. JANUAR 2017 MED CESSNA AIRCRAFT COMPANY 560 ENCORE, LN-IDB, OPERERT AV HESNES AIR AS

 This report is also available in English

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

ISSN 1894-5902 (digital utgave)

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

Foto: SHT og Trond Isaksen/OSL

INNHOLDSFORTEGNELSE

| | |
|---|----|
| MELDING OM HENDELSEN | 3 |
| SAMMENDRAG..... | 3 |
| 1. FAKTISKE OPPLYSNINGER | 5 |
| 1.1 Hendelsesforløp | 5 |
| 1.2 Personskader | 7 |
| 1.3 Skader på luftfartøy..... | 7 |
| 1.4 Andre skader | 8 |
| 1.5 Personellinformasjon | 8 |
| 1.6 Luftfartøy | 9 |
| 1.7 Været..... | 14 |
| 1.8 Navigasjonshjelpemidler..... | 17 |
| 1.9 Samband..... | 17 |
| 1.10 Flyplasser og hjelpemidler | 18 |
| 1.11 Flyregistratorer..... | 19 |
| 1.12 Hendelsessted og skader på luftfartøyet | 22 |
| 1.13 Medisinske og patologiske forhold | 23 |
| 1.14 Brann..... | 24 |
| 1.15 Overlevelsesaspekter..... | 24 |
| 1.16 Spesielle undersøkelser | 24 |
| 1.17 Organisasjon og ledelse | 28 |
| 1.18 Andre opplysninger..... | 35 |
| 1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder..... | 37 |
| 2. ANALYSE..... | 37 |
| 2.1 Introduksjon | 37 |
| 2.2 Eliminering av mulige forklaringer | 37 |
| 2.3 Sannsynlige forklaringer på hvordan kontrolltapet inntraff..... | 38 |
| 2.4 Flyoperative og menneskelige faktorer | 40 |
| 2.5 Organisatoriske forhold | 43 |
| 2.6 Tilsynsrelaterte forhold | 43 |
| 2.7 Hvorfor hendelsen gikk bra | 43 |
| 2.8 Blodprøver og politiets rolle | 44 |
| 3. KONKLUSJON | 45 |
| 3.1 Hovedkonklusjon | 45 |
| 3.2 Undersøkelsesresultater | 45 |
| 4. SIKKERHETSTILRÅDINGER | 47 |
| VEDLEGG..... | 48 |

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE

| | |
|-------------------------------|------------------------------------|
| Luftfartøy: | Cessna Aircraft Company 560 Encore |
| Nasjonalitet og registrering: | Norsk, LN-IDB |
| Eier: | Hesnes Flyinvest II AS |
| Bruker: | Hesnes Air AS |
| Besetning: | Fartøysjef og styrmann |
| Passasjerer: | Ingen |
| Hendelsessted: | Oslo lufthavn Gardermoen (ENGM) |
| Ulykkestidspunkt: | Onsdag 11. januar 2017 kl. 1619 |

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

MELDING OM HENDELSEN

Kl. 1753 mottok Statens havarikommisjon for transport (SHT) varsel fra supervisor Gardermoen TWR om at en Cessna Citation fra Hesnes Air AS hadde tapt kontroll like etter avgang. Besetningen kalte «MAYDAY», men kansellerte dette senere da kontrollen var gjenvunnet.

SHT startet undersøkelsen dagen etter hendelsen. Ferdsskriver og taleregistrator ble utmontert og fraktet til England for nedlasting av data hos den engelske havarikommisjonen.

Selskapets assisterende flygesjef (Deputy Manager Flight Operations) fylte ut skjemaet «NF-2007 Rapportering av ulykker og hendelser i sivil luftfart» basert på informasjon fra den berørte besetningen. Flyselskapet klassifiserte saken som en alvorlig luftfartshendelse.

I henhold til ICAO Annex 13, Aircraft Accident and Incident Investigation, underrettet SHT undersøkelsesmyndigheten i USA (National Transport Safety Board, NTSB) der flyet var produsert. NTSB utnevnte en akkreditert representant som bistod i undersøkelsen med støtte fra rådgivere fra Textron Aviation (eier av Cessna Aircraft Company). I tillegg informerte SHT det europeiske luftsikkerhetsbyrået (European Aviation Safety Agency, EASA), den engelske havarikommisjonen (Air Accidents Investigation Branch, AAIB), den internasjonale organisasjonen for sivil luftfart (The International Civil Aviation Organization, ICAO) og Luftfartstilsynet om at SHT iverksatte undersøkelse av hendelsen. Undersøkelsen endret status til luftfartsulykke da det ble klart at flyet hadde blitt betydelig skadet.

SAMMENDRAG

Onsdag 11. januar 2017 hadde LN-IDB, en Cessna Citation fra Hesnes Air AS, fløyet en passasjer fra Bern i Sveits til Oslo lufthavn Gardermoen. Besetningen hadde planlagt et kortest mulig bakkeopphold før videre flyging til Torp Sandefjord lufthavn. Fartøysjefen førte flyet (PF), mens styrmannen overvåket flyvingen (PM). Under bakkeoppholdet på Gardermoen ble kun den ene motoren stoppet mens styrmannen utførte en utvendig inspeksjon av flyet. Han observerte ikke is eller noe annet unormalt på de områdene av flyet som lot seg inspisere.

Undersøkelsen har påvist at det var isingsforhold på Gardermoen og i luftrommet over lufthavnen. Etter å ha fløyet i over to timer fra Sveits i ca. minus 50 °C, var flyets overflater (på skrog og vinger) nedkjølt. Da besetningen ba om takseklarering, ble de tildelt en annen rullebane enn de forventet. Dette medførte lengre taksing og eksponeringstiden i de rådende værforholdene økte. Flyets bakkeopphold varte i ca. 15 minutter i en lufttemperatur på 0 °C. Taksebaner og rullebanen var dekket med 3-6 mm slush og det snødde da flyet tok av.

Avgangen forløp innledningsvis som normalt. Understellet ble felt inn og begge piloter observerte at hastigheten raskt nærmet seg 200 kt som er maksimal hastighet med flaps utfelt. I det flaps ble felt inn, opplevde besetningen en voldsom nese ned-bevegelse og pilotene «hang i setebeltene», samtidig som flyet fikk en krapp krenkning mot venstre. I etterkant av ulykken har avlesning av Flight Data Recorder (FDR) vist at flyet i det øyeblikket ble belastet til minus 2,62 G.

Fartøysjefen stolte ikke på instrumentene mens styrmannen, som var Pilot Monitoring (PM) hadde større situasjonsforståelse. Styrmannen tok raskt kontroll og startet et uttrekk fra stupet. Flyet kom under skydekket, og selv om det var mørkt kunne pilotene skimte bakken. Kontroll ble gjenvunnet og flyet flatet ut 170 ft over bakken. I uttrekket ble flyet overbelastet til 5,99 G. Besetningen kalte «MAYDAY» til lufttrafikkjenesten. Etter at kontrollen over flygingen var gjenopprettet, ble «MAYDAY» kansellert og flygingen fortsatte mot Torp hvor innflyging og landing ble foretatt uten videre problemer.

Undersøkelsen har ikke avdekket noen tekniske feil på flyet og dets kontrollsystemer. Havarikommisjonen har kommet frem til at sannsynlig forklaring på at flyet plutselig stupte ned, er at haleflaten steilet som følge av ising etter påført slush-spray fra rullebanen og/eller fra fallende snø og sludd.

Flyets anti- og avisingsssystemer på vinger og haleflate var påsatt, men Havarikommisjonens vurdering er at systemene ikke var egnet til å fjerne denne type is og snø på flyets haleflate. Med de eksisterende forholdene som var på Gardermoen under bakkeoppholdet mener Havarikommisjonen at flyet burde vært aviset før avgang.

Ulykken viser betydningen av et fungerende besetningssamarbeid (CRM) i cockpit når en uventet og ekstrem flygesituasjon oppstår. I dette tilfellet var det styrmannens situasjonsforståelse og initielle opptrekk som reddet besetningen. Undersøkelsen har videre avdekket uheldig praksis for Luftfartstilsynets tildeling av driftstillatelser og godkjenning av organisasjoner, men ikke påvist sammenheng mellom dette og ulykken.

SHT fremmer to sikkerhetstilrådinge med bakgrunn i undersøkelsen.

1. FAKTISKE OPPLYSNINGER

1.1 Hendelsesforløp

- 1.1.1 Hesnes Air AS flyging HSG03 startet fra Bern lufthavn, Sveits, 11. januar 2017 kl. 1330 og landet på Oslo lufthavn Gardermoen (ENGM) kl. 1603. Flygingen var planlagt fløyet i FL380 hvor lufttemperaturen var minus 45 °C. Underveis ble høyden økt til FL430 hvor lufttemperaturen var minus 50 °C. Det var totalt tre personer om bord; fartøysjef, styrmann og én passasjer. Fartøysjefen var Pilot Flying (PF) og styrmannen var Pilot Monitoring (PM).
- 1.1.2 Besetningen har forklart til SHT at de allerede kvelden før avgang fra Bern diskuterte returflygingen, og at de ville gjøre bakkeoppholdet så kort som mulig på Gardermoen. De skulle la den ene motoren gå, og styrmannen skulle følge passasjerer ut av flyet og deretter gjøre en utvendig inspeksjon av flyet. Samtidig hadde de planlagt å unngå å fylle drivstoff og unngå avising, dersom værforholdene tillot det.
- 1.1.3 Under bakkeoppholdet foran GA-terminalen på Gardermoen fulgte besetningen denne planen. Fordi den ene motoren gikk da de tok av passasjer og bagasje, utførte styrmannen kun Pre Flight Inspection på den ene siden av flyet. Styrmannen observerte vann på den ene vingen, og antok at det også var slik på den andre vingen og haleflatene.
- 1.1.4 Mens styrmannen var ute av cockpit, programmerte fartøysjefen Flight Management systemet med flygingen fra Gardermoen til Torp. Fartøysjefen antok at ved å unngå avising, ville de bli klarert avgang fra rullebane 19R og dermed spare ytterligere tid (se figur 8).
- 1.1.5 Da styrmannen kom tilbake i cockpit, hadde fartøysjefen allerede gjort en del av sjekklistepunktene som skal utføres før taksing, samt innhentet klarering til Torp og mottatt takseklarering. Samtidig hadde han informert bakkekontrollen om at de ikke ønsket avising. I motsetning til antakelsen om at de ville få avgang fra bane 19R, fikk de takseklarering til bane 19L via taksevei C3. Fartøysjefen ba styrmannen informere bakkekontrollen om at de ikke ønsket avising, i håp om at de da ville bli klarert for avgang fra bane 19R. Ved taksing fra GA-terminal til bane 19L ville de normalt bli klarert via taksevei C2 og videre østover via avisingsplattform B-North, men den aktuelle dagen var taksevei C2 stengt (se 1.7.5). Taksingen ble startet kl. 1614.
- 1.1.6 Da HSG03 ble klarert for taksing via taksevei C3 i stedet for via C2, ble fartøysjefens oppfatning av at de ville bli klarert avgang på bane 19R forsterket. Imidlertid ble de klarert videre østover mot bane 19L, og fartøysjefen innså da at de nærmet seg behov for avising, og at det hastet med å komme seg i luften. Under taksing mot bane 19L ble de spurt av bakkekontrollen om å bekrefte at de ikke ønsket avising, noe styrmannen bekreftet. Da det ikke var noen fly foran dem, fikk de umiddelbar klarering til avgangsposisjon bane 19L.
- 1.1.7 Avgangsjekken, inkludert «wing/engine anti-ice» og «tailplane» avisingsystem i auto, ble gjennomført. I følge lydopptaket fra taleregistratoren (CVR) ble avisingsystemet for halen satt til auto (se 1.6.5). Flyet ble klarert for avgang bane 19L og startet avgangen kl. 1618. Avgangen ble initiert med et motorturtall på 88 %.

- 1.1.8 Flyet var lett og akselererte derfor meget raskt under avgangen. Vanlig stigestilling i første fase av avgangen er ca. 12° pitch. Flyet vil normalt holde indikert hastighet under flap limit som er 200 KIAS. Normalt holdes denne stillingen for å holde hastigheten under 200 KIAS, opp til ca. 1 500 ft som er akselerasjonshøyden der flaps trekkes inn. Det er PFs oppgave å justere stigestillingen slik at 200 KIAS ikke overskrides.
- 1.1.9 Ferdskriveren (FDR) viser at normal G økte fra 1,21 til maks 1,44 og pitch økte fra ca. 21,0° til ca. 25,5°. PF kompenserte hastighetsøkningen ved å trekke flyets nese ytterligere opp for å holde hastigheten under maksimal hastighet (200 KIAS) med flaps utfelt. Til tross for en stigestilling på 25,5° pitch for å holde hastigheten nede, økte hastigheten til 202,5 KIAS før pitch ble redusert. Dette inntraff ved en høyde på ca. 2 100 ft MSL (trykkhøyde – Pressure Altitude (PA) ca. 4 100 ft).
- 1.1.10 FDR viser at flyets nese begynte å droppe, samtidig som flaps opp ble initiert. Cessna har bekreftet at normal trimendring for Cessna 560 Encore er, som for de fleste lavvingede fly, nese ned ved utsetting av flaps og nese opp ved inntrekking av flaps. Samtidig startet normal G å droppe fra 1,15 til 0,9 G.
- 1.1.11 FDR-data viser videre at flyets nese fortsatte å droppe kontinuerlig til minus 33,6° pitch med negativ 2,62 G som laveste G-belastning. Etter dette startet normal G å øke igjen (under besetningens inn gripen). Da var hastigheten 230 KIAS og økende. Ved avspilling av lydopptak fra CVR, kan man høre at det i rask rekkefølge kom flere «Voice Commands» fra EGPWS systemet (Enhanced Ground Proximity Warning System): «Sink Rate, Pull Up, Too Low Terrain, Windshear, Bank Angle».
- 1.1.12 I denne fasen var ikke PF/fartøysjefen aktiv på kontrollene og PM/styrmannen tok derfor over kontrollene og startet uttrekk. Fra da av minsket negativ G. Maks nese ned stilling på minus 53° ble nådd ved pluss 2 G. Positiv G økte og nådde 5,99 ved minus 22° pitch, ca. 10 sekunder etter at flaps opp ble initiert. Flyets høyde over bakkenivå var da ca. 500 fot. Omtrent samtidig, da flyet kom inn i visuelle forhold, trakk også PF hardt i stikka.
- 1.1.13 Dette bidro til at flyet fikk endret flygebanen fra stup til stigning relativt hurtig, noe som resulterte i at flyet ble utsatt for høye G-belastninger, og at flyet unngikk å fly i bakken.
- 1.1.14 Flyets nese passerte gjennom horisonten med 0° pitch og 2,13 G. Maks hastighet på 325 KIAS ble nådd ved pluss 7° pitch og pluss 0,45 G. Flyets høyde over bakkenivå var på det laveste ca. 170 fot før besetningen hadde gjenvunnet kontrollen og startet stigningen igjen.
- 1.1.15 Ved en nesestilling på pluss 9,4° pitch varierte normal G mellom 0,5 og 2,0 G. Fra dette tidspunktet økte stigestillingen fra ca. 9° til maks 21,5° pitch og flyet fortsatte i normal stigning.
- 1.1.16 Besetningen har forklart til SHT at de nølte noe før videre stigning etter uttrekket. Dette skyldes at fartøysjefen ikke stolte på instrumentene. Da de hadde fått flyet inn i stigning og nærmet seg IMC, skjøv fartøysjefen stikka fremover mens PF/styrmannen ennå hadde kontrollen. Dette gjorde han for å hindre at flyet kom inn i skyer. Styrmannen overbeviste fartøysjefen om at instrumentene viste korrekt og at de skulle stige videre inn i skyer. Fartøysjefen viser til to forhold han tror kan ha ført til at han ikke stolte på instrumentene:

- Det ene var at han hadde lest rapporten om postflyet som havarerte i Sverige i januar 2016¹, og at han hadde diskutert denne ulykken med andre flygere i selskapet i læringsøyemed. Undersøkelsen til den svenske havarikommisjonen viste at det hadde vært en instrumentfeil på ulykkesflyet, og at flygerne ikke hadde klart å oppdage dette i tide. Begge flygerne omkom.
- Det andre forholdet var at han hadde en erfaring fra flysimulatortrening som hadde gått inn på ham. I simulatoren var han «pilot monitoring» og fikk, uten å bli gjort oppmerksom på det, en feil på den kunstige horisonten på sine instrumenter. Da den andre flygeren i simulatoren foretok en sving, så det ut som om han svingte i feil retning. Fartøysjefen tok da over kontrollene i simulatoren og korrigererte svingen. Imidlertid hadde han ikke sjekket de to andre kunstige horisontene på instrumentpanelet, og oppdaget derfor ikke at det var hans kunstige horisont som var feil. Fartøysjefen har imidlertid forklart at ingen simulerte scenarioer har vært i nærheten av det som besetningen ble utsatt for med LN-IDB.

- 1.1.17 Motorene sto i avgangsposisjon under hele uttrekket og hastigheten økte til 325 kt. Ferdsskriveren viser at motorkraften ble redusert fra maks 86/85 % etter uttrekket ved 4,6° stigstilling, noe som tilsvarer bare svak stigning. Minimum motorkraft var ca. 39/39 % som ble beholdt til stigstilling 18,6°. Derfra økte motorkraften til ca. 84/83 % som ble beholdt til flyet flatet ut i ca. 16 000 ft QNH (ca. FL150). Siden «etter avgang sjekklisten» ikke ble gjennomført, utelot besetningen å endre høydemålerinnstilling fra QNH til QNE /1013 hPa. Derfor flatet PF (styrmannen) ut i en lavere høyde enn tildelt fra lufttrafikkjenesten. Fartøysjefen kansellerte «MAYDAY» og etter å ha rapportert høyden, ble feilen oppklart. Høydemålerinnstillingen ble satt til 1013 hPa og siden det var lite trafikk fikk besetningen fortsette mot Torp i FL150. Normalt etter avgang stilles høydemåler fra lokalt trykk til 1013 hPa når flyet passerer «Transition Altitude» eller når besetningen har fått klarering til å klatre til et Flight Level (FL).
- 1.1.18 Videre prosedyrer og sjekklister ble delvis gjennomført i henhold til Standard Operating Procedure (SOP). Besetningen ble vektorert inn mot Torp. De kom inn i visuelle forhold i ca. 3 500 ft og fløy visuelt resten av innflygingen med landing på Sandefjord lufthavn Torp kl. 1638.

1.2 Personskader

Tabell 1: Personskader

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

1.3 Skader på luftfartøy

Se pkt. 1.12.2 for detaljer. Grunnet skadeomfanget på flyet, endret SHT klassifiseringen fra å være en alvorlig luftfartshendelse til å være en luftfartsulykke.

¹ https://www.havkom.se/assets/reports/RL-2016_11.pdf

1.4 Andre skader

Ingen.

1.5 Personellinformasjon

1.5.1 Fartøysjef

1.5.1.1 Fartøysjefen hadde gyldig trafikkflygersertifikat ATPL (A)/IR gyldig til 30. november 2017, med rettigheter for Cessna 500/550/560. Fartøysjefen hadde gyldig legeattest klasse 1 til 15. februar 2017 uten begrensninger.

1.5.1.2 Fartøysjefen var ferdig utdannet som flyger i 1991. Han hadde flygererfaring fra diverse flyselskap før han begynte i Hesnes Air i 2014.

1.5.1.3 Fartøysjefen var Manager Flight Operations (MFO) i Hesnes Air og hadde i tillegg flere assisterende roller i selskapet (se figur 18).

Tabell 2: Flygetid fartøysjef

| Flygetid | Alle typer | Aktuell type |
|----------------|------------|--------------|
| Siste 24 timer | 3 | 3 |
| Siste 3 dager | 3 | 3 |
| Siste 30 dager | 4 | 4 |
| Siste 90 dager | 40 | 40 |
| Totalt | 12 500 | 300 |

1.5.1.4 Besetningen ankom Bern på søndagen, og hadde ikke aktiv tjeneste før etter tre dager. Besetningen hadde spist middag dagen før hendelsen, og var tilbake på hotellet for søvn før midnatt. Dagen etter spiste de frokost og reiste til flyplassen i 9-tiden. Avgangen var kl. 1330. Fartøysjefen har opplyst at han følte seg tilstrekkelig uthvilt under flygingen fra Sveits.

1.5.2 Styrermann

1.5.2.1 Styrermannen hadde gyldig trafikkflygersertifikat CPL(A)/IR gyldig til 31. desember 2017, med rettigheter for Cessna 500/550/560. Styrermannen hadde gyldig legeattest klasse 1 gyldig til 5. mars 2017 uten begrensninger.

1.5.2.2 Styrermannen var utdannet som flyger i USA i 2012 og jobbet som instruktør/flyger i tre år før han ble ansatt i Hesnes Air i 2015.

Tabell 3: Flygetid styrermann

| Flygetid | Alle typer | Aktuell type |
|----------------|------------|--------------|
| Siste 24 timer | 3 | 3 |
| Siste 3 dager | 6 | 6 |
| Siste 30 dager | 9 | 9 |
| Siste 90 dager | 55 | 55 |
| Totalt | 1 500 | 240 |

1.5.2.3 Styrermannen har på spørsmål fra SHT bekreftet at han følte seg uthvilt før flygingen.

1.6 Luftfartøy

1.6.1 Generelt

LN-IDB, en Cessna 560 Encore med serienummer 560-0637 ble produsert i 2003. Flyet er sertifisert for to flygere; fartøysjef og styrmann. Flykabinen har plass til sju passasjerer.



Figur 1: Cessna 560 Encore, LN-IDB. Foto: Hesnes Air AS

1.6.2 LN-IDB flytid

Etter landing på Torp 11. januar 2017 hadde flyet en total flytid på 3847:47 timer og totalt 2 730 cycles/landinger. Begge motorene hadde samme gangtid som flyet.

1.6.3 Airworthiness Review Certificate (ARC)

1.6.3.1 ARC var gyldig til 26. februar 2017.

1.6.3.2 Siste Phase 60 inspeksjon (hver 500 flytime) ble utført 30. januar 2015 ved 3 419 flytimer og 2 440 landinger. Det var igjen 71 timer før denne inspeksjonen måtte gjøres på ny.

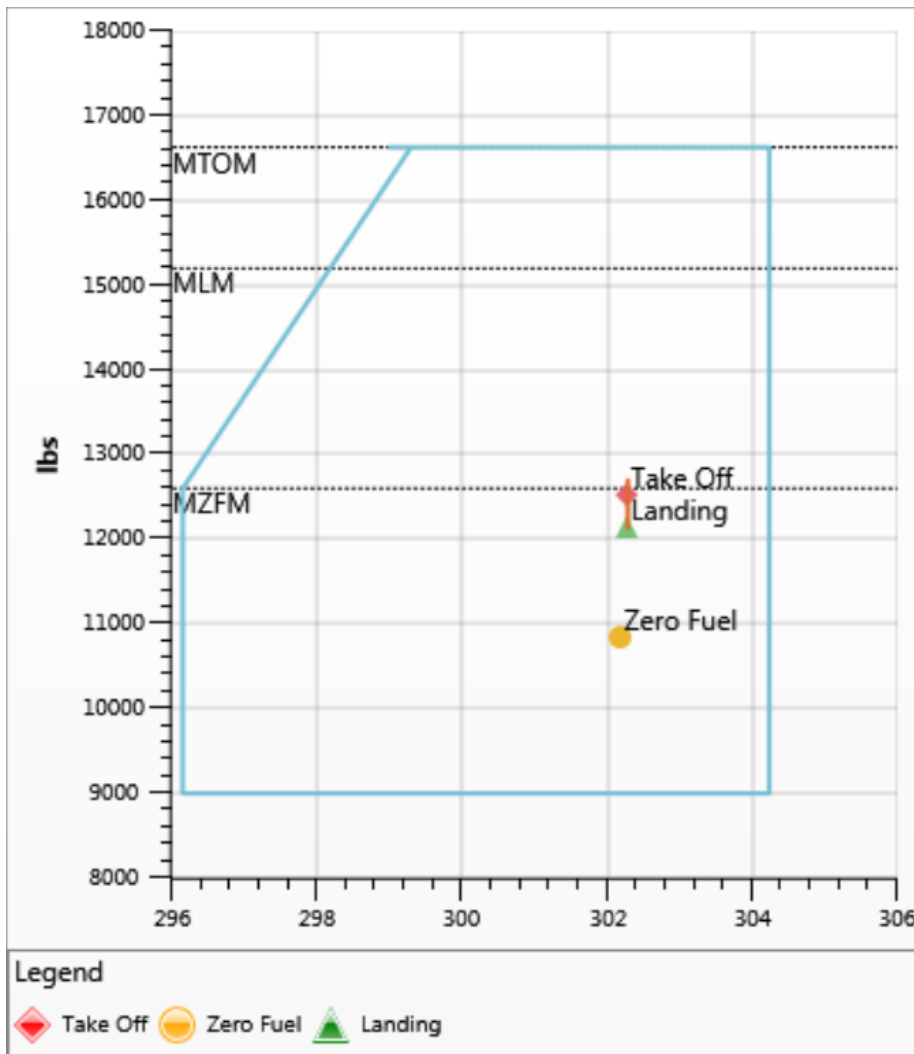
1.6.3.3 Siste Phase ML inspeksjon (hver 300 flytime) ble utført 19. mai 2016 ved 3 628 flytimer og 2 590 landinger. Det var igjen 80 timer før denne inspeksjonen måtte gjøres på ny.

1.6.3.4 Daglig inspeksjon (DI) var utført av besetningen og signert i flyets tekniske loggbok.

1.6.3.5 Undersøkelsene av LN-IDB i etterkant av ulykken har ikke avdekket forhold som skulle tilsi at flyet ikke var luftdyktig på hendelsestidspunktet. Undersøkelsene har heller ikke avdekket noen tekniske feil med kontroll- og trimsystemer (jf. vedlegg B).

1.6.4 Masse og balanse

Maks tillatt avgangsmasse var 16 630 lbs (7 543 kg). På hendelsestidspunktet var flyets masse 12 534 lbs (5 685 kg) med to flygere og 1 700 lbs (771 kg) drivstoff. Flyets balanse var 302,28 tommer, noe som var innenfor CG begrensningen på 296–304,1 tommer.



Figur 2: LN-IDB vekt- og balansediagram. Kilde: Hesnes Air AS

1.6.5 Anti- og avisingsystem

Flytypen er utstyrt med varmluft avising på vingene og luftopererte «boots» for avising av haleflaten («tailplane» avising). «Wing og Engine Anti-Ice» systemet var satt på før avgang i henhold til sjekklister. «Tailplane» avisingsystemet ble samtidig satt til Auto (CVR tid 07:18). Avgangen ble initiert med et motor turtall på 88 % (CVR tid 07:43). Det indikerer at «boots» hadde fullført en komplett «cycle» (18 sekunder) før avgangen startet. Etter en fullført «cycle» har systemet en hvileperiode på 3 minutter før neste aktivering så lenge systemet er satt til Auto. Dermed var ikke haleflatens avisingsystem aktivt i fasen fra start av avgangen og gjennom hele hendelsessekvensen.

1.6.6 Load Factor Limitations

1.6.6.1 LN-IDB ble belastet til -2,62 og +5,99 G. Limit Load Factor (LLF) for 560 flaps oppe er -1,44 til +3,6 G og Ultimate Load Factor (ULF = LLF x 1,5) er -2,16 til +5,40 G. Flyet var overbelastet godt over ULF og ikke ansett å være økonomisk regningsvarende å reparere.

1.6.6.2 Følgende siteres fra Hesnes Air AS OM-B om G-begrensninger:

OM-B 1.1.11 Load factor

- C560

Flaps Up position (0°): -1.44 to +3.6G at 16.630 pounds

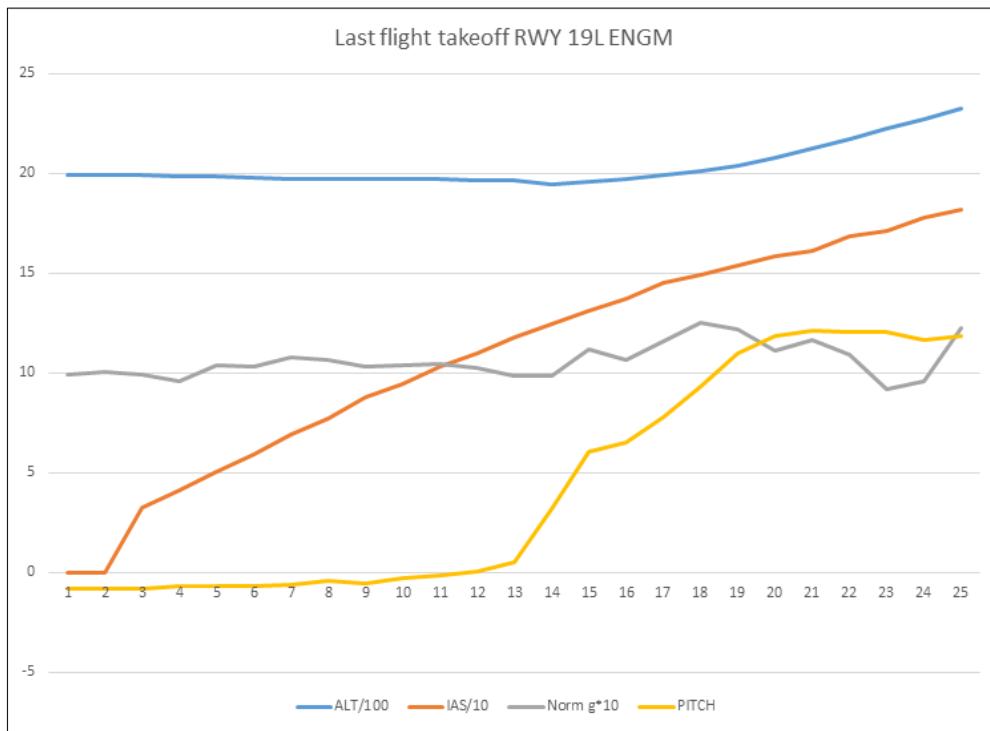
Flaps T.O., T.O. & APPR, and LAND position (7° to 35°): +0.0 to +2.0G at 16.630 pounds

Flaps LAND position (35°): +3.46G at 15.200 pounds

1.6.7 Flyets avgangsstilling og slush-spray pattern

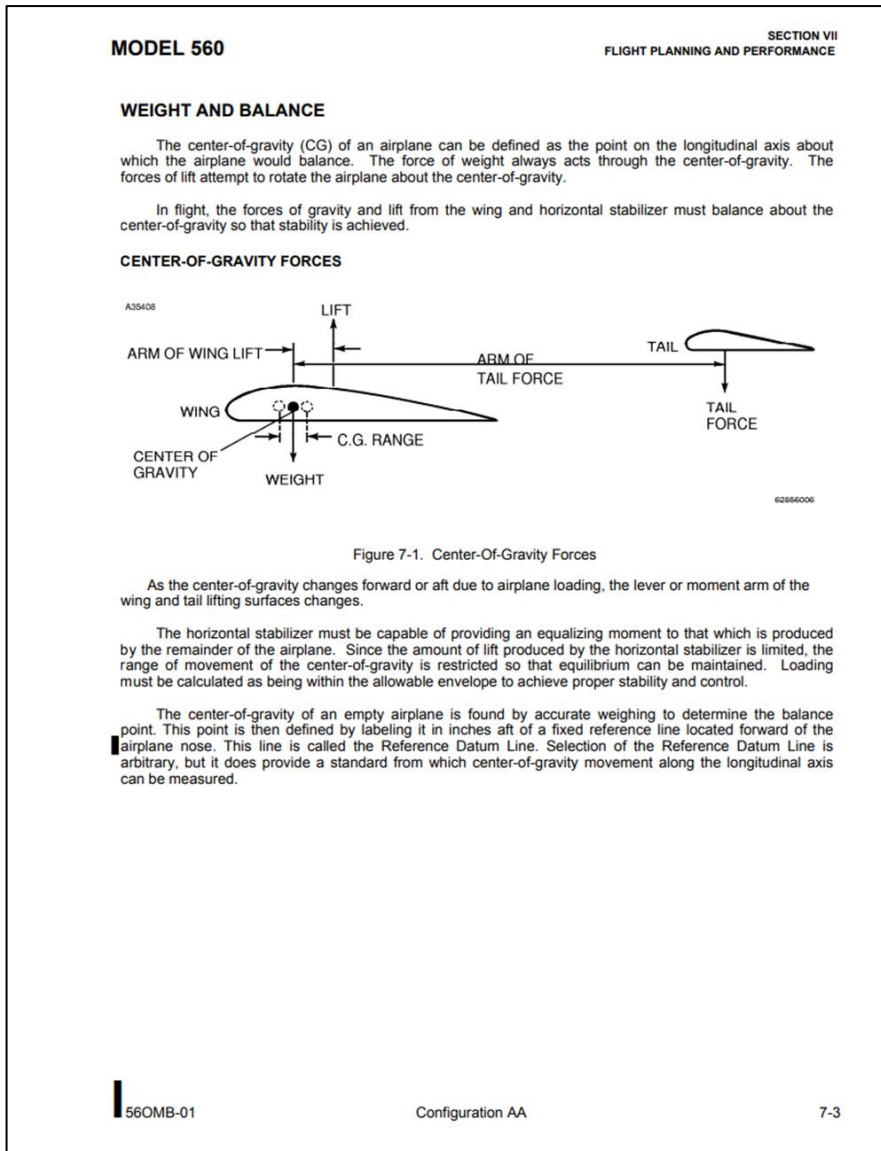
1.6.7.1 Figur 3 viser flyets stilling under avgang, hentet fra FDR-data. Gul linje viser at flyets nesestilling var 5-7° over horisonten før hovedhjulene slapp bakken. Videre fremgår flyets hastighet, høyde, nesestilling og normal G-verdi. Dippen i barometrisk høyde ved flyets nesestilling 7°, viser når vingen utvikler løft og er en indikasjon på at flyet kom i bakkeeffekt, noe som ga et økt trykk under flyet før trykket sank igjen da flyet steg videre fra rullebanen. Humpen i normal G-verdi viser når PF trakk stikka tilbake for å øke nesestillingen til avgangsstilling 5-7°. På dette tidspunktet var flyet høyere på leggene med haleflaten nærmere rullebanen. Dermed ble det mer luftrom mellom undersiden av vingene og rullebanen og det resulterte i at haleflaten kom nærmere rullebanen. Haleflaten antas derfor å være mer eksponert for både slush-spray fra hovedhjulene og fra den fallende snøen.

1.6.7.2 Merk at høyden som blir registrert av FDR er basert på standard høydemålerinnstilling for Flight Level, som er 1013 hPa. Differansen mellom høydemålersetting for standard høyde og setting for høyde over havet (QNH=965 hPa), var 48 hPa. 1 hPa tilsvarer 30 ft ved havoverflaten, som gir en høydedifferanse på 1 440 ft. Denne må legges til høyden av Gardermoen (673 ft), som dermed gir flyets høyde under avgang 673 + 1 440 ft = 2 113 ft.



Figur 3: LN-IDBs avgangsstilling og flygebane. Kilde: FDR-data

1.6.8 Prinsippskisse for vekt og balanse



Figur 4: Merk negativt løft på haleflate. Kilde: Cessna FM Model 560

1.6.9 Textron Aviation: sertifiseringstest på vandekket rullebane

- 1.6.9.1 Textron Aviation er eier av Cessna Aircraft Company og SHT spurte selskapet om det hadde vært utført tester av om hvorvidt slush-spray fra hjulene på flyet kan treffe flyets haleflater. Textron Aviation viste til sertifiseringstester foretatt på vandekket rullebane i november 1999:

Summary of Spray Patterns observed during Model 560 Encore

Water Ingestion Testing (Type Certification data)

Water ingestion testing of the Model 560 Encore was conducted in November of 1999, as part of the type certification program. A minimum water depth of 0.5 inches was evaluated, consistent with the AFM limitation regarding maximum allowable water/slush depth on a runway surface for takeoff/landing operations. Data obtained during that testing was reviewed for this summary.

The water spray pattern observed from the nosewheel, which utilizes a tire with a chine, is directed to the outboard edge of the engine inlet and below the centerline of the engine. Stated differently, looking aft (into the engine inlet) from the front of the airplane, the V-shaped water plume typically just brushes the outer edge of the lower outboard quadrant of each engine inlet, with much of the plume not making direct contact with the inlet/nacelle. Significant quantities of water are thus prevented from entering the engines. On this trajectory, the water plume does not impact the horizontal tail; but rather passes below, and just outboard of, the tip of the horizontal tail.

From the main wheels, the inboard portion of the V-shaped spray pattern was observed to be significantly blocked by the flaps at the trailing edge of the wing, and even by the engine pylon and fuselage itself, to some extent; thereby preventing spray contact with the horizontal tail. The outboard portion of the V-shaped spray pattern was partially blocked by the wing flap (the tapered shape of the wing results in a reduced distance from the main gear to the trailing edge as you move outboard on the wing). The portion of the spray that was not blocked by the trailing edge passes outboard and slightly below the tip of the horizontal tail.

Based on these observations from water ingestion testing, it is concluded that an accumulation of contamination on the horizontal tail surfaces, resulting from operation on a slush-covered runway, is unlikely.

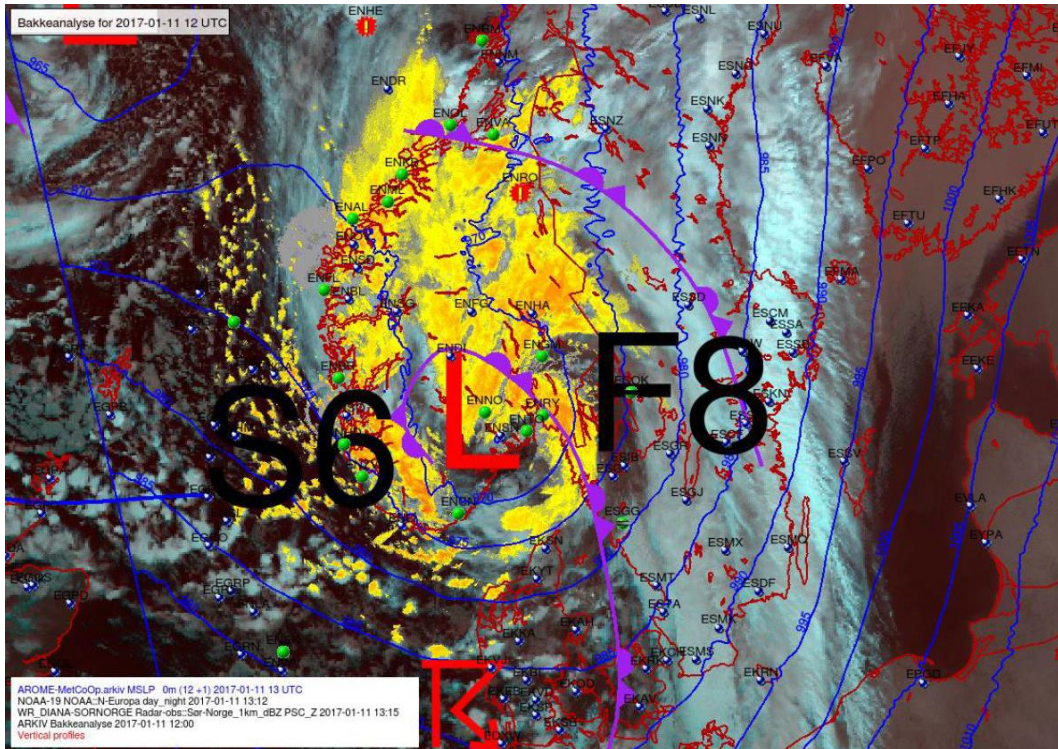
1.6.9.2 Fra Operating Manual for Citation Encore model 560-0539 thru-5000 siteres:

Trace or light amounts of icing on horizontal tail can significantly alter airfoil characteristics which will affect stability and control of the aircraft.

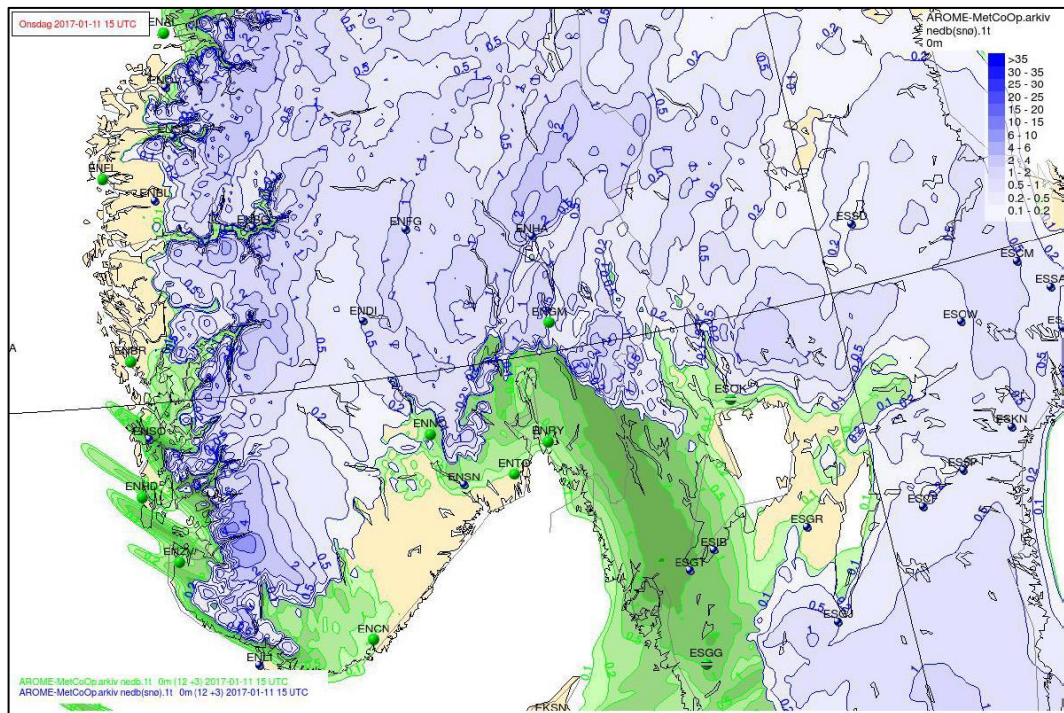
1.7 Været

1.7.1 Værsituasjonen

- 1.7.1.1 SHT har mottatt rapport fra Meteorologisk Institutt om værforholdene rundt Gardermoen 11. januar 2017 kl. 14-18, fra bakken opp til ca. 3 500 fots høyde.
- 1.7.1.2 Et dypt lavtrykk på ca. 965 hPa lå sørvest for Oslo kl. 1300 og flyttet seg sakte østover. I tilknytning til lavtrykket fulgte en okkludert front med lett til moderat nedbør vest, nord og øst for lavtrykksenteret (gult/oransje).



Figur 5: Kombinert bakkeanalyse 11. januar 2017 kl. 1300 og værradar kl. 1400. Det gule feltet er nedbør. Kilde: MET



Figur 6: Nedbør/snø i bakkenivå pr. time 11. januar kl. 1600 UTC. Grønt er regn, nyanser av blått er sludd/snø. Det er snøfall over Gardermoen. Kilde: MET



Figur 7: Været på Gardermoen kl. 1615, like før avgang med LN-IDB. Bildet viser at det var snøfall. Foto: Avinor

1.7.2 METAR

1650 ENGM 111650Z 36006KT 5000 -RA BR SCT002 BKN015 00/M01 Q0965
TEMPO 3000 -SNRA BR BKN008=

1620 ENGM 111620Z 02007KT 350V050 6000 -SN SCT004 BKN007 00/M01 Q0965
TEMPO 3000 -SN=

1550 ENGM 111550Z 03005KT 010V070 6000 -SNRA OVC004 00/M00 Q0965
TEMPO 3000 -SN=

1520 METAR ENGM 111520Z 03005KT 350V100 4200 -SN BR OVC004 00/M01
Q0965 TEMPO 2500 -SN BKN006=

1.7.3 TAF

TAF 1547 AMD ENGM 1115/1212 14008 KT 5000 -SNRA SCT005 BKN010 TEMPO
1115/1119 1400 SN VV004 BECMG 1118/1120 34010KT FEW020 SCT050 PROB40
TEMPO 1120/1123 33015G28KT BECMG 1200/1202 20007 =

1.7.4 SIGMET

WAN031 ENMI 111535
ENOS AIRMET A04 VALID 111600/112000 ENMI-
ENOR NORWAY FIR OCNL MOD ICE FCST WI N5850 E1010 - N6200 E00730 -
N6200 E01225 - N6115 E01300 _ N6010 E01235 - N5650 E01140 - N5850 E01010
SFC/FL180 MOV ENE WKN=

SIGMET dekket det sentrale Østlandsområdet, med Østfold, Vestfold, Buskerud, Oslo, Akershus og deler av Oppland og Hedmark.

1.7.5 SNOWTAM 0076

A) ENGM
B) 01111718 C) 01L
F) 6/6/6 G) 3/3/3 H) 4/4/4
B) 01111621 C) 01R
F) 5/6/6 G) 6/3/3 H) 4/4/4
N) A3 B2 C2/CLSD B1 B9/6 ALL REMAINING TWYS/5
R) APRON NORWEGIAN/CLSD APRON B NORTH/6
ALL REMAINING APRONS/5
T) RWY 01L CONTAMINATION/100/100/100/PERCENT
RWY 01R
OBSERVATION TIME RWY 01R 201701111621
CONTAMINATION/100/100/100/PERCENT

SNOWTAM viser at rullebane 01R/19L kl. 1621 (to minutter etter hendelsen) var dekket av 3 mm slush på nordre 2/3 av banen, og 6 mm våt snø på siste 1/3 delen i syd. Det betyr at banedelen som LN-IDB brukte var dekket med 3 mm slush. SNOWTAM viser at det ikke var benyttet de-ice væske på rullebanen.

Alle de åpne taksebanene var dekket med våt snø eller slush.

1.7.6 Vindskjær, turbulens og vingehvirvler

Det var ikke varslet eller rapportert om vindskjær eller turbulens i Østlandsområdet. Tre minutter før avgangen til LN-IDB, tok det av en Boeing 737 fra samme rullebane. For å forhindre påvirkning fra vingehvirvler, er minimumskravet til separasjon under avgang to minutter mellom disse kategoriene flytyper.

1.8 Navigasjonshjelpemidler

Ikke relevant.

1.9 Samband

Under oppholdet på Gardermoen var følgende frekvenser relevante:

ENGM Clearance Delivery frekvens, 121.675 MHz
ENGM Ground frekvens, 121.600 MHz
ENGM Tower W frekvens, 118.300 MHz
ENGM Tower E frekvens, 120.100 MHz

Under taksing til bane 19L fikk besetningen klarering av TWR W på frekvens 118.3 MHz til å krysse bane 19R via C1, videre via N, V, T og B8 til avgangsposisjon bane 19L.

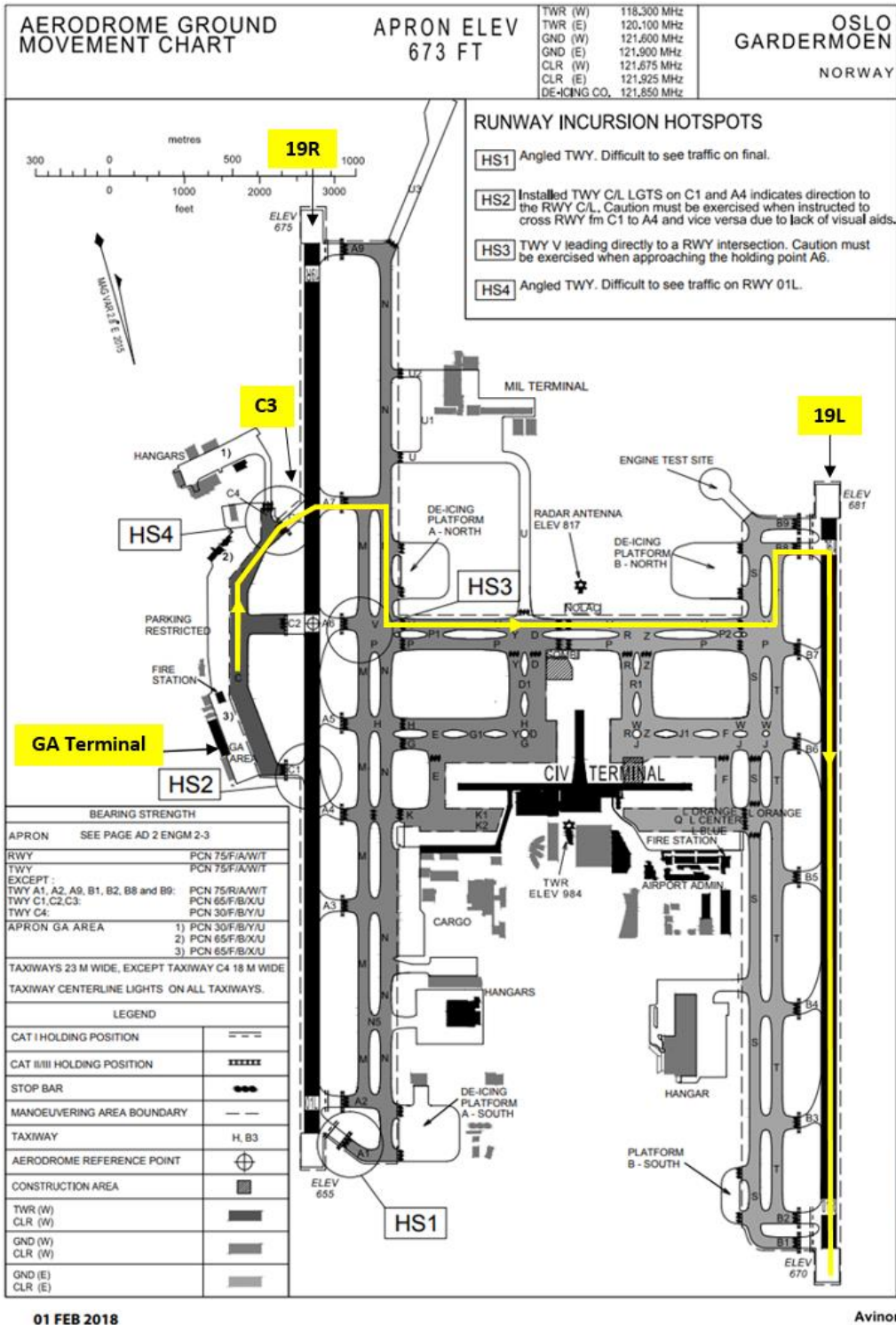
Etter kryssing av bane 19R ble LN-IDB sendt over til GND på frekvens 121.6 MHz. Da LN-IDB nærmet seg bane 19L ble de sendt over til TWR E frekvens 120.1 MHz, der de fikk avgangsklarering.

1.10 Flyplasser og hjelpemidler

1.10.1 Avisingsplattformer

Gardermoen har en avisingsplattform for rullebane 19L (B-North) og en for 01R (B-South), samt en for rullebane 19R (A-North) og en for 01L (A-South). Ved aktuell hendelse var avisingsplattform B-North for rullebane 19L i bruk.

LN-IDB takset forbi avisingsplattform B-North uten å utføre avising.



Figur 8: Flyplasskart Gardermoen med LN-IDB takserute fra GA Terminal til avgang rullebane 19L. Markeringer i gult lagt til av SHT. Kilde: AIP Norway

1.11 Flyregistratorer

1.11.1 Generelt

Flyet var utstyrt med to registratorer, en for tale (Cockpit Voice Recorder) og en for tekniske data (Flight Data Recorder). Begge registratorene ble utmontert av flyet, og to inspektører fra SHT tok disse med seg til den engelske havarikommisjonen (AAIB) på

Farnborough i England for nedlasting av data. Data fra begge enheter har vært viktige for denne undersøkelsen.

1.11.2 Taleregistratør – Cockpit Voice Recorder (CVR)

CVR var av typen L3 Communications Model FA 2100. CVR P/N2100-1020-02, S/N 000183914. CVR registrerte lyd på 3 kanaler, en «voice channel» for hver av flygerne, samt en Cockpit Area Microphone (CAM). CVR hadde to timer lydopptak, hvorav de siste 30 minuttene var av høy kvalitet.

1.11.3 Ferdsskriver – Flight Data Recorder (FDR)

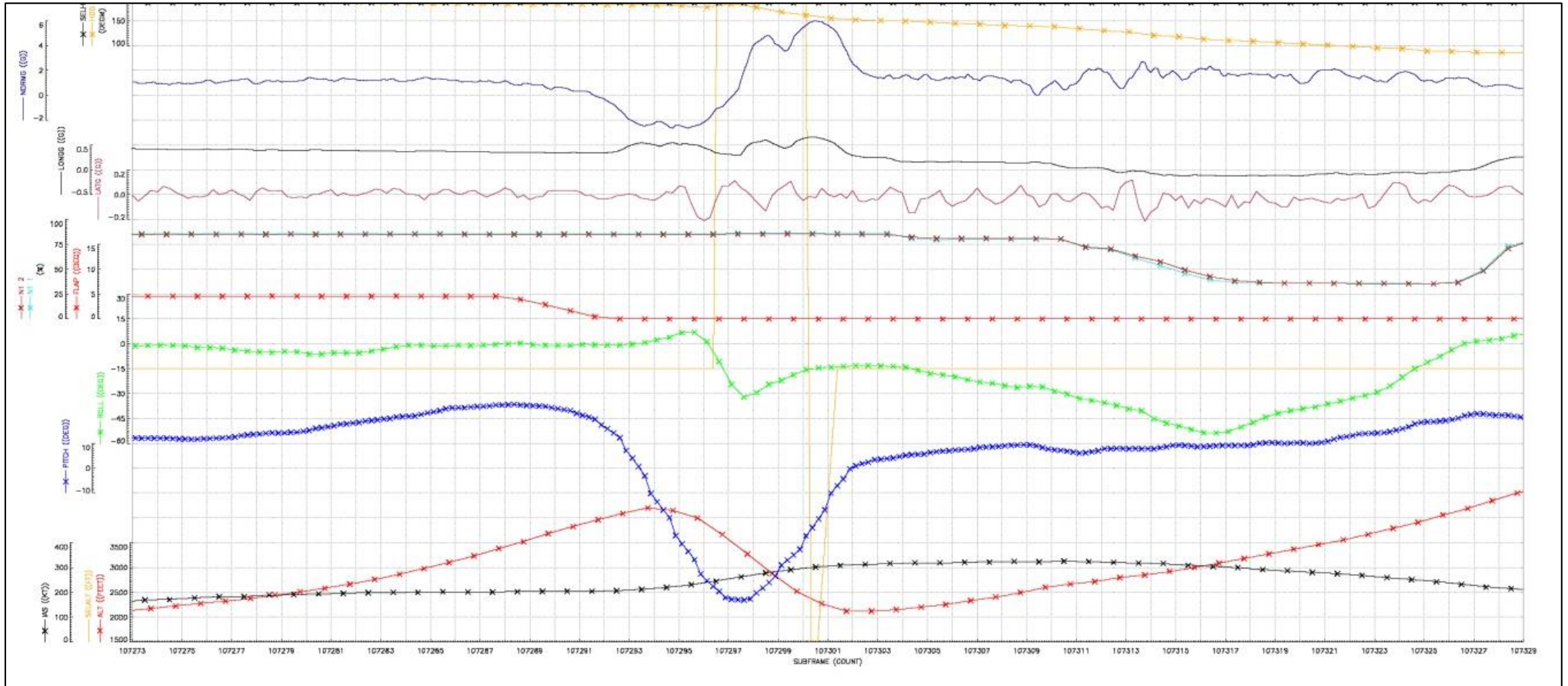
1.11.3.1 FDR var av typen Honeywell Solid State Memory. FDR P/N 980-4700-025, S/N SSFDR-08292. Flight Data Recorderen hadde data på blant annet høyde, fart, flap posisjon, stigningsvinkel (pitch) og roll vinkel, G-belastninger og motorparametere. Ulikt mange andre FDR registrerte den ikke kontrollflate og stikkeposisjoner, noe som ville vært av stor nytte i denne undersøkelsen.

1.11.3.2 20. januar 2017 overførte SHT FDR dataene til Cessna Aircraft og forespurte om de, basert på dataene, kunne forklare hendelsen. Cessna svarte følgende den 27. januar 2017:

Our flight test department has looked the FDR data over and provided the following opinion: The event was NOT precipitated by an aerodynamic stall. The data shows the autopilot was never engaged, but it appears the pilot was doing a fine job of managing airspeed and everything else right up to the point that the event occurs. At 200 KIAS, the only way the airplane would stall is if it had a significant amount of normal acceleration. The data shows a small increase in normal acceleration above 1g as the pitch is increased to around 25-26 degrees to maintain 200 KIAS (not at all unusual for a very light-weight 560), but that is not enough to generate a stall. As flaps are retracted from 7 to 0, the airplane starts to pitch over rapidly and a dramatic reduction in normal acceleration is recorded. Retracting flaps from 7 to 0 degrees at 200 KIAS will not result in a pitch-over to zero-g, but that's what the data shows. The left wing drop occurred after the pitch-over event, while the pitch attitude was well below -30 deg and normal acceleration was well below -2g.

Cessna anså på dette tidspunktet at flyet ikke bidro til hendelsen, ei heller at det kunne vært utsatt for vinge-ising. Ising av haleflaten ble ikke omtalt.

Under SHTs påfølgende møte med Textron Aviation i Wichita, Kansas 30.10.2017, diskuterte SHT mulige hypoteser med Textron Aviation. Konklusjonen ble at Textron Aviation var enig med SHT at eneste forklaring på hendelsen var «tailplane stall».

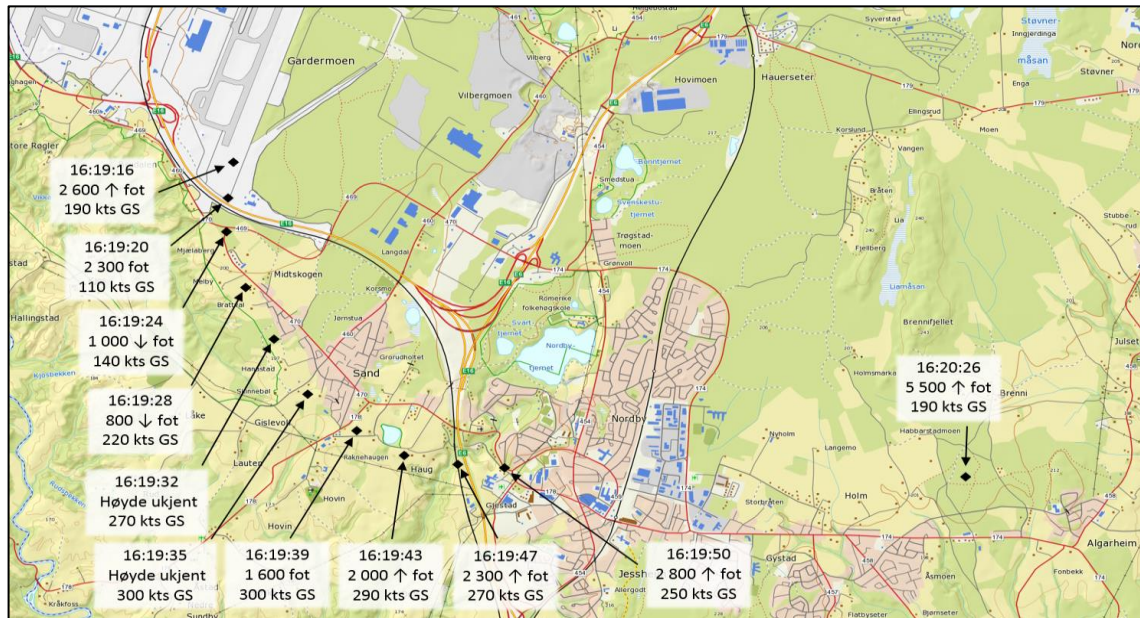


Figur 9: Utskrift fra Flight Data Recorder. Kilde: FDR-data LN-IDB

1.12 Hendelsessted og skader på luftfartøyet

1.12.1 Hendelsessted

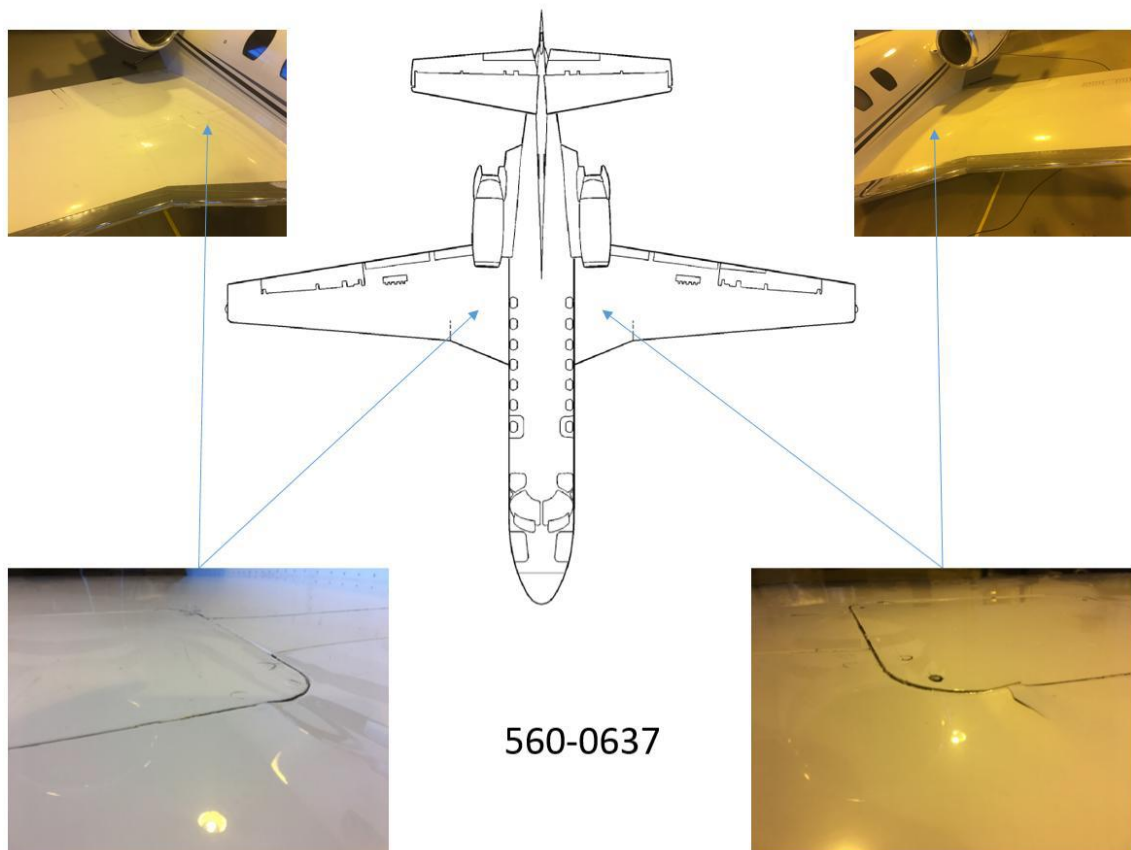
Ulykken inntraff like etter avgang fra rullebane 19L på Gardermoen. Flyets høyde var på det laveste ca. 170 fot over bakken og inntraff like vest av tettstedet Sand. Figur 10 er et radarplott basert på posisjoner mottatt fra Avinor.



Figur 10: Estimert trase av flyingen basert på radardata fra Avinor. Kart: © Kartverket

1.12.2 Skader på luftfartøyet

- 1.12.2.1 På grunn av de høye G-belastningene som flyet ble utsatt for, oppstod det deformasjoner flere steder på oversiden av begge vinger. Det oppstod også deformasjoner på motornaceller og på skrog over vinger (se figur 11 og vedlegg B for detaljer). Flyet var så skadet at det ikke ble funnet økonomisk regningssvarende å reparere det.



Figur 11: Synlige skader på vingenes overside. Foto: Hesnes Air AS

- 1.12.2.2 SHT i samarbeid med teknisk avdeling i Hesnes Air og Textron Aviation, utførte tester av flyets kontroll- og trimsystemer uten at det ble påvist feil ved disse som kan ha bidratt til at ulykken skjedde.

1.13 Medisinske og patologiske forhold

- 1.13.1 For å unngå en senere diskusjon om mulig rusmiddelpåvirkning, ønsket besetningen å avgi blodprøve. De kontaktet derfor politiet i Sandefjord og forklarte at de hadde vært involvert i en alvorlig luftfartshendelse. Besetningen og selskapet ble informert av politiet at det i så fall måtte opprettes en straffesak mot dem da politiet ikke kunne ta en frivillig prøve. I løpet av et par timer og flere telefonsamtaler til politi og legevakt, besluttet selskapet å avslutte videre forsøk på å få avgitt blodprøver. SHT har ingen holdepunkter for å anta at besetningen var påvirket av rusmidler.
- 1.13.2 Luftfartsloven (lov 11. juni 1993 nr. 101 om luftfart) § 6-13 Alkotest, utåndingstest, blodprøve sier:

Politiet kan ta alkotest (foreløpig blåseprøve) og foreløpig test av om en person er påvirket av annet berusende eller bedøvende middel, når

1. *det er grunn til å tro at vedkommende har overtrådt bestemmelsene i §§ 6-1 eller 6-12,*
2. *personen med eller uten skyld er innblandet i en luftfartsulykke eller luftfartshendelse,*
3. *når det blir krevd som ledd i kontroll av luftfartsvirksomheten.*

Dersom testresultatet eller andre forhold gir grunn til å tro at bestemmelsene i §§ 6-11 eller 6-12 [Alkoholpåvirkning mv. eller Pliktmessig avhold] er overtrådt, kan politiet foreta særskilt undersøkelse av om det forekommer tegn eller symptomer på ruspåvirkning og fremstille personen for utåndingsprøve, blodprøve, spyttprøve eller klinisk legeundersøkelse for å søke å fastslå påvirkningen. Slik fremstilling skal i alminnelighet finne sted for den som nekter å medvirke til alkotest eller foreløpig test av om føreren er påvirket av alkohol eller annet berusende eller bedøvende middel.

1.14 Brann

Ikke relevant for denne undersøkelsen.

1.15 Overlevelsesaspekter

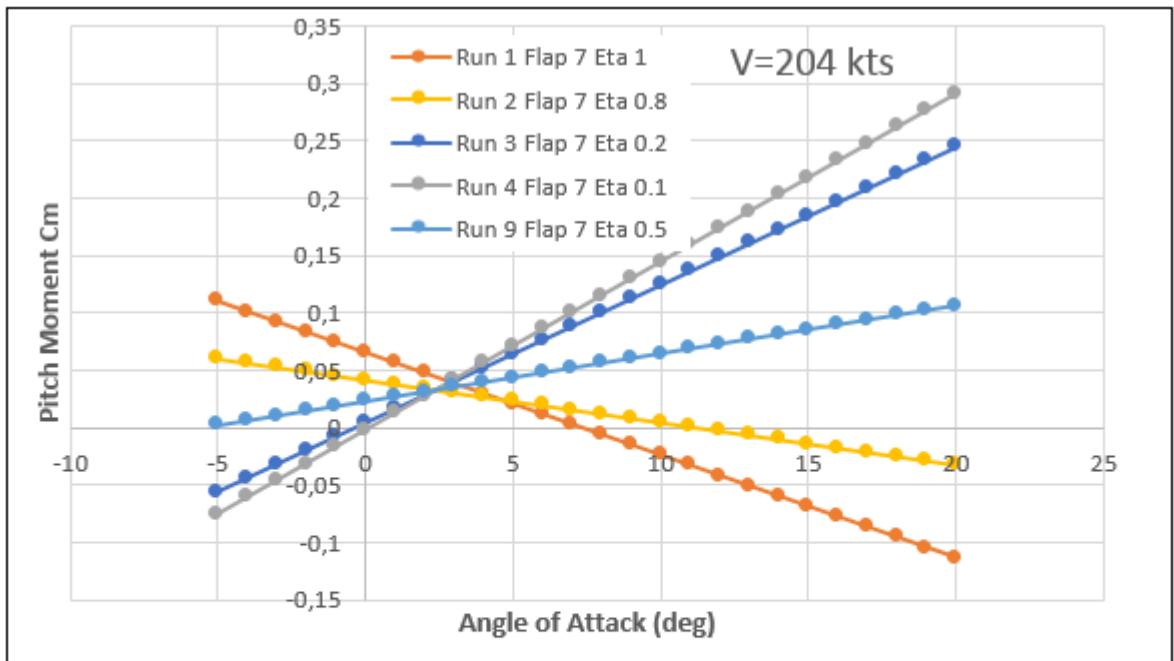
Besetningen satt forskriftsmessig fastspennet med setebelter og skulderstropper.

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 Modellsimulering utarbeidet av Coventry University

1.16.1.1 På oppdrag fra SHT har Coventry University, Storbritannia utført en analyse av en generisk (tilsvarende) kategori flytype og hendelsen. Analysen og modellsimuleringer viser at dersom haleflaten mister effektivitet, vil flyets nese pitche (bunte) ned. Analysen er gjengitt i sin helhet i vedlegg E.

1.16.1.2 Figur 12 viser at flyets lengdestabilitet reduseres ved minskende effektivitet av haleflaten, som f. eks. ved forurensing i form av is, frosset snø eller slush. Run 1 viser flyets normale lengdestabilitet uten forurenset haleflate. Run 2 viser stabiliteten ved forurenset haleflate til 80 % effektivitet. Run 9, 3 og 4 i nevnte rekkefølge viser økende ustabilitet i pitch med økende forurensing/minskende effektivitet av haleflaten som ved steiling grunnet ising.

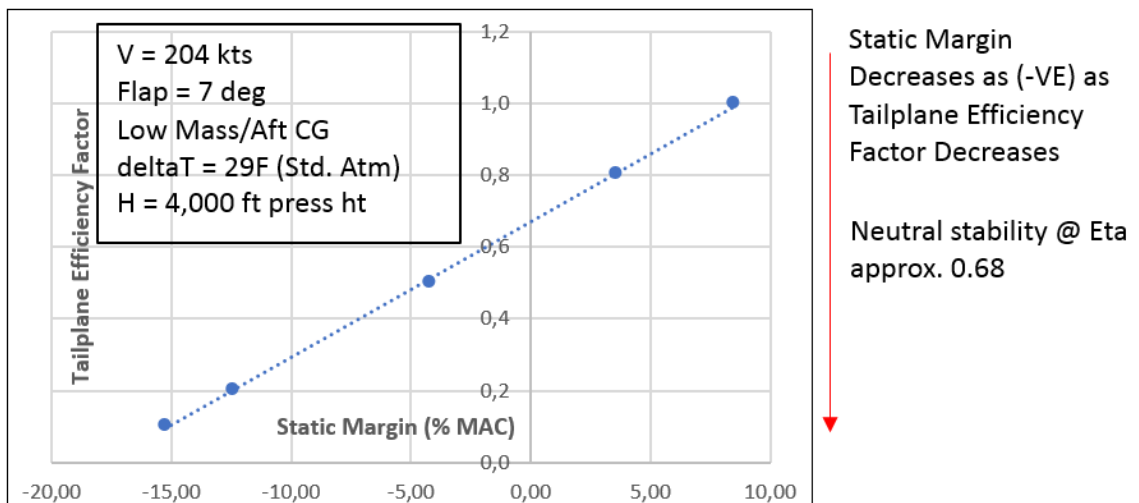


V = 204 kts
 Flap = 7 deg
 Low Mass/Aft CG
 deltaT = 29F (Std. Atmos)
 H = 4,000 ft press ht

Stability decreases as Tailplane Efficiency Factor Decreases

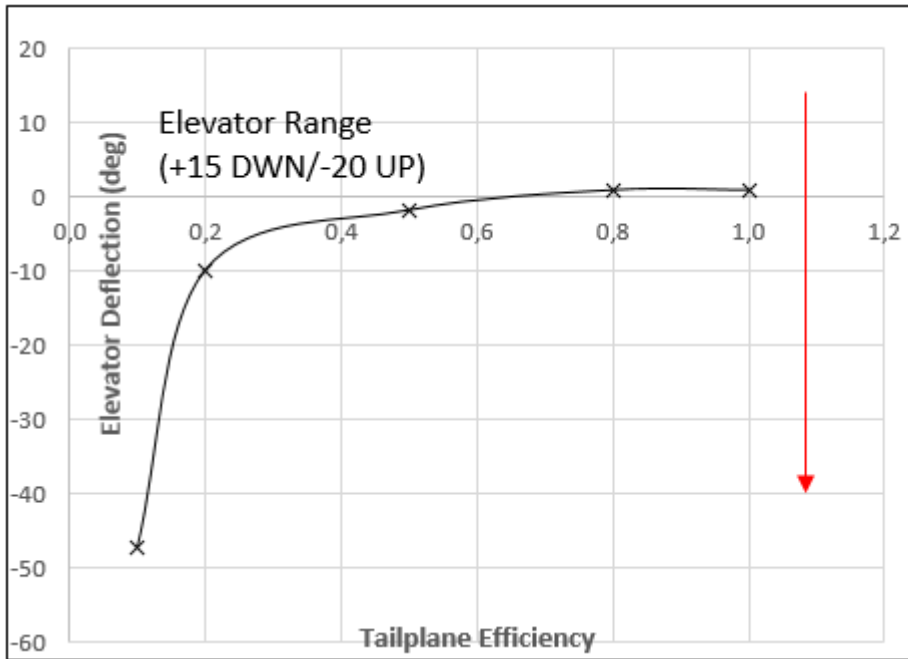
Figur 12: Longitudinal Stability (Cm) vs Angle of Attack (deg). Illustrasjon: Coventry University jf. vedlegg E

1.16.1.3 Figur 13 viser gradvis reduksjon av stabilitetsindikator Static Margin (% MAC) som funksjon av Tailplane Efficiency Factor (TEF) (som for eksempel forurensing i form av ising). Vi ser at flyet er nøytralt stabilt ved ca. 68 % TEF, og er ustabilt ved 20 % TEF.



Figur 13: Static Margin (% MAC) vs Tailplane Efficiency Factor (TEF). Illustrasjon: Coventry University jf. vedlegg E

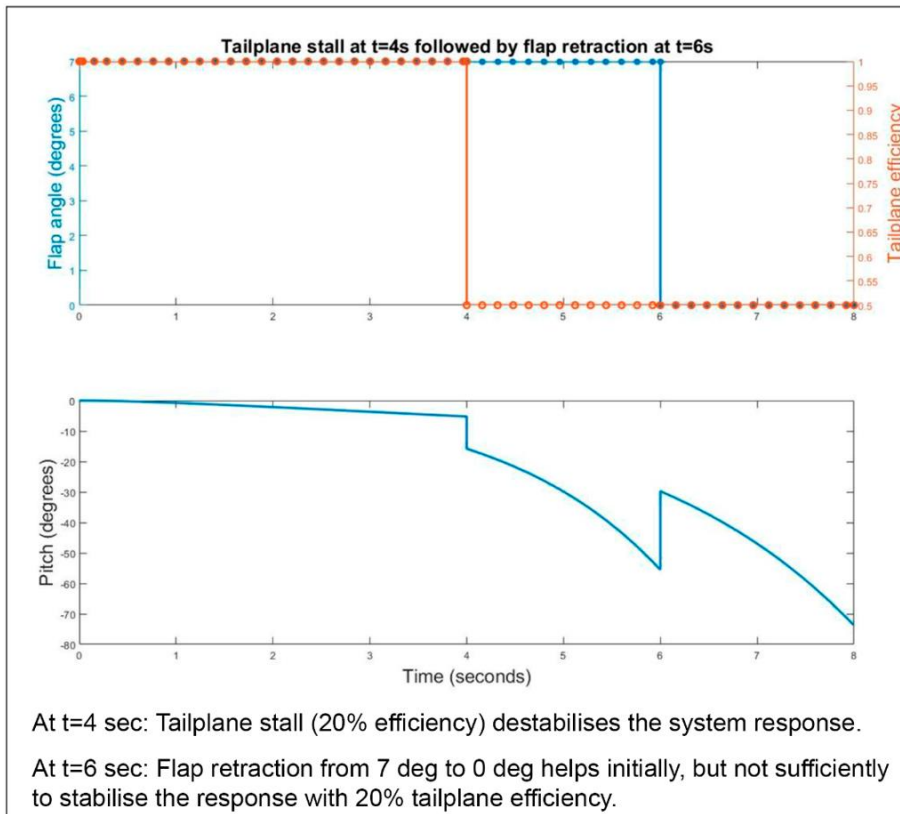
1.16.1.4 Figur 14 viser kompensierende høyderorsutslag for å motvirke redusert effekt av haleflaten.



Increasing UP elevator (-VE) as Tailplane Efficiency Factor Decreases

Figur 14: Elevator Deflection (deg) vs Tailplane Efficiency Factor (TEF). Illustrasjon: Coventry University jf. vedlegg E

1.16.1.5 Figur 15 viser effekten av å trekke inn flaps ved steiling av haleflaten. Ved å trekke inn flaps reduseres flyets pitch down (nese ned) bevegelse.



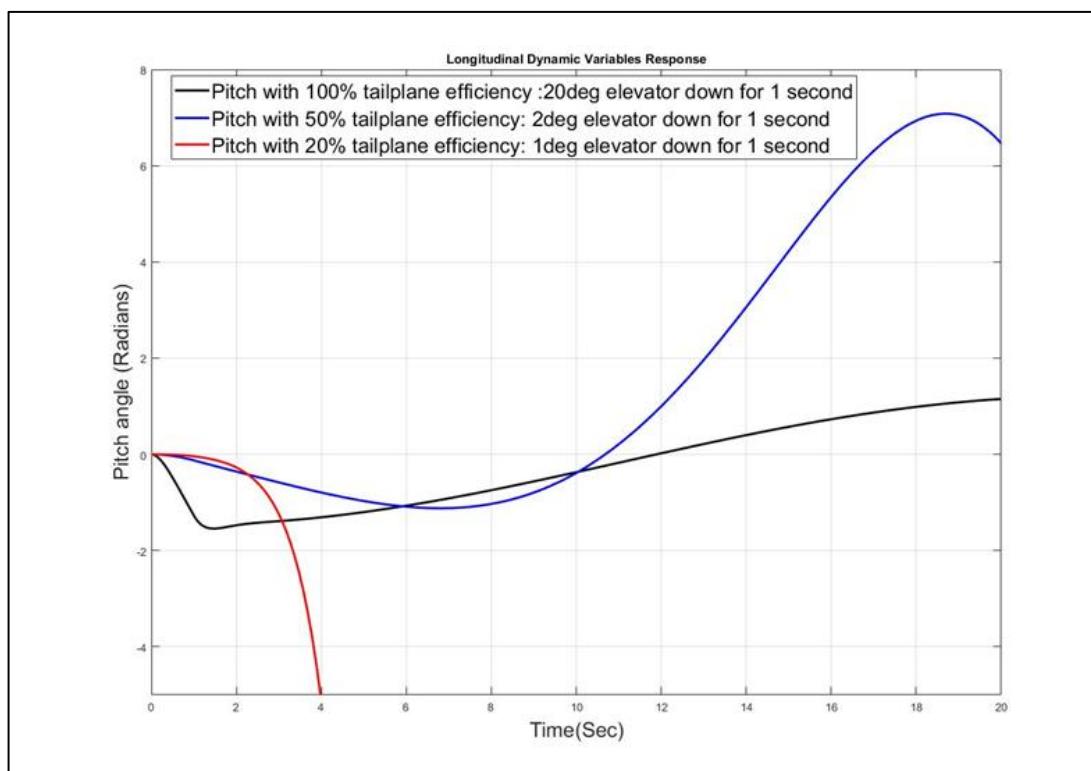
V = 204 kts
 Flap = 7 deg
 Low mass/Aft CG
 T = 29F
 H = 4,000 ft press ht
 Elevator angle: 3 degrees down

At t=4 sec: Tailplane stall (20% efficiency) destabilises the system response.

At t=6 sec: Flap retraction from 7 deg to 0 deg helps initially, but not sufficiently to stabilise the response with 20% tailplane efficiency.

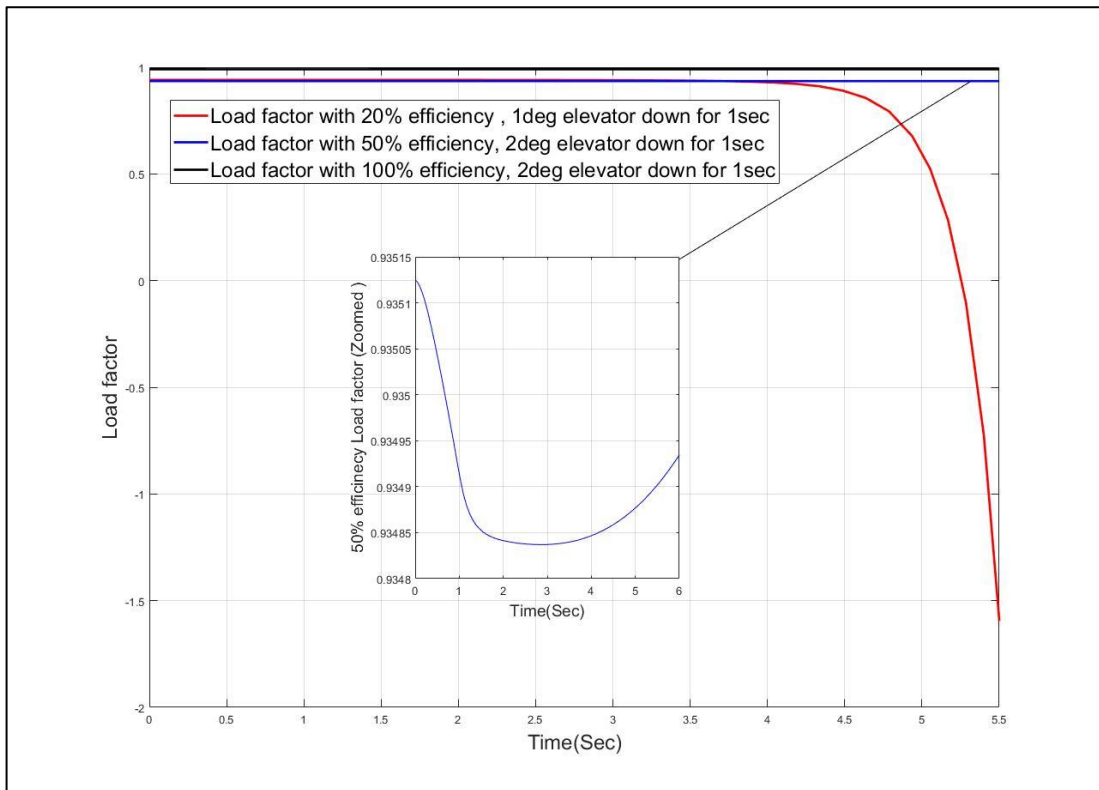
Figur 15: Tailplane stall followed by flap retraction. Illustrasjon: Coventry University jf. vedlegg E

1.16.1.6 Den røde linjen i figur 16 viser at flyet er ustabilt ved 20 % haleflate-effekt (tailplane stall).



Figur 16: Longitudinal Dynamic Pitch Responses at 100%, 50% and 20% Tailplane Efficiency Factor. Illustrasjon: Coventry University jf. vedlegg E

1.16.1.7 De tre linjene i figur 17 indikerer at en eventuell forurensning av haleflaten vil resultere i at TEF blir redusert til under 50 %, samt at flyet vil bli ustabilt (divergent) ved 20 % haleflate-effekt (tailplane stall). Den røde linjen i figuren viser at «pitch angle» forandringen over tid raskt utvikler negative verdier ved 20 % TEF hvilket vil resultere i at flyet blir utsatt for negative G-krefter.



Figur 17: Load Factor as a result of elevator inputs at 100%, 50% and 20% Tailplane Efficiency Factor. Illustrasjon: Coventry University jf. vedlegg E

1.16.2 Konklusjonen til Coventry University var følgende (se vedlegg E):

The results suggest that the 'generic' business jet aircraft is used in the analysis is statically and dynamically stable when horizontal tailplane efficiency is greater than 80%. When tailplane efficiency is reduced to 20% (simulating a 'tailplane stall'), the aircraft is statically and dynamically unstable, smaller and shorter elevator commands produce large pitch responses and negative 'G' may be quickly reached within a short time period.

1.17 Organisasjon og ledelse

1.17.1 Krav til organisasjon for luftfartsoperasjoner

1.17.1.1 EASAs krav til selskapsorganisasjon fremgår av Annex III Organisation Requirements for Air Operations (PART-ORO) til Forordning (EU) No 965/2012 om felleseuropeiske bestemmelser for luftfartsoperasjoner (EASA-OPS). Følgende siteres fra ORO.GEN.210(c):

The operator shall have sufficient qualified personnel for the planned tasks and activities to be performed in accordance with the applicable requirements.

1.17.1.2 Videre krever ORO.AOC.135² at operatøren minimum skal nominere fire personer for ledelsen og oppfølgingen av følgende områder: 1) flight operations; (2) crew training, (3) ground operations; og (4) continuing airworthiness.

² Air Operators Certificate er en driftstillatelse gitt av et lands luftfartsmyndighet til en operatør av et luftfartøy for å kunne drive kommersiell luftfart.

- 1.17.1.3 Acceptable Means of Compliance (AMC) og Guidance Material (GM) til Annex III PART-ORO åpner for at en person kan inneha flere nominerte roller, men at dette avhenger av operasjonenes omfang og kompleksitet:

AMC1 ORO.AOC.135(a) Personnel requirements:

(a) The person may hold more than one of the nominated posts if such an arrangement is considered suitable and properly matched to the scale and scope of the operation.

AMC2 ORO.AOC.135(a) Personnel requirements:

(a) The acceptability of a single person holding several posts, possibly in combination with being the accountable manager, should depend upon the nature and scale of the operation. The two main areas of concern should be competence and an individual's capacity to meet his/her responsibilities.

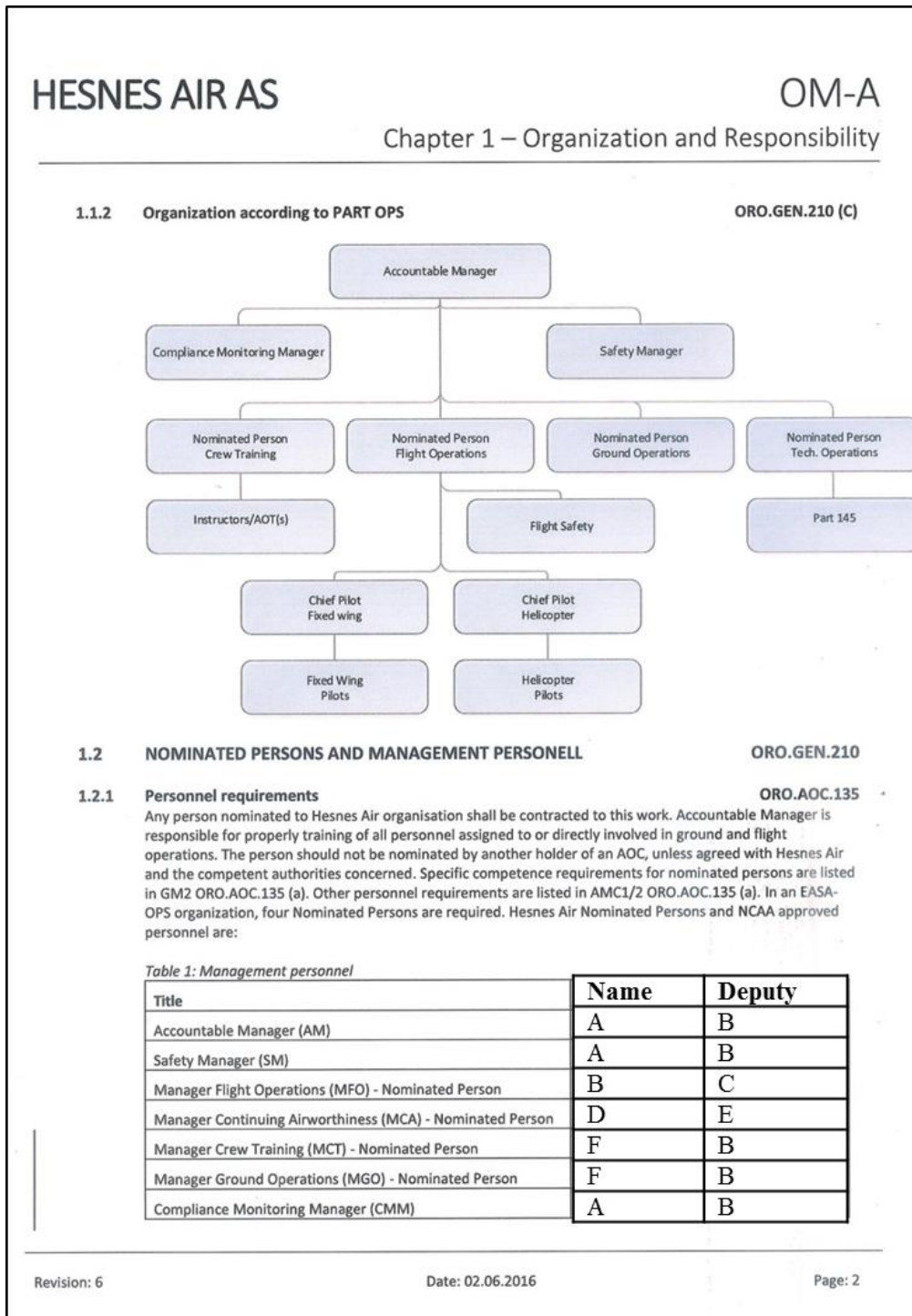
(b) As regards competence in different areas of responsibility, there should not be any difference from the requirements applicable to persons holding only one post.

(c) The capacity of an individual to meet his/her responsibilities should primarily be dependent upon the scale of the operation. However, the complexity of the organisation or of the operation may prevent, or limit, combinations of posts which may be acceptable in other circumstances.

- 1.17.1.4 EASA anser en operatør som ikke-kompleks dersom den har færre enn 20 fulltidsstillinger (FTEs). Imidlertid indikerer AMC1 ORO.GEN.200(b) paragraf (b) at en operatør med færre enn 20 FTEs kan anses som kompleks dersom den, for eksempel, utfører operasjoner med forskjellige typer luftfartøy.

1.17.2 Hesnes Air AS – organisasjon

- 1.17.2.1 På ulykkestidspunktet opererte Hesnes Air både fly og helikoptre. Selskapet hadde ni Fixed Wing flygere med flygesjef, derav fem kapteiner og fire styrmenn. På Rotary Wing (helikopter) hadde selskapet tre flygere.
- 1.17.2.2 Hesnes Air AS sin organisasjon (se figur 18), var godkjent av Luftfartstilsynet per godkjent Operations Manual – OM-A rev. 6, 2. juni 2016.
- 1.17.2.3 I Hesnes Air var følgende fire Nominated Persons: Manager Flight Operations (MFO) (flygesjef og fartøysjef ved ulykken), Manager Crew Training (MCT), Manager Ground Operations (MGO) og Manager Continuing Airworthiness (MCA).



Figur 18: Organisasjon og ansvar på ulykkestidspunktet. Kilde: OM-A Hesnes Air AS

Organisasjonen ble, ved neste revisjon av OM-A revisjon 7, datert 16.03.2017, endret til;

| Title | Name | Assistant |
|---|------|-----------|
| Accountable Manager (AM) | A | |
| Safety Manager (SM) | A | |
| Manager Flight Operations (MFO) – Nominated Person | C | G |
| Manager Continuing Airworthiness (MCA) – Nominated Person | D | E |
| Manager Crew Training (MCT) – Nominated Person | F | H |
| Manager Ground Operations (MGO) – Nominated Person | F | |
| Compliance Monitoring Manager (CMM) | A | |

Figur 19: Table 1 OM-A rev. 7 datert 16. mars 2017. Kilde: Hesnes Air AS

Bokstavene i rubrikkene representerer personer. Det kan sees at noen av personene har blitt endret, mens dobbelttrollene er uendret. «Deputy» kolonne er justert til «Assistant».

1.17.2.4 *Kombinasjon av stillinger*

Både før og etter denne organisasjonsendringen i Hesnes Air AS, som begge var godkjent av Luftfartstilsynet, hadde ansvarlig leder (AM) alle de vesentlige stillingene innen sikkerhetsstyring og kontroll i selskapet. I tillegg til å være øverste ansvarlige for sikkerheten i selskapet i egenskap av å være ansvarlig leder, hadde AM også stillingene som sikkerhetsansvarlig (SM) og kvalitetsansvarlig (CMM).

1.17.2.5 *Management System Manual*

Av Hesnes Air AS MSM, Chapter 4 – Safety Accountability and Responsibilities fremgår kompetansekravene til AM, SM og CMM (se også vedlegg D, AIC 2/17 med vedlegg).

4.1 SAFETY RESPONSIBILITIES

Accountable Manager (AM) ORO.GEN.210 (a)

The AM shall ensure that all activities can be financed and carried out in accordance with the applicable requirements. The overall safety accountability in the company is the responsibility of the AM. The safety accountability is managed through the Management System. The AM is responsible for establishing and maintaining the Management System as described in this manual.

...

Safety Manager (SM) ORO.GEN.200 (a)(1)

The SM acts as the focal point and is responsible for the development, administration and maintenance of the Management System. The functions of the SM are to facilitate hazard identification, risk analysis and management; monitor the implementation of actions taken to mitigate risks as listed in this manual; provide periodic reports on safety performance; ensure maintenance of safety management documentation; ensure that there is safety management training available and that it meets acceptable standards; provide advice on safety matters; and ensure initiation and follow-up of internal occurrence, incident and accident investigations. The SM is the focal point for collecting and analysing hazards and maintaining a register of hazards, risks, and risk controls (mitigations).

SM reports to the Accountable Manager (AM).

The SM is responsible for the supervision and facilitation of the processes to support managers in developing processes, procedures and work instructions for the staff under their supervision to perform their activities in a safe manner.

...

This information shall form the basis for SM's decisions regarding priorities and investments in safety improvements. The promulgation of safety information shall be coordinated on an overall level in order to highlight common focus areas.

Nominated Persons

The Nominated Persons (NP's) have the responsibility within their own area. Each NP shall establish a system to secure compliance with relevant authority requirements. Relevant new requirements shall be presented at the SRB/Management Meeting. Duties and responsibilities are specified in OM-A 1.3 and Continued Airworthiness Management Exposition (CAME). When required according to OM-A chapter 11, report Occurrences, Incidents, Serious Incidents and Accidents on behalf of Hesnes Air to NCAA and Accident Investigation Board Norway (AIBN).

Compliance Monitoring Manager (CMM)

The CMM shall ensure that the Company's activities are monitored for compliance with the applicable regulatory requirements, including those regarding the Management System Manual (MSM), additional company requirements and procedures, and that these activities are being carried out properly under the supervision of the relevant managers. The CMM shall ensure that the compliance monitoring program is properly implemented, maintained and continually reviewed and improved, ref. Compliance Monitoring Programme.

The CMM reports to the Accountable Manager (AM).

...

1.17.3 Andre organisatoriske forhold

- 1.17.3.1 I et møte SHT hadde med Hesnes Air AS i mai 2018 fortalte selskapets ledelse at flygesjefen (MFO) hadde lagt ned mye arbeid i å utarbeide ny operasjonsmanual for selskapet.

1.17.4 Hesnes Air AS – bruk av avising

Hesnes Air AS' bruk av avising fremgår av selskapets OM-A og OM-B:

OM-A 8.2.4 Ice and other contaminants CAT.OP.MPA.250/SPO.OP.175

It is the CMDR's responsibility to ensure when required, that the aircraft is de-iced before takeoff. Procedures and special requirements stated in the AFM shall be adhered to. If no specific limitations are stated in these manuals, the wings, tail plane, vertical fin, and any control surface shall be free of rime, ice or snow during takeoff. Approved de-/anti-icing fluids are required for use on company aircraft. Hesnes Air is not equipped with any de-icing facilities and all de-icing of company aircraft will be performed by other approved operators. The CMDR shall order de-icing before starting engines. When entering the de-icing area, a

communication shall be established with the de-icing personnel. The communication shall be maintained during de-icing and the CMDR shall receive a verbal report when de-icing is completed. In lieu of any approved ISO (AEA) type anti-icing fluid, or equivalent fluid, the CMDR must decide after his own judgement the procedure/fluid to be used.

OM-B 1.1.14 Airframe contamination

- *Take-off is prohibited with frost in one or more of the following critical areas:*
- *Wing leading edge*
- *Upper wing surface*
- *Windshield*
- *Take-off is prohibited with ice, snow or slush adhering to one or more of the following critical areas:*
- *Wing leading edge and upper wing surface*
- *Flight control surfaces including all hinge gaps*
- *Horizontal stabilizer*
- *Vertical stabilizer*
- *Engine inlets*
- *Top of engine pylons*
- *Windshield*
- *All static ports*
- *Angle-of-attack vanes*
- *Upper surface of nose forward of windshield*

Note:

Refer to OM-A 8.2.4 for information regarding ground avising and anti-Icing procedures.

OM-B 2.3.1 General

It is the responsibility of the CMDR to ensure that the Pre-flight inspection (PFI) is carried out before each flight, and signed for in the PFI column of the Technical Log. MEL considerations regarding minimum equipment requirement to meet operating rules for operation in RVSM etc., refer to "Quick reference list - special approval operations" in the checklist advisory information page (back of the Normal Checklist).

The PFI may be performed by either the CMDR or the Copilot. The purpose of the PFI is to ensure the integrity of the Aircraft. The PFI procedure is described in the Pre-Flight Inspection Checklist.

When performing the PFI, make a general check for security, condition, and cleanliness of the airplane and components. Check particularly for damage, condition of tires, flight controls, fuel, oil, hydraulic fluid leakage, security of access panels, and blockage of ventilation inlets and drain ports. Ensure all ground safety pins, control locks, covers, tie-downs, and chocks are removed and stowed.

OM-B 2.3.2 Contamination check

A contamination check shall be performed before every departure (ref OM-A 8.2.2.9).

Before take-off, the CMDR shall:

- *Verify that the inlet cowling is free of ice or snow;*
- *Verify that the fan is free to rotate.*

Snow or ice that accumulates on the fan spinner or fan blades during shutdown periods (typically blowing snow, showers etc.) must always be removed before engine start. Small amounts of snow or ice (any type) that accumulates on the fan spinner or fan blades as a result of operation in icing conditions, such as during approach or taxi in, is allowed if the fan is free to rotate and the snow or ice is removed using the ice shedding procedure (run up) during taxi out and before setting take-off thrust.

Note:

The CMDR shall request fan spinner/fan blades to be de-iced before start-up, if there should be any doubt if within safe limits.

1.17.5 Hesnes Air AS' avtale om avising på OSL Gardermoen

Hesnes Air AS hadde avtale med Aviator-OSL AS om avisingstjenester på OSL Gardermoen, gjengitt under.

| | |
|--|---|
| PARAGRAPH 1. HANDLING SERVICES AND CHARGES | |
| 1.1 For a single ground handling consisting of the arrival and the subsequent departure at agreed timings of the same aircraft, the Handling Company shall provide the following services of Annex A at the following rates. | |
| De-icing/Anti-icing services and Snow/Ice removal according to Carriers Instructions | |
| 3.5.1 | Provide headsets |
| 3.5.2(d) | Perform ramp to flight deck communication, for purpose of informing Flight crew of results, fluids and H.O.T. |
| 3.16.2 | Perform "pre" de/anti-icing inspection and advise flight crew or Carriers representative of results. <i>This can be done as a recommendation as upper wing surfaces are not visible from the ground. On request.</i> |
| 3.16.3 | Perform clear ice check, if required for operating aircraft type. <i>On request..</i> |
| 3.16.4 | Provide anti-icing units and de-icing units. |
| (a)(1)(2) | |
| 3.16.5 | Provide de-icing/anti-icing fluids. |
| 3.16.6 | Remove frost, ice and snow from aircraft using de-icing fluid. Fluids to receive purity and contamination inspection prior to use. |
| 3.16.7 | Apply anti-icing fluid to aircraft. |
| 3.16.8 | Supervise performance of de-icing/anti-icing operations. |
| 3.16.9 | Perform final inspection after de-icing/anti-icing operations. <i>Final Inspection after De-/Anti-Icing to be performed by qualified staff of the Handling Company.</i> |

Figur 20: Avtale om avisingstjenester på OSL Gardermoen. Kilde: Hesnes Air AS

1.17.6 Hesnes Air AS – praksis for bakkestopp

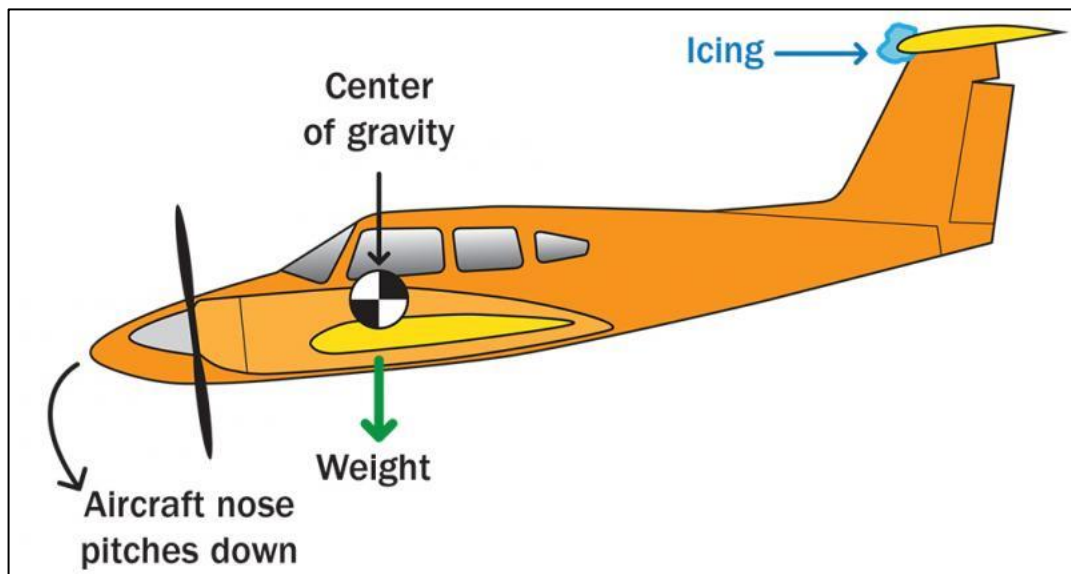
- 1.17.6.1 Fartøysjefen har forklart til SHT at det forkom bakkestopp med en motor i gang. På spørsmål til Hesnes Air om dette kunne forekomme, har Hesnes Air svart at det ikke er standard prosedyre. Selskapet svarte videre at det blant flygerne ikke var standard praksis å gjøre stopp med en motor i gang, verken før eller etter hendelsen.

- 1.17.6.2 Selskapets OM-A kap. 8.2.2.2 angir at det kun er ved tidskritisk transport av visse typer organer at høyre motor kan gå mens «entry door» er åpen og man venter på levering av organ. Operasjonsmanualen åpner ikke for en generell adgang til å ta om bord eller slippe av passasjerer med en motor i gang.

1.18 Andre opplysninger

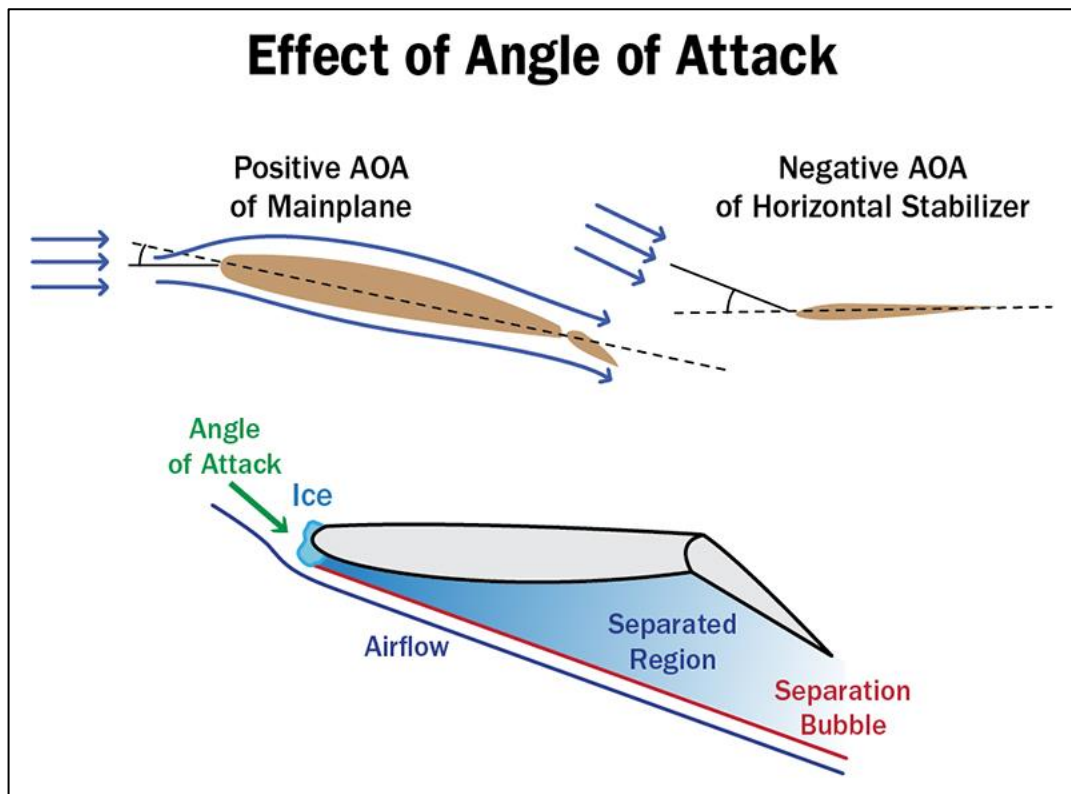
1.18.1 Tailplane stall som følge av ising

- 1.18.1.1 Et flys lengdestabilitet (longitudinal stability) balanseres med haleflaten. Normalt vil flyets tyngdepunkt (senter of gravity, CG) ligge foran flyets løftesenter (center of lift, CL), slik at flyet i utgangspunktet har et nese-ned-moment om CG. Dette momentet balanseres av et negativt løft på haleflaten (se figur 4).



Figur 21: Tailplane stall som følge av ising. Kilde: «How to recover from Tailplane Icing» (Ross Detwiler)

- 1.18.1.2 Dersom haleflaten steiler grunnet ising, vil flyets nese presses ned av et moment avhengig av flyets CG-posisjon, høyde, hastighet, konfigurasjon og høyderørsutslag/trim setting. Dette vil påføre flyet en negativ akselerasjon (negativ G).



Figur 22: Effekten av økt negativ angrepsvinkel på haleflaten. Kilde: «How to recover from Tailplane Icing» (Ross Detwiler)

- 1.18.1.3 Faren for steiling av haleflaten grunnet ising øker med utfelling av flaps. Økt negativ angrepsvinkel på haleflaten øker faren for steiling og tap av haleflatens balansekraft (trimkraft).
- 1.18.1.4 Tailplane stall som følge av ising er en kjent årsaksfaktor. Imidlertid er alle kjente tilfeller forbundet med utfelling av flaps som forårsaker økt downwash (nedadgående luftstrømmer) fra vingen, og dermed økt negativ angrepsvinkel på haleflaten. I dette tilfellet derimot, sammenfalt hendelsen med innfelling av flaps.
- 1.18.1.5 Innfelling av flaps reduserer vingens downwash og reduserer dermed også haleflatens negative angrepsvinkel. Dermed reduseres også faren for tailplane stall grunnet ising. Innfelling av flaps er del av uttaksprosedyren for Tailplane stall.
- 1.18.1.6 I vedlegg C beskrives steiling av haleflaten som følge av ising.

Wing Stall vs. Tailplane Stall

In a conventional wing stall, the airplane pitches down due to a loss of lift. A tailplane stall also results in pitching down, but because tail-down force has been lost. This is why stall recovery techniques are opposite. Aircraft flight manuals can differ, but here are NASA's general guidelines to recovery:

Wing Stall Recovery:

1. *-Add Power*
2. *-Relax back pressure or push yoke forward*

Tailplane Stall Recovery:

1. *-Pull back on the yoke*
2. *-Reduce Flaps*
3. *-Reduce Power: This is aircraft specific based on engine location in relation to CG and how power changes angle of attack. (Engines mounted above the CG will create a stronger pitching down moment as power increases)*

1.18.1.7 SHT kjenner ikke til havariundersøkelser forbundet med tailplane stall som følge av ising og som ble initiert av innfelling av flaps. Alle kjente tilfeller av tailplane stall har vært som følge av utfelling av flaps der det er is på haleflaten.

1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder

Det har ikke vært benyttet undersøkelsesmetoder som krever spesiell omtale.

2. ANALYSE

2.1 Introduksjon

Innledningsvis i analysen presenteres mulige forklaringer som undersøkelsen kan utelukke. Deretter beskrives den mest sannsynlige forklaringen på hvorfor flygerne plutselig mistet kontrollen over flyet. Etter dette drøftes flyoperative og menneskelige faktorer som er relevante for ulykken. Undersøkelsen har også identifisert noen organisatoriske og tilsynsrelaterte forhold som vil bli drøftet nærmere. Til sist drøftes de faktorene som bidro til at kontrolltapet ikke endte opp i en fatal ulykke.

2.2 Eliminering av mulige forklaringer

Det er flere forklaringer som kunne tenkes å ha ledet til ulykken. SHT har vurdert disse, og har kommet frem til at følgende forklaringer kan utelukkes:

2.2.1 Flyets tekniske tilstand

Havarikommisjonens undersøkelse har vist at flyet var luftdyktig på ulykkestidspunktet og undersøkelsen av flyet etter ulykken har ikke avdekket noen feil med kontroll- og trimsystemer (jf. vedlegg B).

2.2.2 Besetningens håndtering etter avgang frem til kontrolltapet

Undersøkelsen har ikke avdekket at besetningens manøvrering bidro til at kontrolltapet oppsto. SHT baserer dette på intervjuer med begge besetningsmedlemmer, samt analyse av tilgjengelige data fra ferdsskriver og lydopptaket fra taleregistrator.

2.2.3 Ekstrem turbulens eller wind shear

På det aktuelle tidspunktet var det rolige vindforhold i bakkehøyde og opp til marsjhøyden, med vindhastighet under 10 knop. Det var ikke varslet turbulens. SHT mener derfor at det er utelukket at turbulens/wind shear kan ha forårsaket en pitch down til minus 2,62 G. På CVR er det registrert bl.a. «windshear-varsel» fra EGPWS systemet (jf. 1.1.11) i perioden da flyet var utsatt for negativ G. Dette er naturlig da flyets nese plutselig «pitchet» ned til minus 33,6° og normalakselerasjon gikk fra pluss 1 G til minus

2,62 G. Dermed ble Angle of Attack (AoA) endret fra positiv til negativ, noe som systemets programmering ville tolke som «windshear».

2.2.4 Vingehvirvler

SHT kan utelukke vingevirvler som en medvirkende faktor, siden avgangen til LN-IDB ble foretatt tre minutter etter at en Boeing 737 tok av fra samme rullebane.

2.2.5 Pitch Trim Runaway

I møte med Cessna i Wichita 30. oktober 2017 fikk SHT avklart at trimsystemet i Cessna 560 Encore ikke har autoritet til å forårsake minus 2,62 G, noe som langt overskrider sertifiseringsbegrensningen på minus 1,44 G. SHT utelukker dermed trim runaway som medvirkende faktor.

2.2.6 Somatogravisk illusjon

Somatogravisk illusjon er et sanseintrykk forårsaket av blant annet hurtig akselerasjon etter avgang. Dette kan resultere i at PF reduserer stigning og kan til og med skyve stikke frem slik at flyet går over fra stigning til gjennomsyning. FDR- og CVR-data indikerer at besetningen var bevisst på hastighetsøkningen og var opptatt av å ikke overskride flapsbegrensningen på 200 KIAS. Det resulterte i en bevisst økning i stigstilling, noe som ikke er forenlig med somatogravisk illusjon. SHT utelukker dermed somatogravisk illusjon som medvirkende faktor.

2.2.7 Steiling forårsaket av ising på vingen

Det var isingsforhold på Gardermoen på det aktuelle tidspunktet og CVR-data bekrefter at «wing anti-ice» og «tailplane» avisingsystemer var satt på før avgang. Imidlertid ville ikke en vingesteiling forårsake negativ G. Havarikommisjonen er derfor enig med Cessna sin initielle vurdering av at hendelsen ikke var utløst av en vingesteiling (jf. 1.11.3.2).

2.2.8 Steiling som følge av flapsstilling eller innfelling av flaps

2.2.8.1 Det har ikke vært mulig for SHT ut fra FDR-data å knytte initiering av hendelsen til innfelling av flaps. I tråd med generell flymekanikk vil innfelling av flaps minske «downwash» og negativ angrepsvinkel på haleflaten, som igjen vil redusere faren for steiling av haleflaten. Alle kjente tilfeller av tailplane stall som følge av ising ble initiert av utfelling av flaps. Dermed økte «downwash» og negativ angrepsvinkel slik at haleflatens steilevinkel ble overskredet. På denne bakgrunn anser SHT det som utelukket at innfelling av flaps forårsaket at haleflaten steilet.

2.2.8.2 Figur 15 fra Coventry Universitys modellsimulering viser at utfelling av flaps reduserer flyets lengdestabilitet, og at innfelling av flaps øker stabiliteten. Dette er i tråd med generell forståelse og SHTs hypotese om at innfelling av flaps ikke trigget flyets «pitch down» (jf. vedlegg E).

2.3 **Sannsynlige forklaringer på hvordan kontrolltapet inntraff**

2.3.1 I kapittel 2.2 har SHT vurdert og utelukket flere mulige forklaringer på at kontrolltapet inntraff. SHT sitter derfor igjen med kun én sannsynlig forklaring på hvorfor ulykken inntraff, og det er at haleflaten mistet evnen til å produsere negativt løft. SHT mener at

dette sannsynligvis skyldes kontaminering av horisontal stabilisators underside og forkant grunnet ising påført fra slush-spray fra rullebanen og fra fallende snø og sludd. Tailplane stall som følge av ising er en kjent årsaksfaktor. Imidlertid er alle kjente tilfeller forbundet med utfelling av flaps. I dette tilfelle sammenfaller hendelsen med innfelling av flaps. Havarikommisjonen har ikke et entydig svar på hvorfor steilingen ikke skjedde på et annet tidspunkt. Da haleflaten steilet, hadde sannsynligvis kontamineringen nådd en kritisk mengde i forhold til flyets hastighet og angrepsvinkel.

- 2.3.2 Taksebaner og rullebanen var dekket med 3 til 6 mm snø og slaps (jf. 1.7.5), og flyets overflater var sannsynligvis nedkjølt etter å ha fløyet i 2,5 timer i kuldegrader ned mot minus 50 °C. Det er ikke mulig å fastslå aktuell overflatetemperatur etter et bakkeopphold på totalt 15 minutter i 0 °C lufttemperatur. SHT mener overflaten på vinger og skrog var kaldere enn lufttemperaturen og dermed på den negative siden, men det ikke er mulig å vite eksakt hvor kald flyets overflate-temperatur var ved avgang.
- 2.3.3 Cessna viser til sertifiseringstester på vanddekket rullebane (ref. 1.6.9) og mener at spray fra hjulene ikke kan treffe haleflaten. I dette tilfelle var det 3 mm slush på rullebanens avgangsstrekning. Gjennomsnittstettheten på slush er 0,81 g/cm³ og dermed er den lettere enn vann (1 g/cm³). Med lavere tetthet vil spredningen av slushspruten være mer diffus enn vannsprut, noe som øker sannsynligheten for at slush kan treffe haleflaten. Før avgang vil flyet ha 5-7° pitch vinkel før «weight on wheels» forsvinner, og i denne fasen vil haleflaten være nærmere bakken og mer eksponert for både slush-spray og fallende snø.
- 2.3.4 Om spray fra hovedhjulene traff forkant og underside av haleflatene, vil ikke avisingsystem ha noen effekt. Gummibelgene (boots) var blåst opp like før avgang og var i hvileperiode under hele avgangen. SHT mener at slush kan ha festet seg direkte på «bootene» og på nedkjølt aluminiumsstruktur bak «bootene», og derved kontaminert haleflaten. I tillegg var det fallende snø under hele bakkeoppholdet og avgangen. Havarikommisjonen viser til Aircraft Flight Manual for Citation Encore model der det advares om at selv lett ising på haleflaten kan påvirke flyets stabilitet (jf. 1.6.9.2). I møte med Textron Aviation sa fabrikken seg enig med SHT at hendelsen måtte ha vært forårsaket av tailplane stall.
- 2.3.5 En analyse fra Coventry University (CU) konkluderer med at en haleflate-effekt mindre enn 68 % vil gjøre flyet ustabil. Analysen er basert på en generisk modell og verdiene vil ikke være identisk med ulykkesflyet. SHT har hatt fokus på at haleflaten var fullt utsteilet og ikke tatt stilling til hvilken påvirkning ulike grader av forurensning har hatt på flyets stabilitet. Analysen viser videre at ved en effektivitet på 20 % vil flyet være ustabil.
- 2.3.6 Flyet ble ikke avisert på Gardermoen før avgang og SHT mener at dette kan ha hatt betydning for kontrolltapet, jf. 1.6.9.2 og advarsel fra Textron Aviation om tailplane icing.
- 2.3.7 CVR-data bekrefter besetningens forklaring til SHT om at «wing anti-ice» og «tailplane» avisingsystemer ble satt på før avgang. Imidlertid viser CVR-timing at det er 25 sekunder fra avisning «boots» ble satt i auto til avgangen ble initiert. Dermed ville systemet ha «cyclet» gjennom en «cycle» på 18 sekunder og var i en 3 minutter hvileperiode under hele avgangen, inkludert gjennom hendelsen.

- 2.3.8 Avising ved hjelp «boots», selv ved aktivering synes å være lite effektiv mot den type forurensning som var aktuell på Gardermoen. Havarikommisjon mener derfor at sertifiserende myndigheter bør vurdere andre systemer for avising av nye flytyper.

2.4 Flyoperative og menneskelige faktorer

2.4.1 Besetningens plan om et kortvarig bakkeopphold på Gardermoen

- 2.4.1.1 Besetningen planla et kort bakkeopphold på Gardermoen og fylte derfor nok drivstoff før avgang fra Bern til å kunne fly til basen på Torp uten å måtte etterfylle på Gardermoen. For å korte ned varigheten av bakkeoppholdet ytterligere ble den ene motoren holdt i gang da man tok av passasjer og bagasje. Dermed ble Pre Flight Inspection bare utført på den ene siden av flyet. Styrmannen observerte vann på den ene vingen, og antok at det også var slik på den andre vingen og haleflatene.

- 2.4.1.2 Fartøysjefen hadde en klar intensjon om kortest mulig bakkeopphold. Ved å avstå fra avising av flyet regnet fartøysjefen med at de ville få klarering til å ta av fra rullebane 19R, som ligger inntil GA-terminalen på Gardermoen, der flyet var parkert. Dette ville medføre kort tid til taksing, og dermed bidra til et kortest mulig bakkeopphold og dermed mindre eksponering for snøfall før avgang.

2.4.2 Besetningens handlemåte og Hesnes Airs prosedyrer

- 2.4.2.1 En viktig del av Pre Flight Inspection er at hele flyet blir grundig sjekket for kontaminering, inkludert vinger, haleflate og topp av motorpylons. Dette er vanskelig å få utført grundig i mørke og med en motor i gang. Fartøysjefen har forklart at korte bakkestopp av og til utføres med en motor i gang. Operasjonsmanualen åpnet imidlertid ikke for å holde en motor i gang under dette bakkeoppholdet (jf. 1.17.6). Det var uheldig at flyet ikke ble aviset, med det resultat at en sikkerhetsbarriere ble ekskludert.

- 2.4.2.2 Videre fremgår det av selskapets operasjonsmanual at det er fartøysjefens ansvar å få utført avising av flyet når forholdene tilsier det. OM-A 8.2.4 spesifiserer spesielt «*the wings, Tailplane, vertical fin, and any control surface shall be free of rime, ice or snow during takeoff*».

- 2.4.2.3 Værforholdene på Gardermoen på det aktuelle tidspunktet tilsa avising, selv om snø som traff skrog og vinger tilsynelatende smeltet til vann. SHT har ikke funnet noen dokumentasjon i Hesnes Air OM-A eller OM-B som tilsier at en fartøysjef eller flygesjef kan dispensere fra dette kravet.

2.4.3 Hvorfor endret ikke besetningen planen og gjennomførte avising av flyet før avgang fra Gardermoen?

- 2.4.3.1 I denne saken ville det, så vidt SHT kjenner til, ikke medført ulemper av betydning å komme litt senere fram til Torp. Det ville heller ikke medført økte utgifter til avising for selskapet, da dette er noe som blir fakturert kunden. Besetningen fortsatte å holde fast ved planen om et kortest mulig bakkeopphold til tross for at:

- Luftrafikkjentesten ga klarering til rullebane 19L, og ikke 19R slik besetningen håpet, noe som medførte at de ville bruke mer tid på bakken før flyet kunne ta av. Dette økte sannsynligheten for at det skulle legge seg snø og is på vingeflatene.

- Under taksing før avgang så styrmannen minst fire Boeing 737 på avisingsplattform B-North som ble aviset.
- Lufttrafikkjentesten spurte besetningen om det var riktig at de ikke ønsket avising, slik fartøysjefen hadde gitt dem beskjed om mens flyet sto parkert noen minutter tidligere. Styrmannen bekreftet at de ikke ønsket avising.

2.4.3.2 Styrmannen har forklart til Havarikommisjonen at han følte seg usikker under taksing. Han reflekterte senere over at dette kunne tilskrives liten erfaring med vinteroperasjoner og at forberedelsene til neste flyging hadde blitt oppstykket og gikk raskere enn normalt på grunn av planen om et kortest mulig bakkeopphold. Han følte seg derfor til tider litt «bakpå», men ga ikke beskjed til fartøysjefen om dette. En beskjed fra styrmannen til fartøysjefen om at han ikke var helt komfortabel med situasjonen kunne gitt fartøysjefen en ekstra mulighet til å revurdere planen om et kortest mulig bakkeopphold uten avising.

2.4.3.3 Besetningens atferd i denne situasjonen er forenlig med et kjent fenomen innen luftfarten – «plan continuation bias». Fenomenet kjennetegnes ved at man holder fast ved opprinnelig plan, til tross for indikasjoner på at situasjonen har endret seg, og at det er behov for å revurdere den planen man følger. Det er også et kjennetegn at beslutningen om å holde fast ved planen under skiftende omstendigheter ikke trenger å være rasjonelt begrunnet – det kan for eksempel bare være et generelt ønske om å komme seg hjem så raskt som mulig.

2.4.4 Hvordan klarte besetningen å unngå kollisjon med bakken?

2.4.4.1 *Innledning*

Da flyets nesestilling droppet raskt, og flygerne ble utsatt for opptil 2,62 negativ G samtidig med en krenkning (roll) til venstre, ble balanseorganene i deres indre øre utsatt for massiv påvirkning. Dette førte til spatial desorientering hos begge flygerne, sannsynligvis i både pitch- og roll-planet. Under påvirkning av sterke negative G-krefter uten visuelle referanser reagerte flygerne til dels ulikt.

2.4.4.2 *Fartøysjefen*

Fartøysjefen har forklart at overgangen fra en helt normal situasjon til den voldsomme forandringen av flyets stilling, der han så uvanlig mye brunt (bakke) på den kunstige horisonten i instrumentpanelet, overrumplet han. Han ble da overbevist om at instrumentet viste feil, og at de kunne komme til å kollidere med bakken. Fartøysjefen beholdt denne overbevisningen inntil flyet kom under skylaget og inn i visuelle flyforhold.

2.4.4.3 Havarikommisjonen mener at kunnskapen om postflyet og opplevelsen i simulatoren bidro til at fartøysjefen så raskt konkluderte med at de muligens ikke kom til å overleve. Det er påregnelig at flygere som plutselig blir utsatt for et uvanlig stort fysisk, operativt og psykologisk press kan komme til å trekke feilslutninger eller fungere annerledes enn forventet i en gitt situasjon.

2.4.4.4 *Styrmannen*

Idet flyets nesestilling brått endret seg og styrmannen ble påvirket av sterke negative G-krefter, så han allikevel at alle de tre kunstige horisontene endret farge samtidig. Han fikk

dermed ikke den samme overbevisningen om instrumentfeil som fartøysjefen. Styrmannen grep kontrollene og begynte å dra stikka tilbake. Erfaringsmessig bruker «pilot flying» ofte mer av sin kognitive kapasitet enn «pilot monitoring,» og styrmannen kan derfor ha hatt større forutsetninger for å bevare sin situasjonsforståelse, og initiere gjenoppretting av flyet, enn fartøysjefen.

2.4.4.5 Havarikommisjonen har ikke tekniske data som viser nøyaktig hva fartøysjefen og styrmannen hver for seg foretok seg med stikka i de avgjørende sekundene i uttrekket. Ut fra intervjuene med besetningen sitter SHT igjen med at styrmannen innledningsvis grep kontrollene og var den mest aktive i uttrekket.

2.4.5 Crew Resource Management (CRM)

2.4.5.1 Det fremstår som om fartøysjefen allerede før avgang i Sveits hadde lagt premissene for et kortest mulig opphold på Gardermoen. I intervjuer mellom fartøysjefen, styrmannen og SHT er det ikke kommet frem noe som tyder på at styrmannen ga uttrykk for uenighet med fartøysjefen om å gjennomføre bakkestopp med en motor i gang. Videre aksepterte han fartøysjefens beslutning om ikke å utføre avising.

2.4.5.2 I ettertid uttalte styrmannen at han hadde følt at bakkestoppet ble noe «rushet» og at han «lå litt etter». Dette var hans første tur hvor de-icing var et aktuelt tema, og at han ikke var sikker på om hans følelse av å ikke være komfortabel med situasjonen var faglig berettiget eller om det skyldtes uerfarenhet. Etter SHTs oppfatning kunne styrmannen med fordel delt sin opplevelse av situasjonen med fartøysjefen under bakkestoppet på Gardermoen i tråd med god CRM.

2.4.5.3 Under selve flygingen, derimot, var det tydelig at styrmannen utførte sin rolle i cockpit som forutsatt. Han var Pilot Monitoring (PM) og utførte sine oppgaver i henhold til innlærte prosedyrer. Da hendelsen inntraff var styrmannen bevisst på flyets stilling og flygebane og tok kontroll over flyet i samsvar med innlært prosedyre for PM i henhold til CRM og «airmanship» (flygerskjønn). Havarikommisjonen mener det var avgjørende at styrmannen startet uttrekket tidlig slik at et havari ble unngått. Det gjensto kun 170 ft separasjon til bakken da kontrollen var gjenvunnet.

2.4.5.4 Etter at uttrekket var gjennomført, overbeviste styrmannen fartøysjefen om at instrumentene ga riktig informasjon. SHT mener at det var god CRM av fartøysjefen å akseptere styrmannens ønske om å gå inn i skylaget igjen fordi det var marginale visuelle forhold for å kunne fortsette flygingen visuelt i lav høyde. Under resten av flygingen fungerte CRM som forventet.

2.4.6 Trening av flygere

2.4.6.1 Denne ulykken tydeliggjør et dilemma: kunnskap om luftfartsulykker og trening på uvanlige situasjoner i simulator er en vedvarende kilde til læring og faglig oppdatering for flygere. Samtidig viser denne ulykken at nettopp slik kunnskap ser ut til å ha medvirket til at en av flygerne sluttet å fungere i noen kritiske sekunder. Spørsmålet er dermed hvordan flyselskapene og den enkelte flyger kan forebygge slike uheldige utslag av læring fra ulykker og avvikssituasjoner i simulator.

- 2.4.6.2 Som følge av flere LOC-I³ ulykker har FAA og EASA innført krav til trening i Upset Prevention and Recovery (UPRT) som skal gjøre flygere bedre i stand til å kjenne igjen en begynnende uvanlig flygestilling og kunne rette opp flyet. Slik trening kan utføres i simulator, der også flygerne trenes i CRM. Denne ulykken er et eksempel på hvor viktig det er at flygere trener på uttak fra uvanlige flygestillinger. Rapporter fra tidligere undersøkelser kan med fordel benyttes i simulatorsammenheng.

2.5 Organisatoriske forhold

- 2.5.1 Havarikommisjonen mener det var uheldig at ansvarlig leder også hadde stillingene som sikkerhetsansvarlig og kvalitetsansvarlig. Avveiningene mellom kommersielle og sikkerhetsmessige hensyn vil med denne organiseringen bli vurdert og besluttet av en enkelt person. Hensikten med kravet om å ha SM og CMM er å sørge for at sikkerhets- og kvalitetsarbeidet får tilstrekkelig prioritet i virksomheten.
- 2.5.2 Undersøkelsen har ikke påvist en sammenheng mellom ulykken og det faktum at AM også var SM og CMM. Havarikommisjonen mener like fullt at å kombinere stillinger på denne måten er uheldig og bør unngås av hensyn til den generelle flysikkerheten.

2.6 Tilsynsrelaterte forhold

- 2.6.1 Både sikkerhetsansvarlig (SM) og kvalitetsansvarlig (CMM) skal iht. EASAs føringer rapportere til ansvarlig leder (AM). I dette selskapet hadde en og samme person alle disse tre funksjonene. Luftfartstilsynet hadde godkjent denne organiseringen
- 2.6.2 EASAs regelverk (jf. 1.17.1) åpner for at en person kan ha flere stillinger/funksjoner. Luftfartstilsynet har opplyst til SHT at tilsynet er svært restriktive når det gjelder å akseptere at en person bekler flere stillinger i større, komplekse organisasjoner. Luftfartstilsynet vurderte Hesnes Air AS som en kompleks organisasjon.
- 2.6.3 SHT stiller spørsmål ved om Luftfartstilsynet bør endre sine rutiner for godkjenning av organisasjoner i tråd med intensjonen i EASAs regelverk. Havarikommisjonen anser at intensjonen med roller som rapporterer til AM, nettopp skal være et korrektiv eller sikkerhetsbarrierer for å ivareta forventet sikkerhet.

2.7 Hvorfor hendelsen gikk bra

- 2.7.1 Da flyet plutselig buntet over med opp til minus 2,62 G, hindret belter/skulderstropper besetningen fra å bli løftet ut av setene. Dermed hadde begge flygerne fortsatt full mulighet til å trekke sine respektive kontrollstikker tilbake.
- 2.7.2 Under hendelsen ble flyet utsatt for overbelastning til minus 2,62 og pluss 5,99 G. Begge belastningene er overskridelse av flytypens sertifiseringsbegrensninger (jf. 1.6.6). Dermed var også Ultimate Load Factor på minus 2,16 og pluss 5,40 G overskredet med store strukturelle skader på flyet som resultat. Det er signifikant at flygerne måtte trekke 5,99 G for å unngå å fly i bakken. Med en automatisk begrensning av AOA og G-belastning, ville flyet ha kollidert med bakken.
- 2.7.3 Samhandlingen hos flygerne bidro til et gunstig utfall. Den negative belastningen kom plutselig og overrumplet flygerne. Med minus 2,62 G hang flygerne i sikkerhetsseleene og

³ Loss Of Control – In-flight (tap av kontroll under flyging).

alt som var løst i cockpit fløt rundt. Begge opplevde spatial desorientering. Mens fartøysjefen (PF) ble overbevist om at instrumentene viste feil, oppfattet styrmannen (PM) at alle de tre kunstige horisontene viste likt. Han stolte derfor på instrumentene, og overtok flygingen ved å dra hardt i stikka. Dette var helt i tråd med rolle n som Pilot Monitoring. Fartøysjefen bidro aktivt på uttrekket etter at han fikk visuell kontakt med bakken. Havarikommisjonen mener at denne ulykken klart illustrerer betydningen av å ha to kvalifiserte flygere i cockpit.

- 2.7.4 Styrmannen startet øyeblikkelig med å trekke hardt i stikka for å trekke ut av stupet. Flaps var allerede trukket inn og det som gjensto var å redusere motorkraft. Dette ble glemt i forvirringen, noe som resulterte i at hastigheten økte raskt til ca. 300 KIAS. Imidlertid vurderer SHT at den raske hastighetsøkningen bidro positivt til klarering av tailplane stall og dermed til rask kontrollrespons.
- 2.7.5 For å kunne oppnå positiv 5,99 G må det trekkes meget hardt i kontrollstikka. Dette er en indikasjon på at styrmannen, og etter hvert fartøysjefen, innså faren for å treffe bakken i uttrekket og trakk det de maktet. SHT vurderer situasjonen besetningen befant seg i som så ekstrem at det var det kraftige uttrekket med høy G-belastning som reddet dem fra et fatalt havari.

2.8 Blodprøver og politiets rolle

SHT er overrasket over at politiet valgte å avstå fra å ta blodprøver etter at besetningen selv hadde tatt kontakt og informerte om at de hadde vært involvert i en alvorlig hendelse. I tråd med luftfartsloven § 6-13 som er gjengitt i avsnitt 1.13.2 kunne politiet valgt å ta blodprøve av besetningen. SHT mener dette burde vært utført, især for å eliminere en eventuell mistanke om at en påvirket besetning var en del av forklaringen på at ulykken skjedde. SHT har ingen holdepunkter for å anta at besetningen var påvirket av rusmidler og vil berømme selskapet og besetningen for at de gjorde store anstrengelser for å få avklart dette spørsmålet.

3. KONKLUSJON

3.1 Hovedkonklusjon

- 3.1.1 Den sannsynlige forklaringen på at flyet plutselig stupte ned er at haleflaten steilet. SHT har ikke funnet andre forklaringer på dette enn at slush-spray fra rullebanen og fallende snø og sludd festet seg på haleflatens forkant og underside ved taksing og avgang. Denne kontamineringen antas å ha frosset til is.
- 3.1.2 Flyets anti- og avisingsystemer på vinger og haleflate var påslått, men haleflatens avisingsystem hadde gjort en «cycle» før avgang og var i hvilemodus under avgangen. Flyets anti- og avisingsystemer var etter Havarikommisjonens vurdering ikke egnet til å fjerne den typen is og snø som sannsynligvis hadde lagt seg på flyets haleflater. Flyet skulle vært aviset før avgang, i tråd med selskapets avisingsprosedyre, for å unngå mulige konsekvenser av forurensning på haleflatene.
- 3.1.3 Ulykken viser betydningen av godt besetningssamarbeid (CRM) i cockpit når en uventet og ekstrem flygesituasjon oppstår. I dette tilfellet var det styrmannens raske oppfattelse av situasjonen og initiering av uttrekk som bidro til at flyet ikke havarerte.

3.2 Undersøkelseresultater

- a) Luftfartøyet var forskriftsmessig registrert og hadde gyldig miljø- og luftdyktighetsbevis.
- b) Luftfartøyets masse og tyngdepunkts plassering var innenfor tillatte begrensninger på hendelsestidspunktet.
- c) Besetningsmedlemmene hadde gyldige sertifikater og rettigheter på flytypen.
- d) Besetningen har opplyst at de var tilstrekkelig uthvilt.
- e) SHT, i samarbeid med teknisk avdeling Hesnes Air og Textron Aviation, har ikke kunnet påvise feil ved flyets kontroll- og trimsystemer som kunne ha bidratt til at ulykken skjedde.
- f) Det ble avveket fra standard prosedyre ved bakkeoppholdet på Gardermoen ved å la en motor være i gang. Dermed kunne ikke styrmannen utføre en fullstendig Pre-Flight Inspection som foreskrevet i selskapets prosedyrer.
- g) Flyets systemer for å forebygge og fjerne is fungerte i henhold til spesifikasjonen og var påslått under avgang. SHT mener likevel at haleflatens de-ice system ikke fjernet kontaminering under de rådende isingsforholdene.
- h) Besetningen planla et kort bakkeopphold på Gardermoen, og valgte å ikke avise flyet før avgang.
- i) Flykroppen med haleflate var nedkjølt etter flyging i lave temperaturer på foregående flyging. Det er ikke kvantifisert i hvilken grad dette har bidratt til en eventuell oppbygging av kontaminasjon.

- j) Slush-spray fra rullebanen og fallende snø og sludd festet seg sannsynligvis på haleflatens forkant og underside ved taksing og avgang. Denne kontamineringen antas å ha frosset til is. Dette reduserte haleflatens evne til å produsere negativt løft.
- k) Haleflaten på LN-IDB steilet sannsynligvis som følge av snøblandet is som hadde frosset fast på haleflatens forkant og underside ved taksing og avgang.
- l) Værforholdene på Gardermoen og selskapets prosedyrer for avising tilsa at flyet skulle ha vært aviset før avgang.
- m) Samarbeidet mellom flygerne (CRM) fungerte ikke optimalt under bakkestoppet på Gardermoen.
- n) Da haleflaten steilet, ble fartøysjefen (PF) overbevist om at flyets instrumenter viste feil.
- o) Begge flygere var sterkt påvirket av negative G-krefter, og opplevde spatial desorientering.
- p) Styrmannen (PM) overtok kontrollene og initierte uttrekket. Etter kontrolltapet og den videre flygingen mot Torp fungerte samarbeidet mellom flygerne (CRM) godt.
- q) Flyet ble bedømt til å ikke være økonomisk regningsvarende å reparere.
- r) Det kan ha uheldige konsekvenser at en og samme person i et selskap har flere sentrale roller knyttet til sikkerhetsarbeidet.
- s) Undersøkelsen viser at det er sprik mellom Luftfartstilsynets godkjenning av organisasjoner og det som framstår å være intensjonen i EASAs regelverk.

4. SIKKERHETSTILRÅDINGER

Statens havarikommisjon for transport fremmer følgende sikkerhetstilrådinger⁴

Sikkerhetstilråding SL nr. 2020/01T

Onsdag 11. januar 2017 mistet besetningen kontrollen på en Cessna 560 Encore i lav høyde etter avgang. Den sannsynlige forklaringen på at flyet plutselig stupte ned, er at haleflaten steilet som følge av ising påført fra slush-spray fra rullebanen og fra fallende snø og sludd. Haleflatens gummi-avising «boots» var i automatisk modus og inaktiv under avgangen og den påfølgende steilingen. Textron/Cessna opplyser at de ikke tidligere har erfart tap av kontroll som følge av ising på haleflaten på sine flymodeller.

Statens havarikommisjon for transport tilrår at Textron/Cessna informerer alle sine kunder som opererer Cessna Citation om denne ulykken og om faren for forurensning på haleflaten i form av is eller annet med steiling som resultat.

Sikkerhetstilråding SL nr. 2020/02T

Onsdag 11. januar 2017 mistet besetningen kontrollen på en Cessna 560 Encore i lav høyde etter avgang. Undersøkelsen har vist at ansvarlig leder (AM) hadde flere vesentlige roller innen sikkerhet i selskapet. De forutsatte monitorerende og korrigerende roller, slik det synes å være tiltenkt gjennom EASA's PART-ORO, var dermed fraværende.

Statens havarikommisjon for transport tilrår at Luftfartstilsynet endrer sine rutiner for godkjenning av organisasjoner i tråd med intensjonen i EASAs regelverk.

Statens havarikommisjon for transport

Lillestrøm, 30. januar 2020

⁴ Samferdselsdepartementet besørger at sikkerhetstilrådinger blir forelagt luftfartsmyndigheten og/eller andre berørte departementer til vurdering og oppfølging, jf. forskrift om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart, § 8.

VEDLEGG

Vedlegg A: Forkortelser

Vedlegg B: Cessna Damage Report

Vedlegg C: Most pilots don't know how to recover from this type of stall

Vedlegg D: AIC 2/17

Vedlegg E: Analysis report from Coventry University

VEDLEGG A: FORKORTELSER

| | |
|-------|--|
| AAIB | Air Accidents Investigation Branch |
| AFM | Aircraft Flight Manual |
| AGL | Above Ground Level |
| AIC | Aeronautical Information Circular |
| AM | Accountable Manager |
| AMC | Acceptable Means of Compliance |
| AOA | Angle Of Attack |
| AOC | Air Operator Certification |
| ARB | Airworthiness Review Board |
| ATC | Air Traffic Control |
| ATPL | Airline Transport Pilot Licence |
| CG | Center of Gravity |
| CL | Center of Lift |
| CMDR | Commander |
| CMM | Compliance Monitoring Manager |
| CPL | Commercial Pilot Licence |
| CRM | Crew Resource Management |
| CVR | Cockpit Voice Recorder |
| EASA | European Aviation Safety Agency |
| EGPWS | Enhanced Ground Proximity Warning System |
| FAA | Federal Aviation Administration |
| FD | Flight Director |
| FDR | Flight Data Recorder |
| FMS | Flight Management System |
| FL | Flight Level |
| FTE | Full Time Equivalent |
| GA | General Aviation |
| GM | Guidance Material |
| HA | Hesnes Air AS |

| | |
|--------|---|
| hPa | hectopascal (lufttrykk) |
| ICAO | International Civil Aviation Organization |
| IR | Instrument Rating |
| IMC | Instrument Meteorological Conditions |
| KIAS | Knots Indicated Airspeed |
| Kt | Knots (nautisk mil per time) |
| LLF | Limit Load Factor |
| LT | Luftfartstilsynet |
| LOC-I | Loss of Control In-flight |
| METAR | Meteorological Aerodrome Report |
| MCA | Manager Continuing Airworthiness |
| MCT | Manager Crew Training |
| MEL | Minimum Equipment List |
| MFO | Manager Flight Operations |
| MGO | Manager Ground Operations |
| MM | Management Meeting |
| MSM | Management System Manual |
| MSL | Mean Sea Level |
| NASA | National Aeronautics and Space Administration |
| NTSB | National Transportation Safety Board |
| OM | Operations Manual |
| ORO | Organisation Requirements for Air Operations |
| PF | Pilot Flying |
| PFI | Pre-flight Inspection |
| PM | Pilot Monitoring |
| SHT | Statens havarikommisjon for transport |
| SIGMET | Significant Meteorological Information |
| SM | Safety Manager |
| SOP | Standard Operating Procedures |
| SRB | Safety Review Board |
| TAF | Terminal Aerodrome Forecast |

| | |
|------|--------------------------------------|
| TAWS | Terrain Awareness and Warning System |
| TSO | Technical Standard Order |
| ULF | Ultimate Load Factor |



TEXTRON AVIATION
WICHITA CITATION SERVICE CENTER
2121 S HOOVER RD
WICHITA KS 67209-2821

Customer Service Team Structures

MODEL NO: 560 REPORT NO: DE-560-0637-CG

On-Site Damage Assessment

Damage to Left & Right Hand Stub Wings During Flight.

REPORT DATE: 24 February 2017

PREPARED BY: Craig Ganderton
Textron Aviation Customer Support
Structures Engineer

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page ii
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

TABLE OF CONTENTS

| <u>SECTION</u> | <u>TITLE</u> | <u>PAGE</u> |
|----------------|------------------------------|-------------|
| 1.0 | BACKGROUND | 1 |
| 2.0 | GENERAL ASSESMENT GUIDELINES | 11 |
| 3.0 | DAMAGE ASSESMENT | 12 |
| 4.0 | GENERAL | 17 |

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 1
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

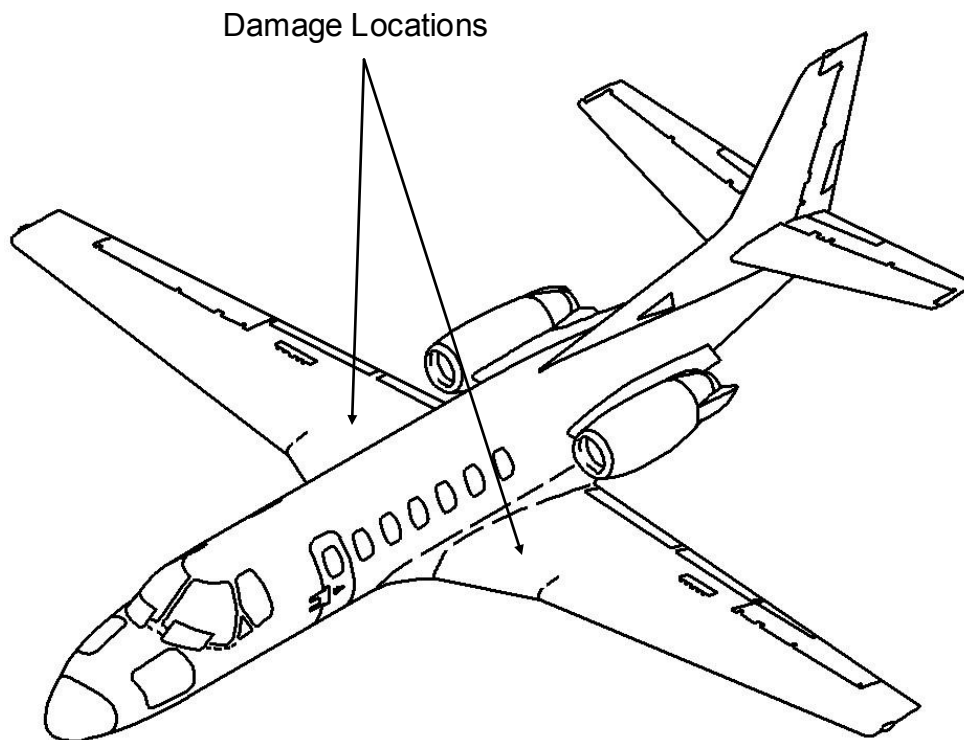
1.0 BACKGROUND

Operator: Hesnes Air AS
Registration: LN-IDB
Hours: 3847:47
Cycles: 2730

Summary: On Wednesday 11 January 2017, the aircraft took off from Oslo-Gardermoen Airport, Norway for a short flight to Sandefjord-Torp Airport, Norway. At 2,000ft the aircraft went into a steep dive, the pilot regained control at 200ft. The aircraft then landed at Sandefjord-Torp Airport without any further incident. A significant crease was found on both left and right upper stub wings.

An on-site damage evaluation was requested and was conducted by Textron Aviation Customer Service on 20 February 2017.

Figure 1.0 Major Damage Locations on the Model 560



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 2
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Figure 1.1 View of aircraft after being recovered



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 3
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Figure 1.3 LH Wing Damage Locations

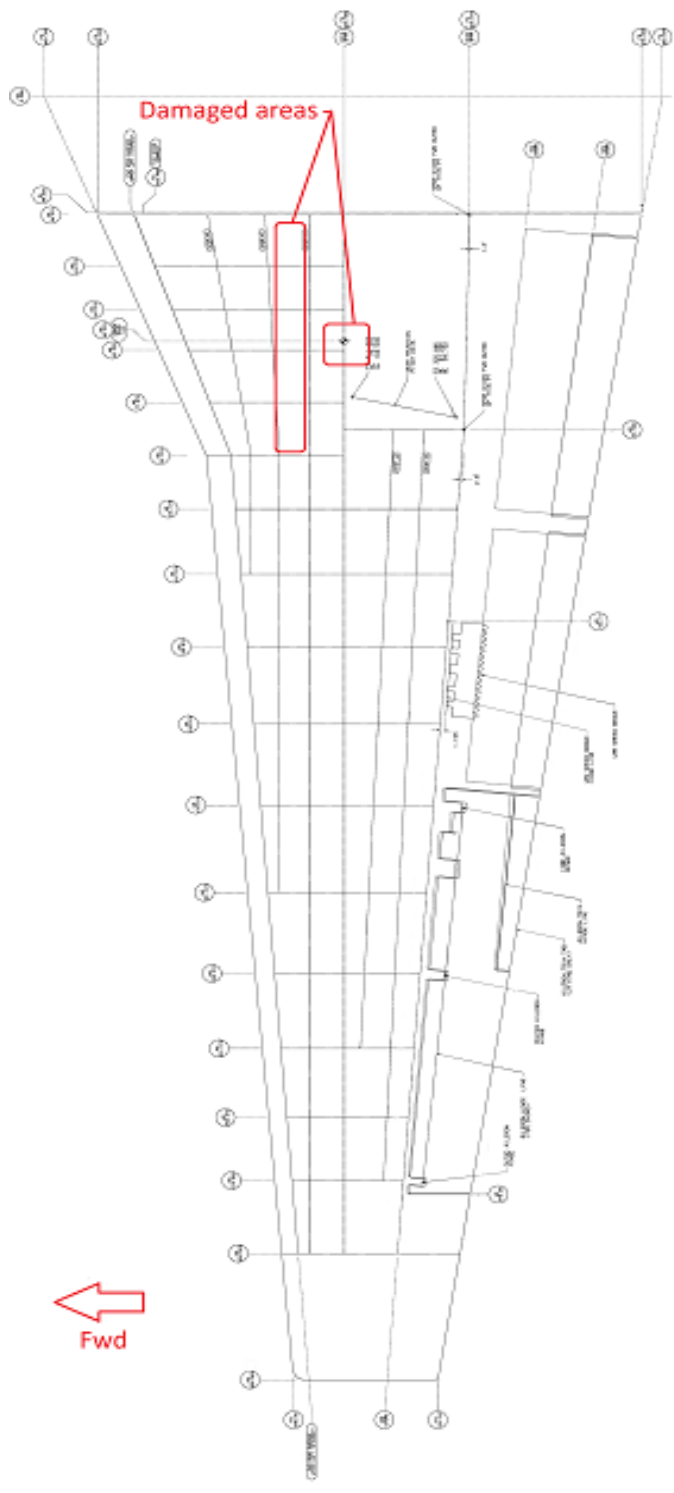
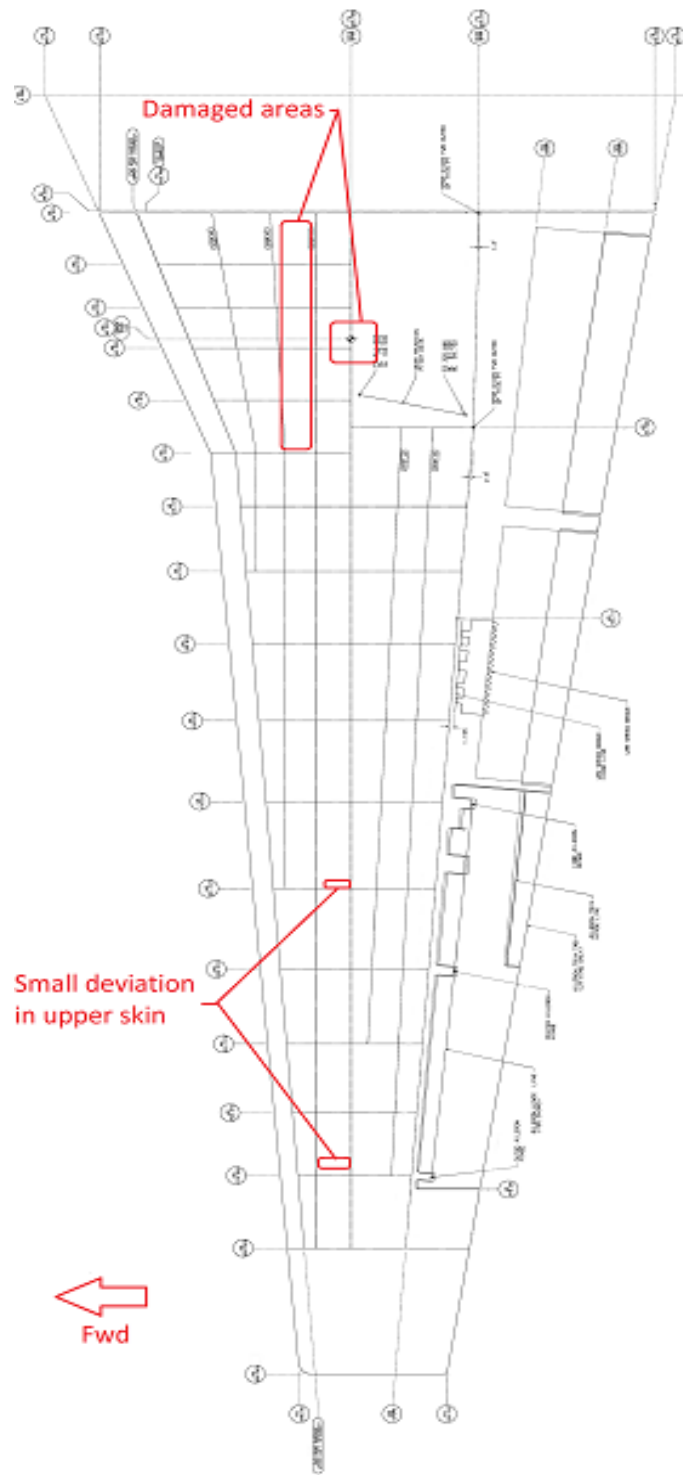


Figure 1.4 RH Wing Damage Locations

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

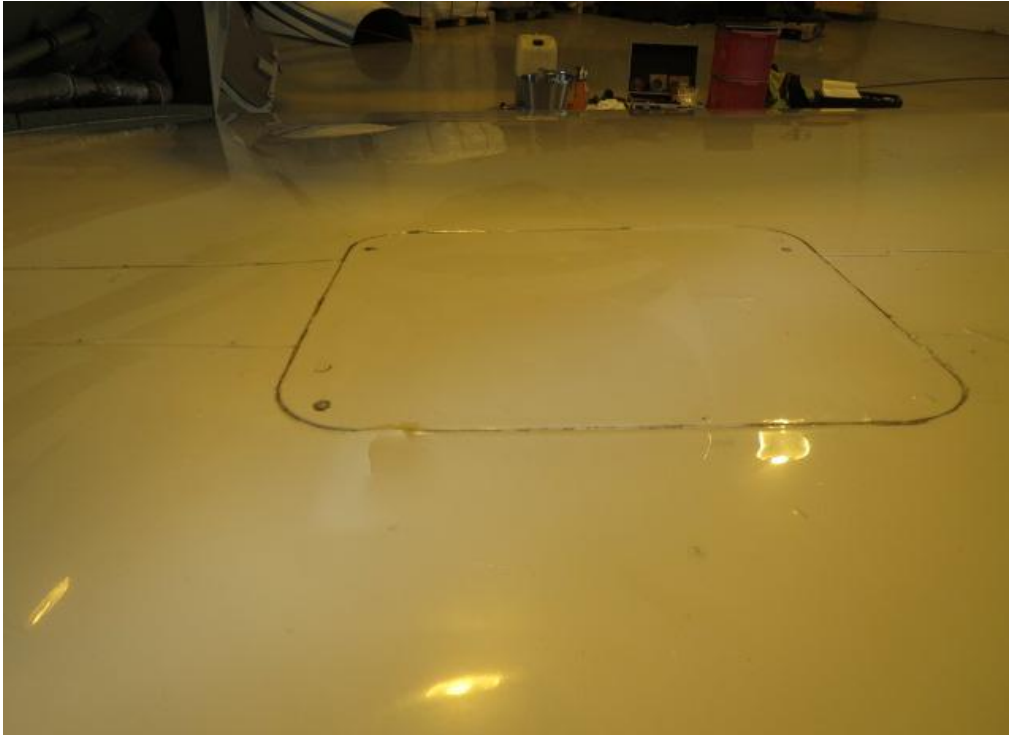
Page 4
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 5
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

1.4 Crease in LH Upper Stub Wing Skin - WS 60.50



1.5 Crease in RH Upper Stub Wing Skin - WS 60.50



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 6
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Figure 1.6 Raised Areas on RH Upper Stub Wing Skin



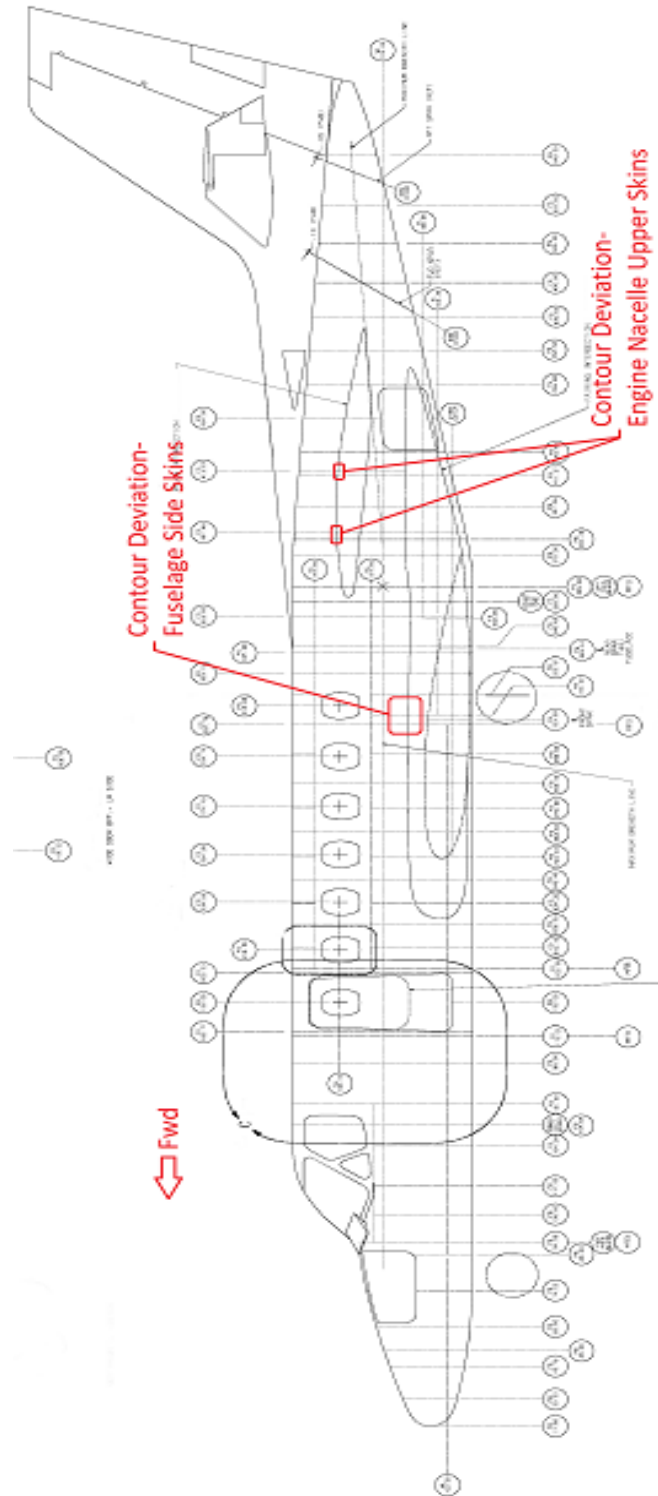
Figure 1.7 Raised Areas on LH Upper Stub Wing Skin



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 7
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Figure 1.8 Contour Deviations – LH & RH Fuselage Side Skin and Engine Nacelle Upper Skins



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 8
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Fig 1.9 RH Fuselage Side Skin Contour Deviation – FS 309.90



Fig 1.10 LH Fuselage Side Skin Contour Deviation FS 309.90



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 9
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Figure 1.11 Fuselage Side Skin Contour Deviation FS 309.90



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 10
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Figure 1.12 LH Engine Nacelle Upper Skin Deviations – FS 387.48 & FS 413.07



Figure 1.13 RH Engine Nacelle Upper Skin Deviations – FS 387.48 & FS 413.07



Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 11
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

2.0 GENERAL ASSESMENT GUIDELINES

The following assessment in Section 3.0, listed by ATA chapter, provides a description and location of structural damage, a parts list, as well as recommended repairs where applicable. All Textron Aviation developed repairs will be designed and incorporated, such that the inspection program as specified in Chapter 5 of the Model 560 Series Maintenance Manual will remain unchanged and that the original, certified configuration of the aircraft will also remain unchanged.

It should be noted that this damage assessment provides part numbers of assemblies/installations that may come with additional parts that are not needed. Fabricating assemblies/installations in this method will facilitate the existing manufacturing process and reduce the overall purchase costs when compared to the fabrication of a non-production partial assembly/installation. In general, all of the part numbers provided are the part numbers during original manufacturing. Actual part numbers delivered may in fact be replacement part numbers.

The scope of this damage assessment does not take into account any damage that may have occurred to the engines, electrical, avionic, hydraulic and pneumatic systems, as well as all other non-structural items. These items must be evaluated within the appropriate publication or returned to the manufacturer for inspection and disposition.

Due to the limited access to the sub-structure, along with paint/primer coverage, some damage may not have been discovered during the on-site evaluation. The following evaluation is based on the access that was available at the time of the on-site evaluation.

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 12
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

3.0 DAMAGE ASSESMENT

1.1 Chapter 27 Flight Controls

Condition #1: Excessive forces were applied to all flight controls during the flight.

Disposition: *All flight control cables and runs should be inspected for damage to pulley brackets and other support structure. All cables should be replaced.

1.2 Chapter 53 Fuselage

Condition #2: LH & RH Wing Spar/Carry-Thru Spar Lugs.

Disposition: **Perform "Main Carry-Thru To Wing Spar" Inspection in accordance Model 500 Series NDT Manual, Part 4 53-10-03.

Condition #3: Creases to both left & right hand stub wing upper skin at approximately WS 60.50.

Disposition: Remove and replace in accordance with the appropriate chapters of the Model 560 Maintenance Manual & Structure Repair Manual.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|---------------------------|------------------|
| 6521220-1 | Skin Bond Assy – LH Upper | IPC 53-30-00 |
| 6521220-2 | Skin Bond Assy – RH Upper | IPC 53-30-00 |
| 6522672-3 | Access Panel – LH & RH | N/A |

Condition #4: Small creases to left & right hand stub wing upper skin access panels between WS 30.073 – WS 91.073.

Disposition: Remove and replace in accordance with the appropriate chapters of the Model 560 Maintenance Manual & Structure Repair Manual.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|---------------------------------|------------------|
| 6521548-1 | Access Door Bond Assy – LH & RH | IPC 53-30-00 |
| 6521548-18 | Access Door Bond Assy – LH & RH | IPC 53-30-00 |
| 6521548-5 | Access Door Bond Assy – LH & RH | IPC 53-30-00 |
| 6511166-51 | Access Door Bond Assy – LH & RH | IPC 53-30-00 |

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 13
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Condition #5: Contour deviations to left and right hand fuselage side skins – FS 309.90

Disposition: *Visually inspect the fuselage external and internal structure and skins at the surrounding areas for buckled components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|------------------------------|------------------|
| 6511335-5 | Skin Assy – LH Center Bonded | IPC 53-30-00 |
| 6511335-6 | Skin Assy – RH Center Bonded | IPC 53-30-00 |

Condition #6: LH & RH Main Spar Carry-Thru Spar.

Disposition: **Perform “Main Spar Carry-Thru Assembly” Inspection in accordance with Model 500 Series NDT Manual, Part 6 53-10-02.

1.3 Chapter 55 Stabilizers

Condition #7: Horizontal Stabilizer – LH & RH.

Disposition: *Visually inspect the horizontal stabilizer structure, skins and attachments for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|--------------------|------------------|
| 6532000-32 | Stabilizer Assy | IPC 55-10-00 |

Condition #8: Elevators – LH & RH.

Disposition: *Visually inspect the vertical fin structure, skins and attachments for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|--------------------|------------------|
| 6534000-45 | Elevator - LH | IPC 55-20-00 |
| 6534000-46 | Elevator - RH | IPC 55-20-00 |

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 14
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Condition #9: Vertical Fin.

Disposition: *Visually inspect the vertical fin structure, skins and attachments for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|---------------------|------------------|
| 6531011-1 | Vertical Fin - Assy | IPC 55-10-00 |

Condition #10: Rudder.

Disposition: *Visually inspect the rudder structure, skins and attachments for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|--------------------|------------------|
| 6633000-31 | Rudder - Assy | IPC 55-40-00 |

Condition #11: Vertical & Horizontal Stabilizers and installation locations.

Disposition: *Visually inspect the stabilizer structure and skins for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|-------------|--------------------------|------------------|
| 0531006-114 | Vertical Stabilizer Assy | IPC 55-30-00 |
| 2432000-4 | Stabilizer Assy | IPC 55-10-00 |

1.4 Chapter 57 Wings

Condition #12: LH & RH Wing Assembly.

Disposition: *Visually inspect the wing structure and skins for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structural Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the structural components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|--------------------|------------------|
|------------|--------------------|------------------|

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 15
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

| | | |
|-----------|----------------------|-----|
| 6522201-1 | Outbd Wing Assy – LH | N/A |
| 6522201-2 | Outbd Wing Assy - RH | N/A |

Condition #13: LH & RH Wing Inboard Main Spar.

Disposition: **Perform “Inboard Lower Main Wing Spar Cap And Spar Strap Inspection” in accordance with Model 500 Series NDT Manual, Part 6 57-10-03.

Condition #14: LH & RH Wing Outboard Main Spar.

Disposition: **Perform “Outboard Lower Main Wing Spar Cap And Strap Inspection” in accordance with Model 500 Series NDT Manual, Part 6 57-10-04.

Condition #15: LH & RH Wing Main Spar.

Disposition: **Perform “Outboard Lower Main Wing Spar Cap And Spar Cap Inspection” in accordance with Model 500 Series NDT Manual, Part 6 57-10-04.

Condition #16: LH & RH Wing Inboard Rear Spar.

Disposition: **Perform “Inboard Lower Rear Wing Spar Cap Inspection” in accordance with Model 500 Series NDT Manual, Part 6 57-10-05.

Condition #17: LH & RH Wing Outboard Rear Spar.

Disposition: **Perform “Outboard Lower Rear Wing Spar Cap And Strap Inspection” in accordance with Model 500 Series NDT Manual, Part 6 57-10-06.

Condition #18: LH & RH Ailerons.

Disposition: *Visually inspect both the LH & RH ailerons for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structure Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of the substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|--------------------|------------------|
| 6524113-9 | Aileron Assy – LH | IPC 57-60-00 |
| 6524010-10 | Aileron Assy – RH | IPC 57-60-00 |

Textron Aviation
 2121 S Hoover Rd
 Wichita, Kansas 67209-2821

Page 16
 Report DE-560-0637-CG
 Aircraft 560-0637

Condition #19: LH & RH Inboard/Outboard Flaps.

Disposition: *Visually inspect both LH & RH flaps for buckled or cracked components. Access was limited at the time of the Structure Damage Evaluation. Further inspection is required to verify there is no failure of substructure components.

| <u>P/N</u> | <u>Description</u> | <u>Reference</u> |
|------------|----------------------|------------------|
| 6525130-37 | Flap Assy – LH Inbd | IPC 57-50-01 |
| 6525130-38 | Flap Assy – RH Inbd | IPC 57-50-01 |
| 6525135-35 | Flap Assy – LH Outbd | IPC 57-50-01 |
| 6525135-36 | Flap Assy – RH Outbd | IPC 57-50-01 |

*A complete visual inspection is to be performed of the wings, flaps, fuselage, stabilizers, rudder, elevators and ailerons in accordance with the appropriate chapters of the Model 560 Maintenance Manual and Model 560 Structure Repair Manual. If additional damage is found please contact Textron Aviation Customer Support Team Structures for disposition.

Perform the following Unscheduled Maintenance Checks for “Hard or Overweight Landing Check”, “Severe Turbulence and/or Maneuvers Checks” and “Overspeed Check” in accordance with the Model 560 Maintenance Manual 5-50-00.

**Perform NDT inspections in accordance with the Model 500 Series Nondestructive Testing Manual. If additional findings are found please contact Textron Aviation Customer Support Team Structures for disposition.

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 17
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

4.0 GENERAL

This report may be used as a guide for repair facilities to provide a bid for the cost of return to service.

Inspection, removal, testing, and reinstallation of all components which have been affected by the damage incident and/or subsequent repair, must be referenced to the applicable Textron Aviation Engineering repair drawings, the Model 560 Maintenance Manual, the Model 560 Structural Repair Manual and/or the applicable vendor manual/recommendations.

Should there be additional structural items be found damaged which are not addressed by this damage evaluation document, by the repair description, or by the documents listed in the General section of this report, contact Textron Aviation Customer Support Team Structures for disposition.

Care must be taken during the disassembly phase of the repair to avoid over-sizing the fastener holes. Existing fasteners should be identified and marked adjacent to the holes on the part to be removed before their removal. The removed part can then be used as a guide for fastener installation. If at any point there is any question as to which fastener should be used, contact Textron Aviation Customer Support Engineering. The manufacturing drawings will be researched and the correct data provided.

It is recommended that all of the major ID inspections be accomplished in conjunction with the repairs. The inspection and repair documentation can be used as a basis for the return to service of this aircraft. Any deviation from the manufacturer's recommendations contained within this report may result in loss of their ability to provide engineering, technical support or parts for this aircraft.

If the decision is made to repair certain damaged parts of the aircraft; Structures Engineering can evaluate and disposition the areas recommended for repair in Section 3.0. Although it is not appropriate to include engineering costs in this document, they can be provided to the repairing facility upon request once the repair evaluation is complete.

Part costs and back ordered part lead times must be obtained by contacting Textron Aviation Parts Department (TAPD +1-316-517-5603 or parts@txtav.com).

Textron Aviation
2121 S Hoover Rd
Wichita, Kansas 67209-2821

Page 18
Report DE-560-0637-CG
Aircraft 560-0637

Most Pilots Don't Know How To Recover From This Type Of Stall

- By [Swayne Martin](#)
- 12/22/2015
- Boldmethod.com

As pilots, most of us are familiar with structural icing and the dangerous, sometimes fatal, situations it can cause. But did you know that icing on your horizontal stabilizer can result in a tailplane stall that requires opposite stall recovery techniques?

Aircraft That Are Affected

A tailplane is another word for your horizontal stabilizer. Aircraft that use unpowered controls (those that use aerodynamic balance) to keep stick controls neutral are most susceptible to tailplane icing. In general, this applies to aircraft with a fixed leading edge horizontal stabilizer, where the elevator moves and is held neutral during flight by elevator trim tabs.

Tailplane stalls result from ice accumulation on the leading edge of the horizontal stabilizer. So airplanes with no de-icing or anti-icing systems that fly into icing conditions are most at risk. And even if you have a known-ice equipped aircraft, if your equipment fails or isn't used properly, you'll be just as susceptible. *Throughout the article, remember that tailplane icing stalls are uncommon and most frequently seen on mid-sized turbo-prop aircraft flying through icing conditions.*

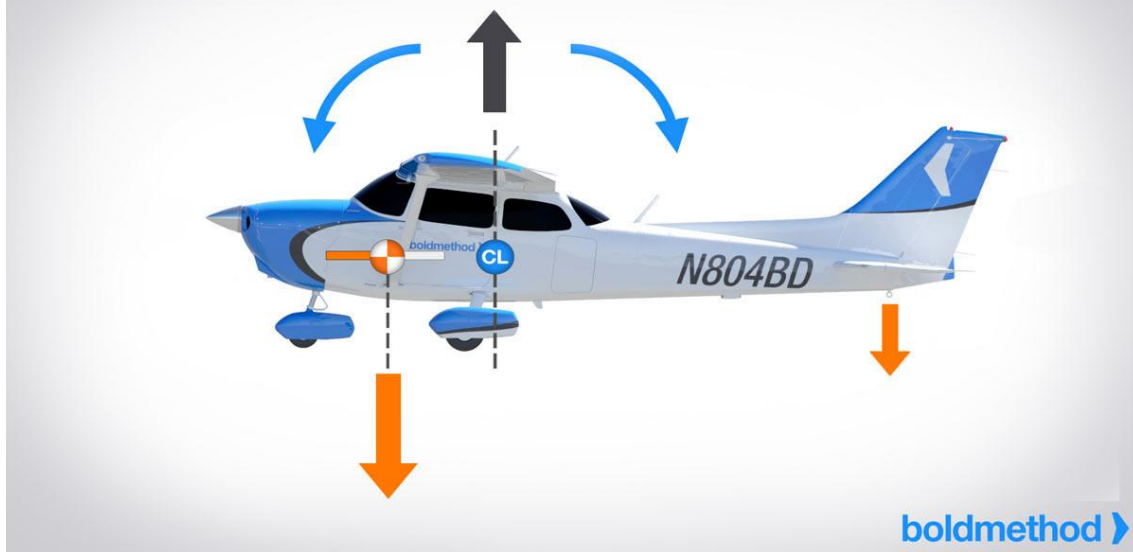


Jason Pineau

When Tailplane Icing Occurs

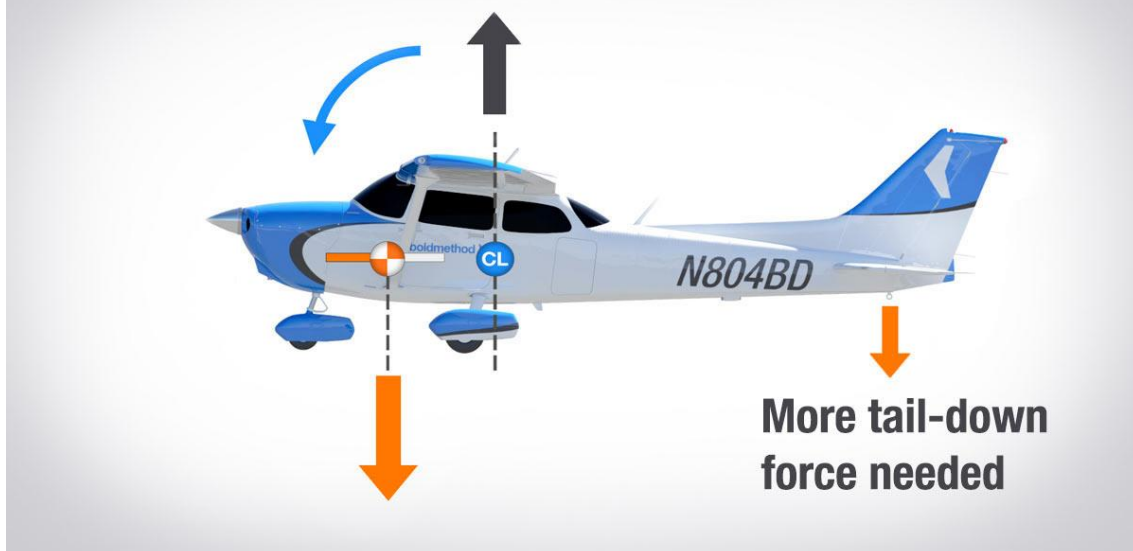
As you probably know, in straight and level flight, the vertical forces acting on an aircraft are weight (downward), the wing's lift (upward), and the tail's component of lift (downward, which is also called "tail-down force"). Since the center of gravity is almost always forward of the aircraft's center of lift, a downward pitching moment is created which must be counteracted by tail-down force. And to achieve this downward lift, the tailplane is designed like an upside-down wing.

Tail Down Force Balances Pitching Moment



During cruise, ice isn't as big of a concern on the tail as it is on the wings. This is because the tail is usually at a low angle of attack and nowhere near performance limits. Any separated airflow around the tailplane stays relatively close to the ice buildup, allowing a majority of the effective airflow to remain attached around the tailplane and elevator. This changes and the greatest risk of a tailplane stall occurs when you increase flaps, or sometimes, power.

Risk Increases When Flaps Are Added



A few things happen as you add flaps:

1) The wing's center of lift moves aft, creating a large pitching down moment that the horizontal stabilizer must counteract.

Lowering Flaps Move Center Of Lift Aft



boldmethod >

2) The tail's angle of attack increases due to the increased wing downwash.

Increased Downwash Increases AOA On Tail



boldmethod >

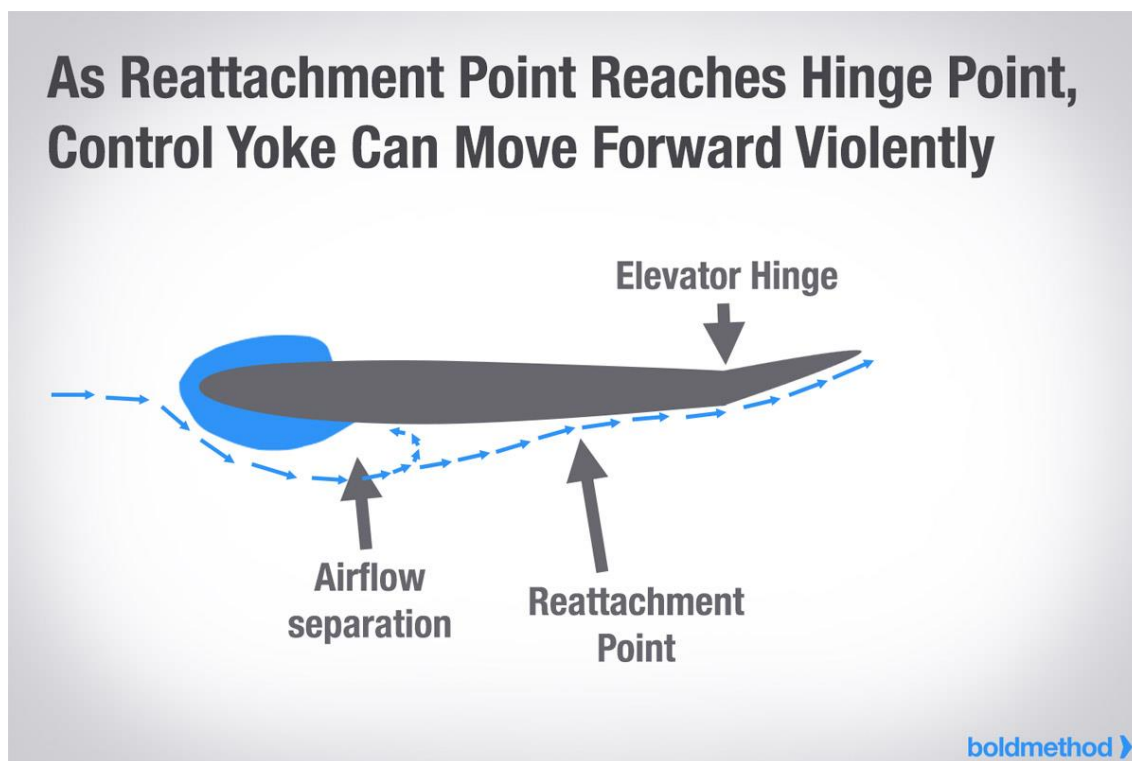
3) **More downward lift may be required** as the aircraft reaches equilibrium. This is accomplished by pulling back on the yoke and moving the elevator's trailing edge upward. Consequently the flap extension drives the horizontal stabilizer towards its critical angle of attack.

More Tail Down Force Required



This is when tailplane icing becomes a serious problem. Even a small amount of icing will interfere with airflow around the lower surface of the horizontal stabilizer, resulting in airflow separation. So as angle of attack increases, the re-attachment point for separated airflow moves aft. If this new re-attachment point extends over enough of the elevator, beyond the hinge point, the moveable elevator control surface will fill the airflow void and move downward, causing the airplane to pitch downward.

As Reattachment Point Reaches Hinge Point, Control Yoke Can Move Forward Violently



In short, large flap deflections, which produce large amounts of downwash, result in high angles of attack on the tailplane. With any ice accumulation on the leading edge of the horizontal stabilizer, increasing flaps, and sometimes power, will increase airflow separation around the tailplane. This is when you're most at risk for a tailplane stall.

Warning Signs

Although they differ based on aircraft and airfoil type, here are some of the common warning signs that NASA discovered when it comes to tailplane stalls:

1. **-Lightening of the controls (stick feels light in the forward direction)**
2. **-Difficulty trimming the airplane**
3. **-Onset of pilot induced oscillations**
4. **-Buffeting in the controls, not the airframe**

Most of these symptoms were noted with flaps at full deflection. In extreme conditions, a rapid pitch down control pulse can be felt and recovery may be impossible on final approach due to low-altitude. Also, if you're flying on autopilot, you'll probably miss many of these signs because you won't get any tactile feedback from the controls.

Wing Stall vs. Tailplane Stall

In a conventional wing stall, the airplane pitches down due to a loss of lift. A tailplane stall also results in pitching down, but because tail-down force has been lost. This is why stall recovery techniques are opposite. Aircraft flight manuals can differ, but here are NASA's general guidelines to recovery:

Wing Stall Recovery:

1. -Add Power
2. -Relax back pressure or push yoke forward

Tailplane Stall Recovery:

1. -Pull back on the yoke
2. -Reduce Flaps
3. -Reduce Power: This is aircraft specific based on engine location in relation to CG and how power changes angle of attack. *(Engines mounted above the CG will create a stronger pitching down moment as power increases)*

Identifying The Stall

Identifying a wing stall vs. a tailplane stall isn't easy since the differences in warning signs are subtle. You need to be able to differentiate airframe buffet from control buffet. With airframe buffet, you will get feedback through the seat of your pants, as opposed to just the

buffeting of the controls in a tailplane stall. **The greatest risk pilots face is misinterpreting a stall incorrectly, be it a wing stall or rare tailplane stall.**

Aircraft configuration and speed is another way to identify the stall correctly. If flaps are lowered at the higher end of flap extension speed limits and there is an elevator control buffet, chances are there is a tailplane icing problem. The higher the speed with flaps extended, the more susceptible the aircraft is to a tailplane stall.



Jason Pineau

What You Can Do

If the aircraft is equipped with a pneumatic de-icing system, it goes without saying that you'll want to activate the system several times to try to clear the ice off of your horizontal stabilizer. If you still experience problems, you might have to land with reduced flaps. And if your airplane isn't equipped with a de-icing system, exit icing conditions as quickly as possible and make a judgement on how quickly you need to land. Just remember how you were trained to deal with icing encounters and be aware that changing aircraft configuration could put you at greater risk of a tailplane stall.



Jason Pineau

Easy enough, right? If the leading edge of your horizontal stabilizer accumulates ice and airflow separation increases around the tailplane due to an increased angle of attack, you're at great risk for a tailplane stall. And while tailplane stalls may be uncommon, knowing the warning signs and recovery techniques could save you from a potentially devastating accident.

Akseptering av ledende personell i luftfartselskaper

AIC-N 02/17 26 JAN

Generelt

Denne AIC-N erstatter AIC-N 24/16.

Reglene om akseptering av ledende personell i luftfartsselskaper finnes i det felleseuropeiske regelverket for sivil luftfart som gjelder i Norge.

Kravene til ledende personell er beskrevet i regelverket som gjelder på det enkelte området. Generelt vurderes imidlertid hver enkelt kandidats erfaring, kompetanse, personlige egenskaper og holdninger, i forhold til virksomhetens kompleksitet, størrelse og omfang.

Oversikten under viser hvor man finner reglene om de enkelte stillingene.

Flere stillinger

Reglene åpner i noen grad for at en person kan inneha flere stillinger. Vilkårene for dette er angitt i de respektive regelverkene. Kombinasjon av flere stillinger krever i alle tilfeller tillatelse fra Luftfartstilsynet etter en skjønnsmessig vurdering. Dersom en person skal inneha flere stillinger må vedkommende i det minste tilfredsstillende kvalifikasjonskravene for alle stillingene. I tillegg vil det måtte vurderes hvorvidt det anses overkommelig og forsvarlig at vedkommende skal ivareta oppgavene som ligger til stillingene.

Søknad

Søknad om akseptering av ledende personell sendes til:
Luftfartstilsynet
P.O.Box 243
NO-8001 Bodø

Søknaden skal inneholde oversikt over kandidatens utdanning og erfaring, relevante sertifikater og rettighetsbevis.

For stilling som "Nominated person" (NP) skal det legges ved utfylt EASA form 4, som finnes på Luftfartstilsynets nettside under fanen: aktører > skjema > nominering av ledende personell.

Der forutsettes at selskapet gjør et Assessment/vurdering av kandidaten til den pågjeldende stillingen, som vedlegges søknaden.

For stilling som ansvarlig leder ("Accountable manager") skal det også vedlegges uttømmende politiattest som er utstedt i Norge eller et annet EØS-land, og som ikke er eldre enn tre måneder.

Som del av Luftfartstilsynets behandling av søknad om akseptering av ledende personell vil Luftfartstilsynet innkalle kandidaten til en samtale. For visse typer stillinger krever Luftfartstilsynet også at kandidaten avlegger en prøve.

Accountable manager

Regelverk:

- Forskrift om lufttransporttjenester i EØS (BSL A 2-1) og tilhørende forordning 1008/2008, artikkel 7
- Forordning 965/2012, Part-ORO (bl.a. ORO.GEN.210, ORO.AOC.100) med tilhørende AMC og GM.
- Forordning 1321/2014, Part M, M.A. 706. Se også AIC-N 01/17.

Veiledende kompetansekrav

Det forventes bred kjennskap til virksomheten, samt generell kjennskap til de aktuelle luftfarts-bestemmelsene.

Forventet kunnskap om regelverk og annen dokumentasjon er angitt i vedlegg 1.

Det legges også vekt på om plasseringen av stillingen innebærer reell myndighet og økonomisk råderett.

Merknad

Kandidat innkalles til samtale.

NP Flight OPS

Regelverk

Forordning 965/2012, Part ORO (bl.a. ORO.GEN.210, ORO.AOC.100, ORO.AOC.135, ORO.SPO.100) med tilhørende AMC og GM.

Veiledende kompetansekrav

Vedkommende bør ha relevant utdanning og flygererfaring fra et luftfartsforetak med tilsvarende operasjoner som vedkommende søkes akseptert inn i.

Vedkommende bør ha minst 5 års relevant praksis, hvorav minst 2 år tilknyttet administrativ luftfartsvirksomhet.

Vedkommende bør inneha eller innehatt flygersertifikat med rettigheter som er relevant for operasjonen som skal utføres i regi av de aktuelle luftfartsselskapet. Dersom vedkommende ikke innehar et slikt gyldig sertifikat, kreves det at selskapet har oppnevnt en assisterende flygesjef som innehar et slikt sertifikat med tilhørende gyldige rettigheter.

Vurdering av vedkommende baseres på en samlet vurdering av faglige kvalifikasjoner, tidligere praksis og personlige egenskaper, herunder tidligere utvist forståelse og respekt for luftfartsloven med tilhørende forskrifter. Vurderingen foretas på bakgrunn av

luftfartsforetakets operasjonsområde. I et større luftfartsforetak eller foretak med vidt operasjonsspektrum der vedkommende kan basere seg på støtte fra en operativ organisasjon, vurderes kvalifikasjonene i lys av dette.

Se også GM2 ORO.AOC.135(a) og GM2 ORO.SPO.100(a) (dersom relevant)
Forventet kunnskap om regelverk og annen dokumentasjon er angitt i vedlegg 1.

Merknad

Kandidat innkalles til samtale med prøve. I tilfeller hvor godkjenning av flygesjef skjer under forutsetning av at det er oppnevnt en assisterende flygesjef, vil også assisterende flygesjef bli innkalt samtale og prøve.

NP Maintenance/Continuing Airworthiness Manager

Regelverk

Det vises til AIC-N 01/17.

NP Crew Training

Regelverk

Forordning 965/2012, Part ORO (bl.a. ORO.GEN.210, ORO.AOC.100, ORO.AOC.135, ORO.SPO.100) med tilhørende AMC og GM.

Veiledende kompetansekrav

Vedkommende bør inneha gyldig autorisasjon som typerettighetsinstruktør (TRI) på luftfartøy type(r) eller klasse(r) som er relevant for operasjonen som skal utføres av det aktuelle luftfartsselskapet. Dersom vedkommende ikke innehar dette, kreves det at selskapet har oppnevnt en assisterende treningssjef som innehar slik gyldig TRI. Treningssjefen skal også ha god kunnskap om luftfartsselskapets treningskonsept for flygere, kabinbesetninger og annet relevant personale som skal ha trening under selskapets operasjon og/eller godkjennelser.

Vedkommende bør ha minst 5 års relevant praksis, hvorav minst 2 år tilknyttet administrativ luftfartsvirksomhet.

Se også GM2 ORO.AOC.135(a) og GM2 ORO.SPO.100(a) (dersom relevant)
Forventet kunnskap om regelverk og annen dokumentasjon er angitt i vedlegg 1.

Merknad

Kandidat innkalles til samtale. I tilfeller hvor godkjenning av treningssjef skjer under forutsetning av at det er oppnevnt en assisterende treningssjef, vil også assisterende treningssjef bli innkalt samtale.

NP Ground OPS

Regelverk

Forordning 965/2012, Part ORO (bl.a. ORO.GEN.210, ORO.AOC.100, ORO.AOC.135, ORO.SPO.100).

Veiledende kompetansekrav

Vedkommende bør ha relevant erfaring fra bakkeoperasjons-virksomhet, herunder kunnskap om vekt- og balanse-beregninger, laste- og losseprosedyrer, avisingsprosedyrer og transport av farlig gods.

Vedkommende bør ha minst 5 års relevant praksis, hvorav minst 2 år tilknyttet administrativ luftfartsvirksomhet.

Se også GM2 ORO.AOC.135(a) og GM2 ORO.SPO.100(a) (dersom relevant)

Forventet kunnskap om regelverk og annen dokumentasjon er angitt i vedlegg 1.

Merknad

Kandidat innkalles til samtale.

Compliance Monitoring Manager/Quality Manager**Regelverk**

Forordning 965/2012, Part ORO med tilhørende AMC og GM (bl.a. ORO.GEN.200 og AMC1 ORO.GEN.200(a)(6)).

Forordning 1321/2014, Part M, M.A. 706. Se også AIC-N 01/17 for krav til Quality Manager.

Veiledende kompetansekrav

Vedkommende må ha kunnskaper om og forståelse for kvalitetssikringsarbeid. Utdanning og erfaring fra kvalitetsrevisjon vektlegges. I tillegg forventes det en bred kjennskap til virksomheten, og god kunnskap om de aktuelle luftfartsbestemmelsene. Vedkommende bør ha minst 5 års relevant yrkeserfaring, hvorav minst 2 år tilknyttet administrativ luftfartsvirksomhet.

Forventet kunnskap om regelverk og annen dokumentasjon er angitt i vedlegg 1.

Merknad

Kandidat innkalles til samtale.

Safety Manager**Regelverk**

Forordning 965/2012, Part ORO med tilhørende AMC og GM (bl.a. ORO.GEN.200 og AMC1 ORO.GEN.200(a)(1)).

Veiledende kompetansekrav

Vedkommende må ha kunnskaper om og forståelse for risikostyring.

Utdanning og erfaring innen sikkerhetsstyring vektlegges. I tillegg forventes det en bred kjennskap til virksomheten, og god kunnskap om de aktuelle luftfartsbestemmelsene.

Vedkommende bør ha minst 5 års relevant yrkeserfaring, hvorav minst 2 år tilknyttet administrativ luftfartsvirksomhet.

Forventet kunnskap om regelverk og annen dokumentasjon er angitt i vedlegg 1.

Merknad

Kandidat innkalles til samtale

Vedlegg 1. EASA OPS OPERATØRER

FORVENTET KUNNSKAP OM REGELVERK OG ANNEN DOKUMENTASJON VED PRØVE/SAMTALE

| Stilling | Pensum | Verifikasjonsmetode |
|---|--|--|
| Ansvarlig leder Accountable Manager | <p>1. Lover og bestemmelser; Generell kjennskap¹ til aktuelle bestemmelser som inkluderer, men ikke nødvendigvis er begrenset til:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Lov om luftfart • ICAO Annexer, særlig Annex 19 • Lisensforordningen (forordning 1008/2008) og forskrift om luftransporttjenester i EØS (BSL A 2-1) • Basisforordningen (forordning 216/2008) og EASA forskriften (BSL A 3-1) • BSL D 1-1 (EASA OPS, forordning 965/2012) inkludert tilhørende AMC/GM, særlig Part ORO: <ul style="list-style-type: none"> ○ Subpart GEN — general requirements ○ Subpart AOC — air operator certification ○ Subpart DEC — declaration (hvis aktuelt) ○ Subpart SPO — commercial specialised operations (hvis aktuelt) • Arbeidsmiljøloven <p>2. Selskapets dokumentasjon; Generell kjennskap til selskapets drift, herunder kunne redegjøre for:</p> <ul style="list-style-type: none"> • selskapets operative tillatelser og evt. begrensninger • selskapets håndboksystem • selskapets ledelsessystem • selskapets sikkerhetspolitikk | <p>Samtale</p> <p>Aktuelle håndbøker og publikasjoner kan benyttes</p> |
| Flygesjef NP Flight OPS | <p>1. Lover og bestemmelser; - kandidaten må kunne redegjøre for hovedinnhold i, og forhold mellom de internasjonale og nasjonale regelverk og standarder for luftfart, slik som:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Norske forskrifter om sivil luftfart (BSL serien) • EASA regelverket • PANS OPS (dersom IFR operasjoner) • ICAO Annexer (1,6,14,17,18, 19) <p>- kandidaten må spesielt kunne redegjøre for virkeområde, innhold og bruk av:</p> | <p>Skriftlig prøve på norsk, besvares på norsk eller engelsk.</p> <p>Aktuelle håndbøker og publikasjoner kan benyttes.</p> |

¹ Må kjenne til hva dokumentet omhandler, hvordan det hører inn i systemet samt kunne finne fram til hovedmomenter.

| | | |
|---|--|--|
| | <ul style="list-style-type: none"> • Lov om luftfart • BSL- serien • BSL D 1-1, forordning 965/2012 (EASA OPS) • BSL C 1-1, forordning 1178/2011 (EASA Air Crew) • AIP, AIC <p>2. Selskapets Operasjons manual/ håndbøker; - kandidaten må ha kunnskap om selskapets organisasjon og drift, herunder kunne redegjøre for:</p> <ul style="list-style-type: none"> • selskapets sikkerhetspolitikk • selskapets operative tillatelser og evt. begrensninger • organisasjonsstruktur og generelle ansvarsforhold • forhold og sammenheng mellom de ulike håndbøker • operative bestemmelser og operativt personells ansvarsforhold • selskapets styringssystem for operativ virksomhet • selskapets totale ledelsessystem, inkludert sikkerhetsledelse (safety management) og samsvarsovervåkning (compliance monitoring) • prosedyrer for trening og holdningsskapende tiltak i operativ virksomhet • selskapets ulike driftsarter <p>3. Selskapets luftfartøy type(r); - kandidaten må ha kunnskap om selskapets luftfartøy, herunder;</p> <ul style="list-style-type: none"> • utstys- og ytelseskrav • operative prosedyrer • flygehåndbok | |
| Sikkerhetsleder (Safety Manager) EASA OPS | <p>1. Lover og bestemmelser; - kandidaten må kunne redegjøre for begrep, hensikt og praktiske metoder vedrørende;</p> <ul style="list-style-type: none"> • luftfartsbestemmelser, spesielt BSL D 1-1, forordning 965/2012 (EASA OPS) • krav til ledelsessystemer i luftfart (spesielt EASA OPS, Part ORO) • standarder for kvalitetsledelse • standarder for risikoleidelse • standarder for risikovurdering • ICAO Annex 19 <p>2. Selskapets Operasjons manual/ håndbøker; - i tillegg må kandidaten kunne redegjøre for;</p> <ul style="list-style-type: none"> • selskapets sikkerhetspolitikk • selskapets organisasjonsstruktur og generelle | <p>Samtale.</p> <p>Aktuelle håndbøker og publikasjoner kan benyttes.</p> |

| | | |
|--|--|--|
| | <p>ansvarsforhold</p> <ul style="list-style-type: none"> • forhold og sammenheng mellom de ulike håndbøker • operative bestemmelser og operativt personells ansvarsforhold • selskapets styringssystem for den operative virksomheten • selskapets ledelsessystem inkludert sikkerhetsledelse (safety management) og samsvarsovervåkning (compliance monitoring) • risikoleidelse, særlig risikovurderinger • selskapets ulike driftsarter <p>Kandidaten må dokumentere relevant opplæring i:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Sikkerhetsledelsessystem <p>Alternativt:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Kvalitetsledelsessystem, og; • Risikoleidelsessystem <p>Kandidater som tidligere har vært godkjent som kvalitetssjef i luftfartsselskap, må dokumentere tilleggsopplæring i:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Risikoleidelsessystem | |
| Leder samsvarsovervåkning (Compliance monitoring function) | <p>1. Lover og bestemmelser; - kandidaten må generell kjennskap til begrep, hensikt og praktiske metoder vedrørende;</p> <ul style="list-style-type: none"> • luftfartsbestemmelser, spesielt BSL D 1-1, forordning 965/2012 (EASA OPS) • krav til ledelsessystemer i luftfart, (spesielt EASA OPS, Part ORO) • standarder for kvalitetsledelse • standarder for risikoleidelse • standarder for risikovurdering <p>2. Selskapets Operasjons manual/ håndbøker; - i tillegg må kandidaten kunne redegjøre for;</p> <ul style="list-style-type: none"> • selskapets sikkerhetspolitikk • selskapets organisasjonsstruktur og generelle ansvarsforhold • forhold og sammenheng mellom de ulike håndbøker • operative bestemmelser og operativt personells ansvarsforhold • selskapets styringssystem for den operative virksomheten • selskapets ledelsessystem inkludert sikkerhetsledelse (safety management) og samsvarsovervåkning (compliance monitoring) • samsvarsovervåkning, inkludert <ul style="list-style-type: none"> ○ Håndboksystemet | <p>Samtale.</p> <p>Aktuelle håndbøker og publikasjoner kan benyttes.</p> |

| | | |
|---|--|--|
| | <ul style="list-style-type: none"> ○ Tilhørende prosedyrer ○ Revisjonsteknikk, rapportering, registrering og oppfølging • selskapets ulike driftsarter <p>Kandidaten må dokumentere relevant opplæring i:</p> <ul style="list-style-type: none"> • samsvarsovervåkning <p>alternativt:</p> <ul style="list-style-type: none"> • kvalitetsledelsessystem <p>Dokumentasjonskravet gjelder ikke kandidater som tidligere har vært godkjent som kvalitetssjef i luftfartsselskap.</p> | |
| <p>Leder besetningstrening NP Crew Training</p> | <p>1. Lover og bestemmelser; - kandidaten må kunne redegjøre for hovedinnhold i, og forhold mellom de internasjonale og nasjonale regelverk og standarder for luftfart, slik som:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Norske forskrifter om sivil luftfart (BSL serien), • EASA regelverket • ICAO Annex 1,6,14,17,18, 19 <p>- kandidaten må kunne redegjøre for virkeområde, innhold og bruk av:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Lov om luftfart • BSL-serien • BSL D 1-1, forordning 965/2012 (EASA OPS) • BSL C 1-1, forordning 1178/2011 (EASA Air Crew) • AIP, AIC <p>2. Selskapets Operasjons manual/ håndbøker; - kandidaten må ha kunnskap om selskapets organisasjon og drift, herunder kunne redegjøre for:</p> <ul style="list-style-type: none"> • selskapets operative tillatelser og evt. begrensninger • organisasjonsstruktur og generelle ansvarsforhold • forhold og sammenheng mellom de ulike håndbøker • operative bestemmelser og operativt personells ansvarsforhold • selskapets styringssystem for operativ virksomhet • selskapets totale ledelsessystem, inkludert sikkerhetsledelse (safety management) og samsvarsovervåkning (compliance monitoring) • prosedyrer for trening og holdningsskapende tiltak i operativ virksomhet • selskapets ulike driftsarter | <p>Samtale.</p> <p>Aktuelle håndbøker og publikasjoner kan benyttes.</p> |

| | | |
|---|---|--|
| <p>Leder bakkeoperasjoner (NP Ground OPS)</p> | <p>1. Lover og bestemmelser; - kandidaten må kunne redegjøre for hovedinnhold i, og forhold mellom de internasjonale og nasjonale regelverk og standarder for luftfart, slik som:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Norske forskrifter om sivil luftfart (BSL serien) • EASA regelverket • PANS OPS (dersom IFR operasjoner) • ICAO Annex 1,6,14,17,18, 19 <p>- kandidaten må kunne redegjøre for virkeområde, innhold og bruk av:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Lov om luftfart • BSL-serien • BSL D 1-1, forordning 965/2012 (EASA OPS) <p>2. Selskapets Operasjons manual/ håndbøker; - kandidaten må ha kunnskap om selskapets organisasjon og drift, herunder kunne redegjøre for:</p> <ul style="list-style-type: none"> • selskapets operative tillatelser og evt. begrensninger • organisasjonsstruktur og generelle ansvarsforhold • forhold og sammenheng mellom de ulike håndbøker • operative bestemmelser og operativt personells ansvarsforhold • selskapets styringssystem for operativ virksomhet • selskapets totale ledelsessystem, inkludert sikkerhetsledelse (safety management) og samsvarsovervåkning (compliance monitoring) • prosedyrer for trening og holdningsskapende tiltak i operativ virksomhet • selskapets ulike driftsarter | <p>Samtale.</p> <p>Aktuelle håndbøker og publikasjoner kan benyttes.</p> |
|---|---|--|

Air Accident Data Analysis, Modelling & Simulation

Consultancy Report prepared for:

Accident Investigation Board of Norway

Final Report

June 6th, 2019

Executive Summary

The main aim of this study was to provide further insight into Loss of Control Inflight (LoC-I)/Upset events under icing conditions. The main objective was to identify the probable characteristics of a LOC-I/upset event due to tailplane icing for a business jet. Due to the lack of available (stability and control and aerodynamic) data for specific aircraft makes/models, a 'generic business jet' model was used for all analyses. It was not possible to replicate EXACT aircraft dynamics as evidenced by FDR data using modelling & simulation techniques. Flight data analysis was used to determine the flight conditions to be analysed and static and dynamic stability was assessed using established flight dynamics theory and modelling.

The modelling and 'what-if' analysis therefore illustrates trends as a result of changes to selected parameters and not exact data. The degradation of tailplane aerodynamic characteristics due to icing was simulated using an assumed reduction in horizontal tailplane efficiency factor and classical theory supported by a commercial aircraft design software package.

The results are only applicable for short time periods after a given disturbance since a linearised flight model was used about a given trimmed flight condition, no pilot control inputs were available (e.g. yoke pitch/roll, rudder) and no external (environmental) disturbance data were available (e.g. turbulence). The results demonstrate that the 'generic business jet' aircraft used in the analysis is statically and dynamically stable when horizontal tailplane efficiency is greater than 80%. When horizontal tailplane efficiency is reduced to 20% (simulating a 'tailplane stall'), the aircraft is statically and dynamically unstable, smaller and shorter elevator commands produce large pitch responses and negative 'G' may be quickly reached within a short time period.

| Table of Contents | Page No. |
|--|-----------------|
| 1 Introduction..... | 6 |
| 1.1 Deliverables | 6 |
| 2 Modelling and Simulation Overview..... | 8 |
| 3 Analysis of Flight Data | 10 |
| 4 Theory – Total Aircraft Pitching Moment..... | 11 |
| 5 Modelling of a Generic Business Jet..... | 13 |
| 6 Modelling Results | 15 |
| 6.1 Static Stability | 15 |
| 6.2 Summary of Static Stability Analysis | 17 |
| 7 Dynamic Stability..... | 18 |
| 7.1 MIMO (Multiple Input Multiple Output) Aircraft longitudinal state space model | 20 |
| 7.2 Short Period Oscillation (SPO) & Long Period Oscillation (LPO)..... | 22 |
| 7.3 The Effects of Flap Retraction..... | 24 |
| 7.4 Summary of Dynamic Stability Analysis..... | 29 |
| 8 Conclusions..... | 30 |

Appendices

Appendix A – Model Verification

Appendix B– Effects of Complete Loss of Tailplane (Indicative Only)

| List of Figures | Page No. |
|---|-----------------|
| Figure 1, Modelling & Simulation Overview (Adapted from Cook, 1) | 8 |
| Figure 2, Model Validation | 9 |
| Figure 3, Flight Data..... | 10 |
| Figure 4, Example: Re-sampled Flight Data (Derived Rate of Climb)..... | 10 |
| Figure 5, Total Aircraft Pitching Moment Theory (Adapted from Gudmundsson,2) | 11 |
| Figure 6, Generic Business Jet Geometry | 13 |
| Figure 7, Pitching Moment vs AoA with Varying Tailplane Efficiency Factor | 15 |
| Figure 8, Tailplane Efficiency Factor vs Static Margin..... | 16 |
| Figure 9, Elevator Deflection vs Tailplane Efficiency..... | 17 |
| Figure 10, Aircraft Notation & Axes | 18 |
| Figure 11, Short Period Oscillation (SPO) with 100% Horizontal Tailplane Efficiency ... | 22 |
| Figure 12, Long Period Oscillation (LPO) with 100% Horizontal Tailplane Efficiency ... | 23 |
| Figure 13, Long Period Oscillation (LPO) with 80% Horizontal Tailplane Efficiency..... | 24 |
| Figure 14, Simulink Switching Model..... | 25 |
| Figure 15, Pitch Response with Tailplane Stall then Flap Retraction..... | 26 |
| Figure 16, Pitch Response with Varying Tailplane Efficiency and Elevator Inputs | 27 |
| Figure 17, Load Factor with Varying Tailplane Efficiency and Elevator Inputs | 28 |

| List of Tables | Page No. |
|------------------------------------|-----------------|
| Table 1, Switching Conditions..... | 24 |

Glossary of Terms & Nomenclature

| Symbol | Description (Units of Measure) |
|---------------|---|
| A | State Matrix, depends on stability derivatives and setpoint condition |
| a_c | lateral acceleration (g) |
| a_n | normal acceleration (G) |
| AAL | Above Airfield Level |
| AGL | Above Ground Level |
| AIBN | Accident Investigation Branch of Norway |
| Alt | altitude (ft.) |
| B | Input matrix, depends on control derivatives and actuator layout |
| B1 | Alternative Input matrix, depends on control derivatives and actuator layout & flap setting |
| C_{M0} | Pitching moment contribution, independent of angle of attack |
| $C_{M\alpha}$ | Pitching moment contribution, variation with angle of attack |
| H | height above sea-level (feet) |
| LPO | Long Period Oscillation |
| q | Pitch rate (deg./s) |
| s | Laplace transform variable |
| SPO | Short Period Oscillation |
| T | Temperature (deg. F.) |
| u | Longitudinal speed in X-body axis (+ve forwards) |
| U | Control input vector, components are η , τ |
| V | True airspeed (kts) |
| w | Vertical speed Z-body axis (+ve downwards) |
| X | State vector, components are u, w, q, θ |
| α | Angle of attack (deg.) |
| η | Elevator deflection (deg.) |
| η_{HT} | horizontal tailplane efficiency factor |
| ϕ | roll angle (degrees) |
| ψ | yaw angle (degrees) |
| θ | pitch angle (degrees) |
| τ | throttle input (0<1) |

1 Introduction

The main aims and objectives of this study were:-

Aims

- To provide further insight into a Loss of Control Inflight (LoC-I)/Upset event in icing conditions.

Objectives

- Determine the probable characteristics of the LoC-I/upset event due to tailplane icing;
- Replicate (as far as practical) the aircraft dynamics as evidenced by FDR data using modelling & simulation techniques.

Approach

The approach comprises two main areas in relation to accident investigation of a given Loss of Control in Flight/upset:-

- Flight Data Analysis;
- Flight Dynamics Modelling.

The following tasks were confirmed out of scope:-

- Flight Simulation/replay;
- Accident Simulation using Coventry University's Engineering Flight Simulator.

1.1 Deliverables

This technical report addresses the following:-

- Analysis of FDR data to determine aircraft state and dynamics using kinematic parameter extraction technique;
- Determine aircraft state and dynamics in 'normal operating conditions' using modelling and fundamental flight mechanics;
- Comparison of results to determine characteristics of the upset event.

Key Assumptions: -

The following data was provided by AIBN to conduct the analyses: -

- Digitised flight data for key parameters in CSV/TXT format or similar pre/post event (AIBN);
- Atmospheric/environmental conditions (estimated) at the time of the event (AIBN);
- Aircraft mass and balance at the time of the event (AIBN).

The following data was provided by Coventry University using industry accepted design & analysis software: -

- Estimated aircraft stability & control derivatives for comparable aircraft model (CU);

2 Modelling and Simulation Overview

The flying and handling qualities of un-augmented aircraft depend on basic input–output relationships described by the aerodynamic transfer functions which provide a fundamental description of aircraft dynamics (1)(Figure 1). They describe the pilot input and aircraft response relationship as a function of a given flight condition and these may also be affected by environmental factors such as icing. The core of this relationship is the mathematical model of the aircraft, usually referred to as the equations of motion. These provide a complete description of response of the aircraft to pilot inputs on the controls, subject to modelling limitations defined at the beginning and are measured in terms of displacement, velocity and acceleration. The initial flight condition describes the conditions under which the analysis is undertaken and includes parameters, such as airspeed, altitude, aircraft geometry, flap setting, mass and trim state.

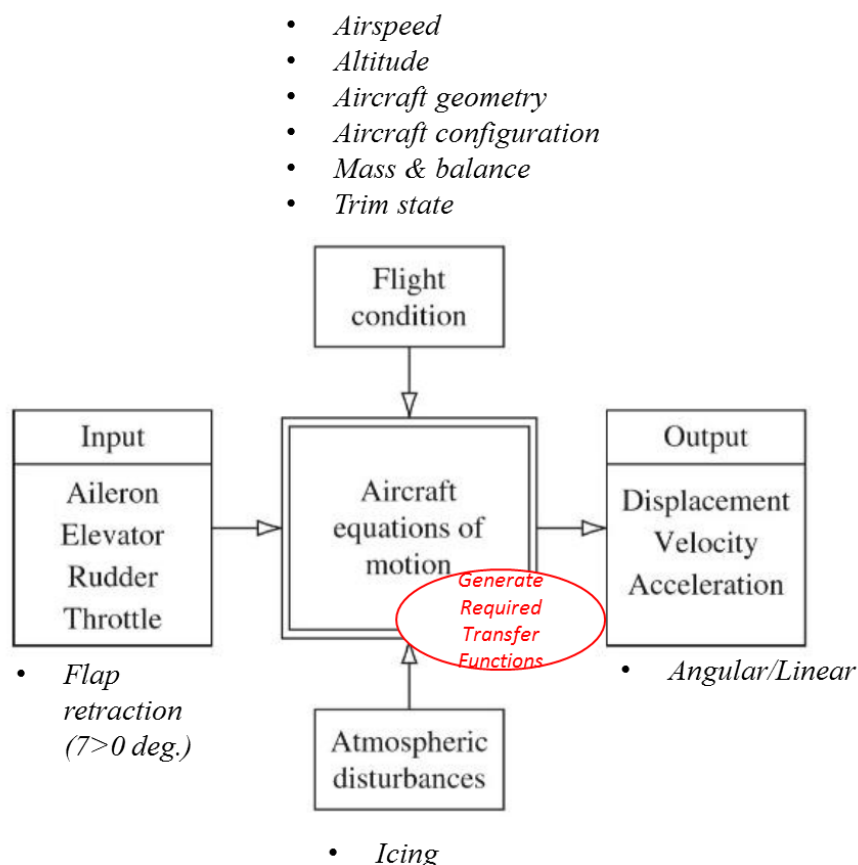


Figure 1, Modelling & Simulation Overview (Adapted from Cook, 1)

In order to validate the flight model (Figure 2), where available, actual flight data can be used to compare outputs and differences between the two are used to refine the model or conduct further testing. In the course of this study, the lack of stability, control and aerodynamic properties for the exact aircraft resulted in basic modelling being used to conduct a series of parametric analyses.

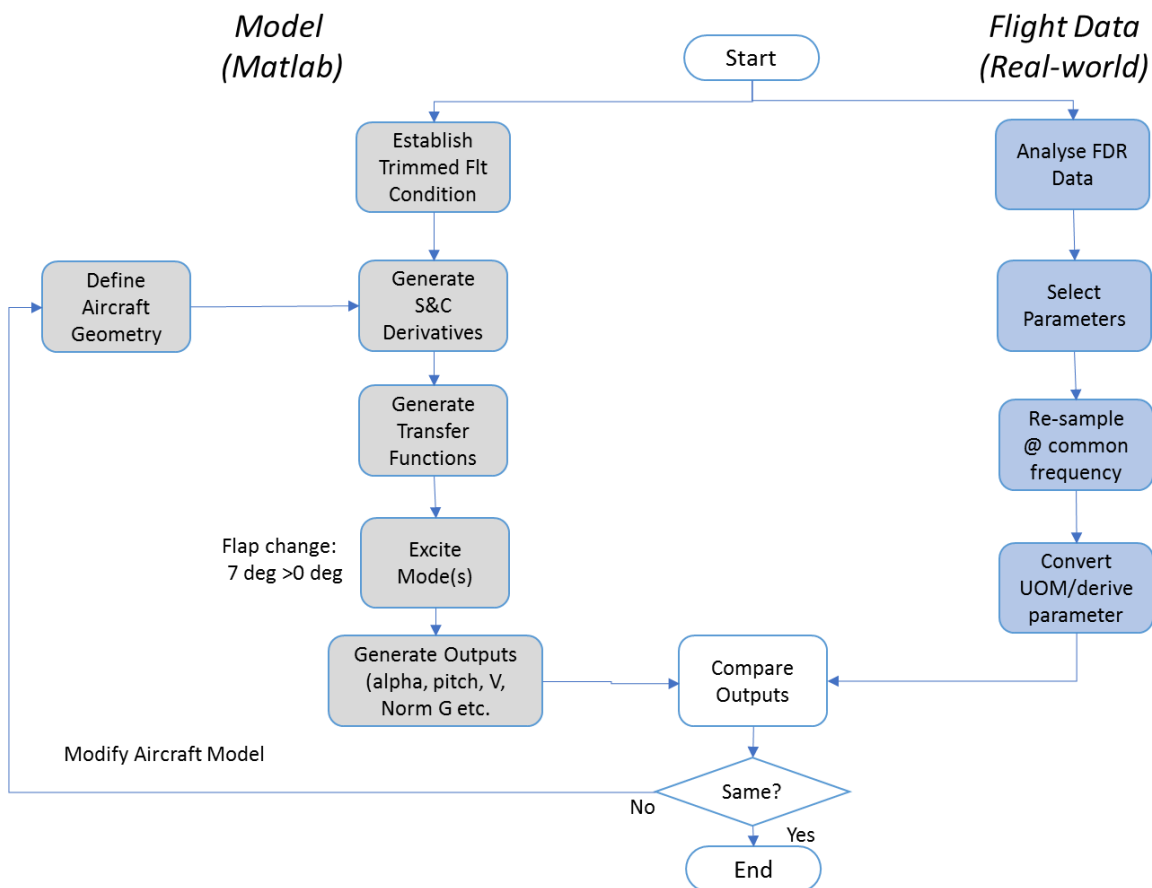


Figure 2, Model Validation

3 Analysis of Flight Data

Using the available (limited) flight data (Figure 3) the data was re-sampled to enable derivation of additional parameters including flightpath angle and rate of climb/descent. Since the flight data was sampled at different rates, a smoothing spline tool was used in Matlab to smooth out data (Figure 4).

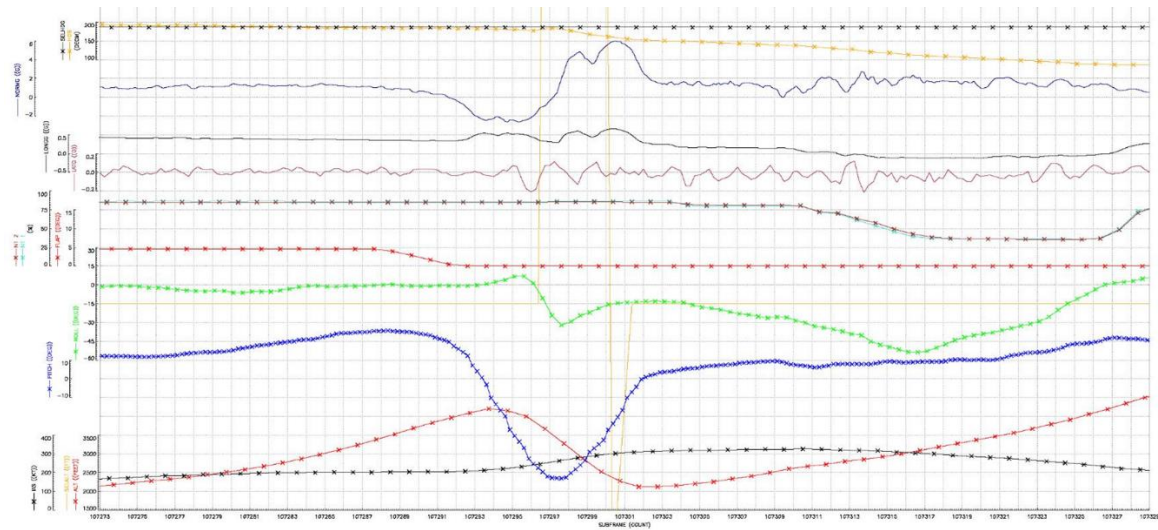


Figure 3, Flight Data

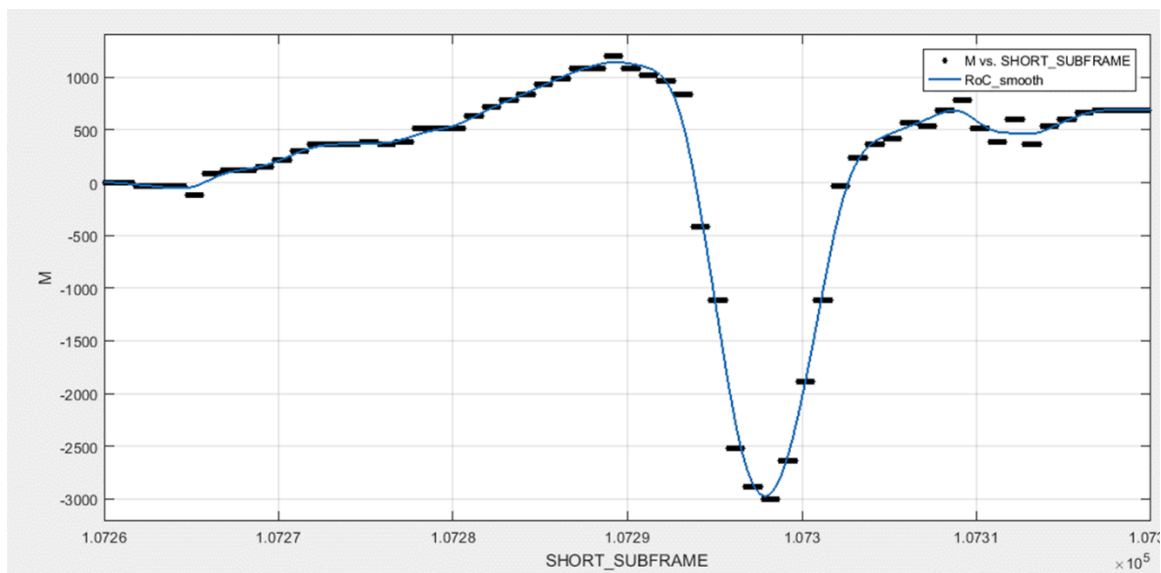


Figure 4, Example: Re-sampled Flight Data (Derived Rate of Climb)

4 Theory – Total Aircraft Pitching Moment

In order to assess the static and dynamic stability, modelling of the total aircraft pitching moment is needed and individual contributions of all major components are required, not simply tail lift + wing lift (Figure 5).

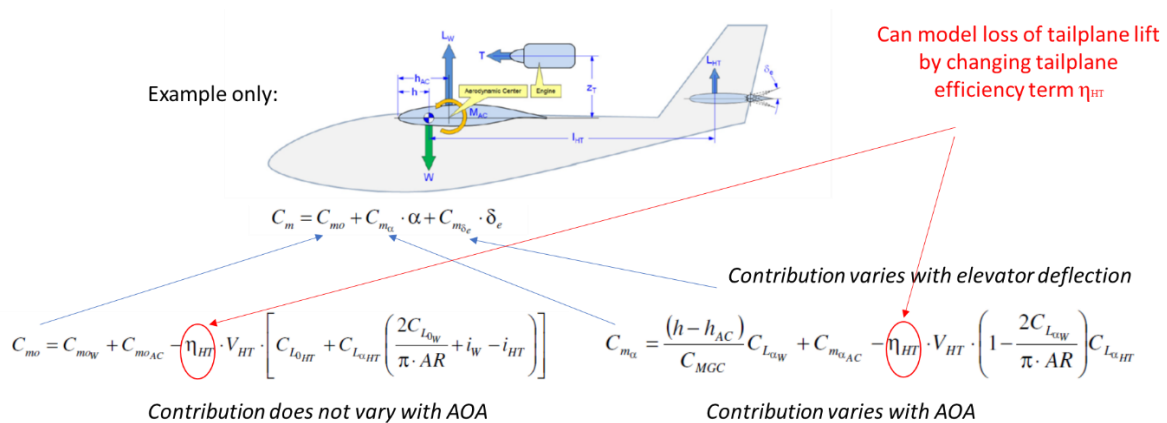


Figure 5, Total Aircraft Pitching Moment Theory (Adapted from Gudmundsson,2)

The total aircraft pitching moment is given by:-

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \cdot \alpha + C_{m_{\delta_e}} \cdot \delta_e \tag{Equation 1}$$

Where:-

$$C_{m_0} = C_{m_{0W}} + C_{m_{0AC}} - \eta_{HT} \cdot V_{HT} \cdot \left[C_{L_{0HT}} + C_{L_{\alpha HT}} \left(\frac{2C_{L_{0W}}}{\pi \cdot AR} + i_W - i_{HT} \right) \right] \tag{Equation 2}$$

And:-

$$C_{m_\alpha} = \frac{(h - h_{AC})}{C_{MGC}} C_{L_{\alpha W}} + C_{m_{\alpha AC}} - \eta_{HT} \cdot V_{HT} \cdot \left(1 - \frac{2C_{L_{\alpha W}}}{\pi \cdot AR} \right) C_{L_{\alpha HT}} \tag{Equation 3}$$

Where η_{HT} = tailplane efficiency (0>1).

Thus, the contributions to the pitching moment fall into two major categories (2):-

- Contributions that do not vary with angle of attack (Equation 2);
- Contributions that do vary with angle of attack ((Equation 3)

The tailplane (η_{HT}) can be used to model the degradation of lift due as a result of tailplane icing.

Classical theory shows that for positive static stability the following condition must be true:-

$$\frac{dC_m}{dC_\alpha} < 0 \quad \text{(Equation 4)}$$

Thus, a negative slope represents positive static stability – the aircraft returning to the trimmed flight condition after a disturbance.

5 Modelling of a Generic Business Jet

Due to the lack of available published stability and control derivatives and performance data for the for the specific aircraft make/model, a generic business jet model of similar characteristics was used. For reasons of expediency, stability and control derivatives for this generic business jet were determined using a commercial aircraft design package enabling rapid parametric analysis to be conducted in a range of flight conditions.

The results obtained are therefore 'generic' and should be used with this in mind. They represent likely trends in stability due to effects of tailplane icing and are estimates only.

The aircraft design software package used to estimate stability & control derivatives used basic aircraft geometry for the 'generic' business jet (Figure 6) to be defined. This differed from the accident aircraft in the following characteristics: -

- Different wing planform
- Different wing aerofoil section
- Different MTOW/CG Range

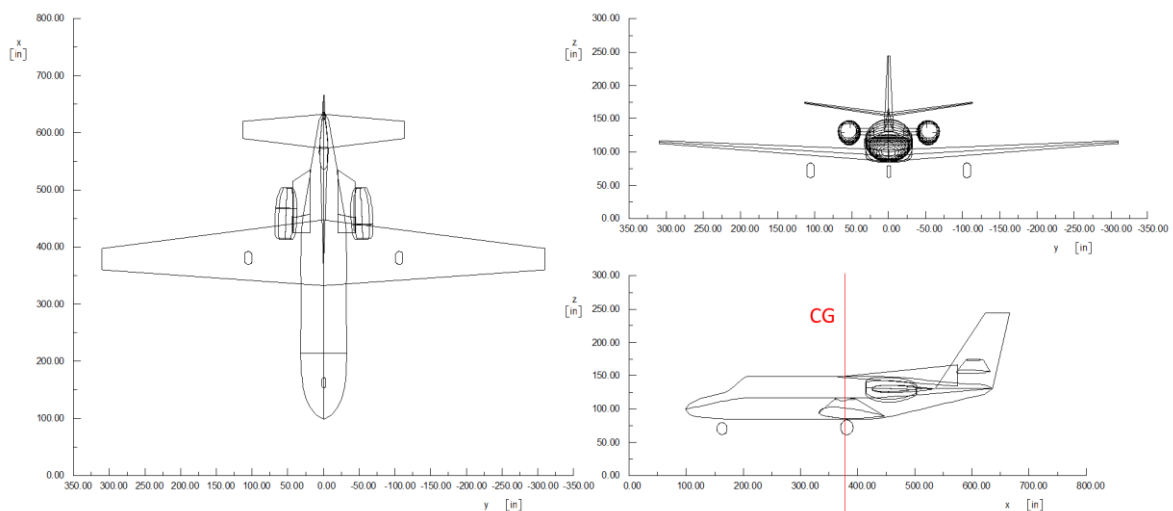


Figure 6, Generic Business Jet Geometry

Known flight characteristics at the time of the event were used to determine flight condition, these being: -

- $V = 204$ kts
- Flap = 7 degrees

LOC-I Event Analysis

- Mass & Balance = Low Mass/Aft CG
- T = 29F
- H = 4,000 ft press height

Using the available 'generic business jet' geometry and given flight conditions, the commercial aircraft design software was used to estimate stability and control derivatives for a range of conditions.

6 Modelling Results

This section presents results obtained using the commercial software package for the modelling of static and dynamic stability of a given ‘generic business jet’ in a range of conditions.

6.1 Static Stability

For the ‘generic business jet’, using the given flight condition of V= 204 KTAS, H = 4,000 ft pressure height, T = 29F, aft CG/low MTOM with flap = 7 degrees, the variation of pitching moment with angle of attack was obtained for a range of horizontal tailplane efficiency (η_{HT}) from 1 (100% efficient) to 0.1 (10% efficient) to simulate the effects of icing on the aircraft tailplane (Figure 7). The results show that the gradient ($\frac{dC_m}{dC_\alpha}$) decreases as the horizontal tailplane efficiency decreases, hence aircraft static stability also decreases as horizontal tailplane efficiency decreases.

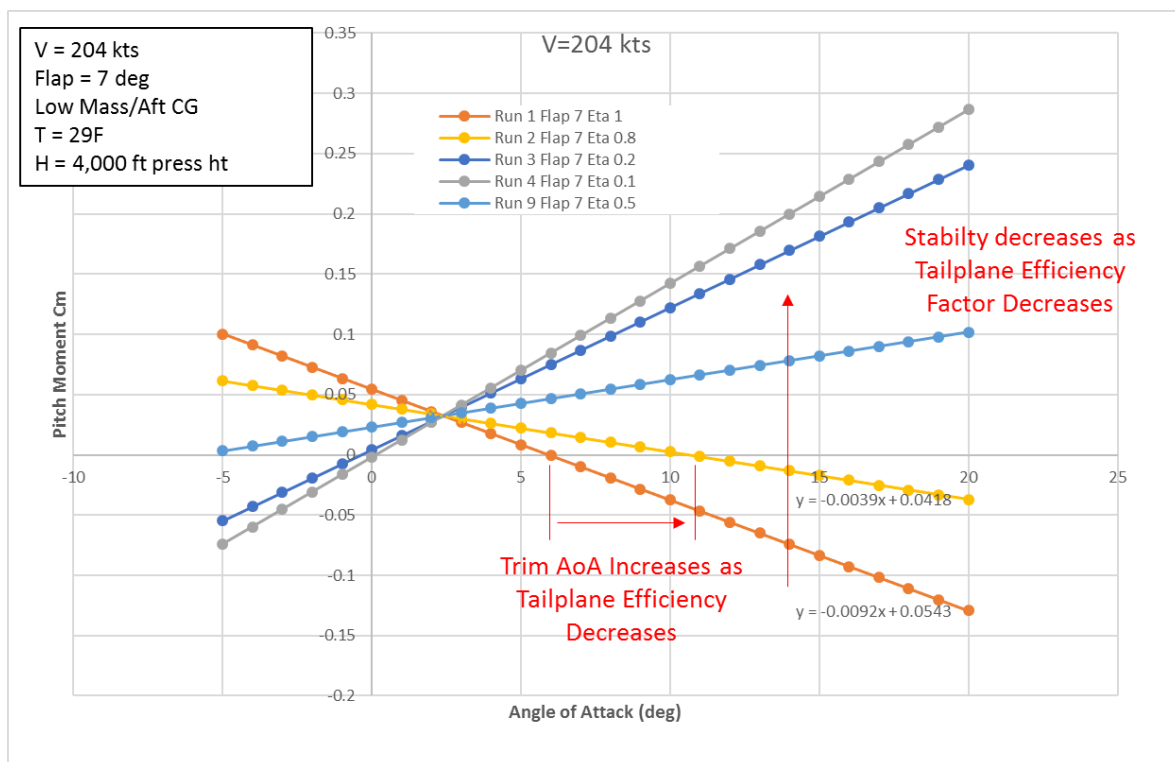


Figure 7, Pitching Moment vs AoA with Varying Tailplane Efficiency Factor

The results also show that the angle of attack for trimmed flight conditions increases as tailplane efficiency decreases. A cross-plot of horizontal tailplane efficiency versus stick-fixed static margin (Figure 8) suggests that static margin decreases as the horizontal tailplane efficiency decreases and that the aircraft is neutrally (statically) stable when the

horizontal tailplane efficiency is approximately 0.68 for the 'generic business jet' model in given flight conditions.

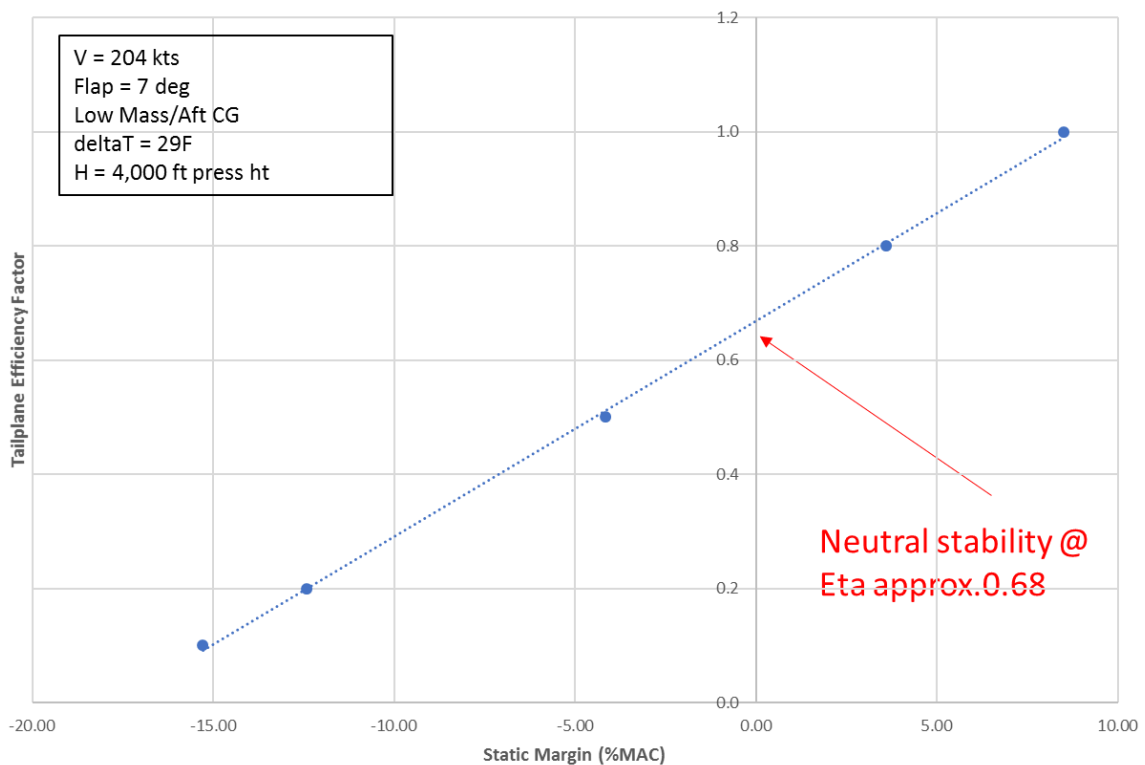


Figure 8, Tailplane Efficiency Factor vs Static Margin

A further plot of elevator deflection versus horizontal tailplane efficiency (Figure 9) suggests that increasing UP elevator (-ve deflection) is required to maintain trimmed flight as the horizontal tailplane efficiency decreases. The range of elevator deflection for the 'generic business jet' model was 20 degrees UP and 15 degrees DOWN. The results suggest that as horizontal tailplane efficiency decreases below approximately 0.2 (20%), there is insufficient UP elevator to maintain trimmed flight.

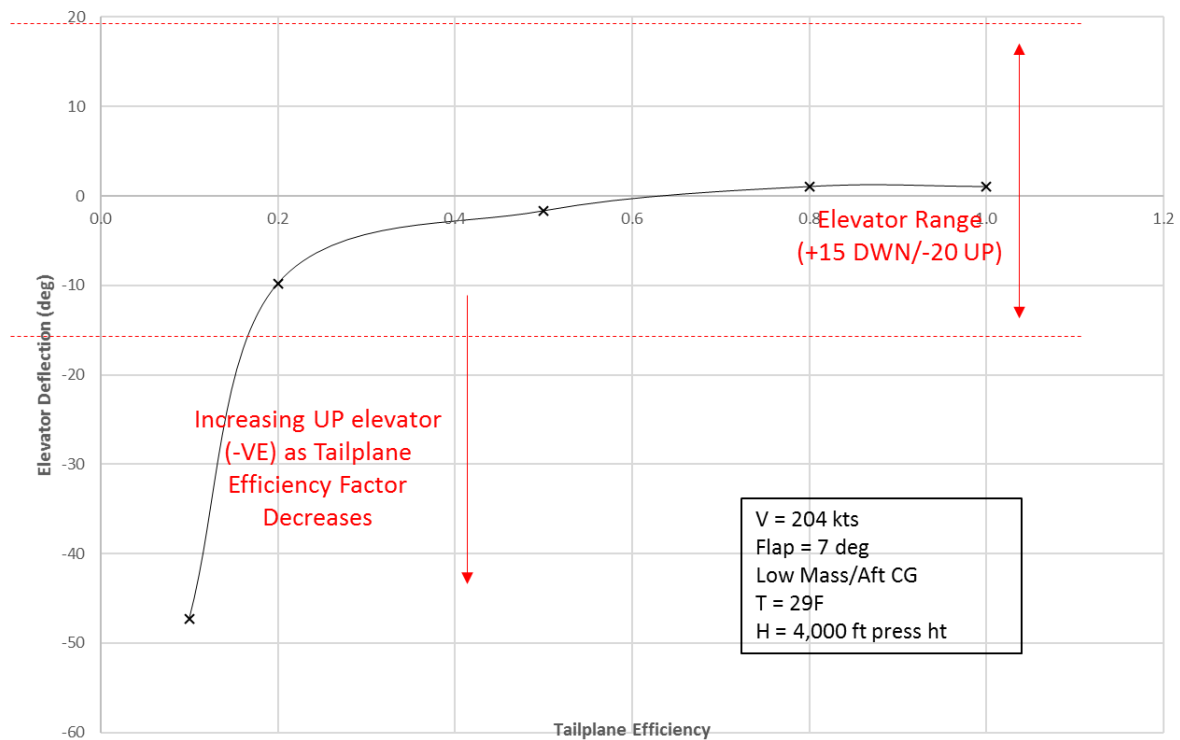


Figure 9, Elevator Deflection vs Tailplane Efficiency

6.2 Summary of Static Stability Analysis

Using known theory and a commercial aircraft design software for a given 'generic business jet model' suggests that:-

- Static stability decreases as Tailplane Efficiency Factor decreases
- Static margin decreases as Tailplane Efficiency Factor decreases
- Neutral static stability at approx. 68% Tailplane Efficiency Factor
- Negative static stability at 20% Tailplane Efficiency Factor
- Increasing UP elevator (-VE) is required to compensate as Tailplane Efficiency Factor Decreases

7 Dynamic Stability

Having established the trimmed flight condition and static stability of the 'generic business jet' the dynamic analysis was undertaken to consider the effects of small disturbances (perturbations) such as turbulence (external) or control inputs (internal).

Before conducting the dynamic analysis, the aircraft, the system of notation and axes were defined using the 'right-hand rule' (Figure 10). State variable, control inputs and matrix/vector notations were defined: -

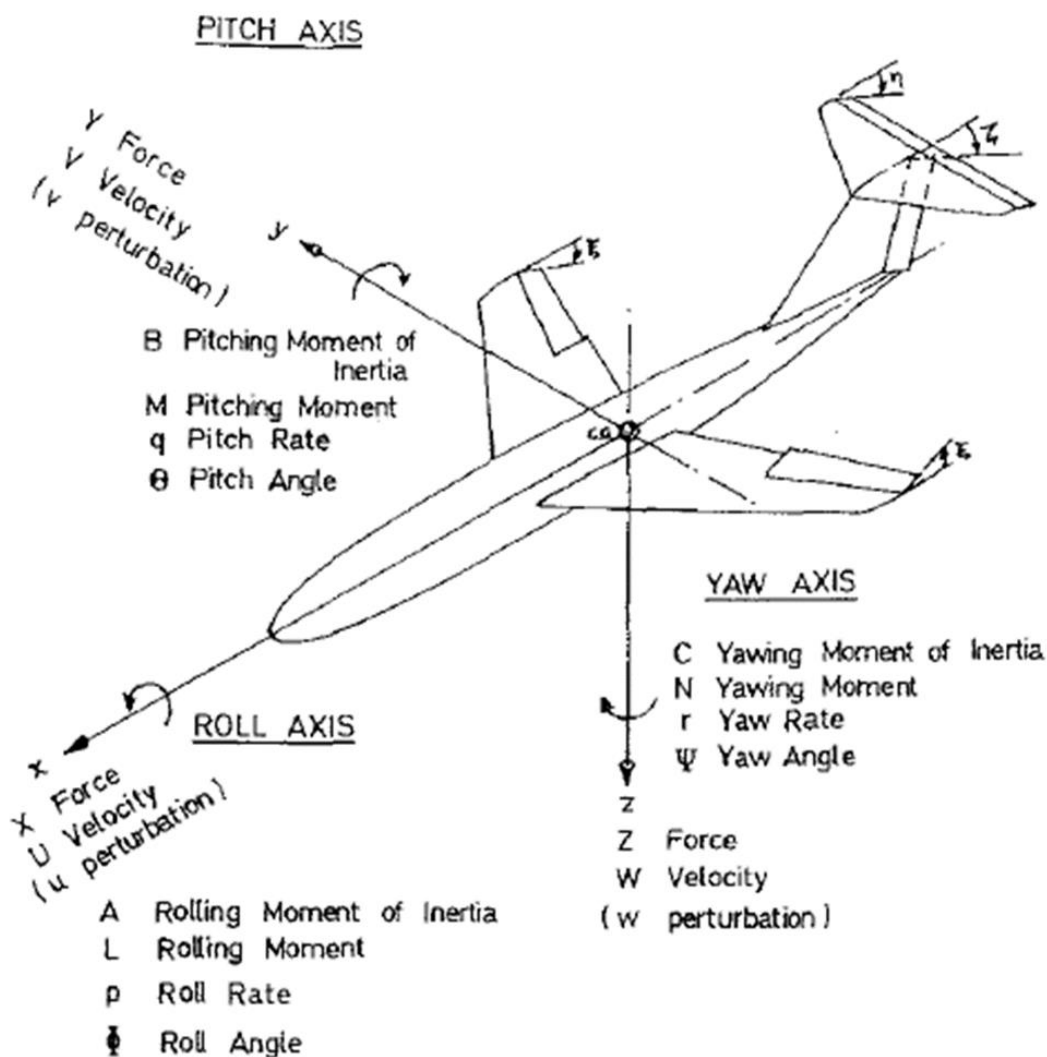


Figure 10, Aircraft Notation & Axes

State variables:

U = Longitudinal Speed in X-body axis

W = Vertical speed in Z-body axis (Pointing downwards)

q = Pitch rate

θ = Pitch angle

Control inputs:

η = Elevator deflection

τ = Throttle input

Matrix/vector notations in bold

A: State Matrix, depends on stability derivatives and setpoint condition

B: Input matrix, depends on control derivatives and actuator layout

X: State vector, components are u, w, q, θ

u: Control input vector, Components are η, τ

7.1 MIMO (Multiple Input Multiple Output) Aircraft longitudinal state space model

Systems with more than one input and more than one output are known as Multi-Input Multi-Output systems (MIMO). Systems that have only a single input and a single output are defined (SISO). The aircraft in longitudinal and pitching motion maybe modelled using a state-space model. The longitudinal aircraft dynamics, linearised about the setpoint ($V= 204$ KTAS, $\theta = 24$ degrees pitch), can be written as a state space model:-

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}_{\text{long}}\mathbf{X} + \mathbf{B}_{\text{long}}\mathbf{u} \quad \text{(Equation 5)}$$

with:

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \eta \\ \tau \end{bmatrix}$$

u : X axis speed, w : Z axis speed.

q : pitch rate, θ : pitch, η : elevator deflection, τ : Throttle command.

Using matrix notation, the state transition and control matrices are given by:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} X_T u + X_u & X_w & X_q - m^* W_e & -g^* \cos(\theta_0); \\ Z_u / f & Z_w / f & (Z_q + U_1) / f & g^* \sin(\theta_0) / f; \\ M_T u + M_u + M_{wd}^* Z_u / f & M_w + M_{T_a} / U_1 + M_{wd}^* Z_w / f & M_q + M_{wd}^* (Z_q + U_1) / f & -w_d^* g^* \sin(\theta_0) / f; \\ 0 & 0 & 1 & 0]; \end{bmatrix}$$

$\mathbf{u} = [\text{elevator, throttle}]$ (Throttle history known, elevator history is not)

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} X_{\eta} & X_T; \\ Z_{\eta} / f & 0; \\ M_{\eta} + M_{wd}^* Z_{\eta} / f & 0; \\ 0 & 0] \end{bmatrix}$$

Alternative model if u = [elevator, flap, throttle]

$$\begin{aligned}
 \mathbf{B1} = & \begin{bmatrix} X_{el} & X_{flap} & X_T; \\ Z_{el/f} & Z_{flap/f} & 0; \\ M_{el} + M_{wd} * Z_{el/f} & M_{flap} + M_{wd} * Z_{flap/f} & 0; \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};
 \end{aligned}$$

(Equation 6)

The elements of matrix **A** are stability derivatives describing the effect of state variables on forces and moments. The elements of matrix **B** are control derivatives representing the effects of elevator and throttle commands on the body referenced forces and moments.

Note: The '**B1**' type model requires computation of flap aerodynamic parameters, which are not available. The simulations were generated by computing the **A** and **B** for different tailplane stall efficiency settings.

Transfer functions from elevator to pitch

Using this matrix method, transfer functions were derived using Matlab to determine the relationship between Input: Elevator Deflection (η) and Output: Pitch Angle (θ).

For the given flight condition $V = 204$ KTAS, $H = 4,00$ ft pressure height, low mass/aft CG, $T = 29F$ an flap = 7 degrees:

The elevator to pitch transfer function with 100% horizontal tailplane efficiency was:

$$\frac{-17.39 s^2 - 52.13 s - 1.128}{s^4 + 5.521 s^3 + 12.5 s^2 + 0.3387 s + 0.2689}$$

(Equation 7)

Decreasing the horizontal tailplane efficiency to 50% results in the following transfer function:

$$\frac{-8.736 s^2 - 26.17 s - 0.6315}{s^4 + 4.226 s^3 - 0.03886 s^2 + 0.0396 s + 0.1132}$$

(Equation 8)

The negative coefficient (-0.03886) in the denominator for Equation 8 is linked to an unstable pole and the pitch response to elevator commands is therefore unstable when horizontal tailplane efficiency is reduced to 50%.

7.2 Short Period Oscillation (SPO) & Long Period Oscillation (LPO)

For model validation purposes, the longitudinal dynamics were analysed by excitation of the Short Period (Figure 11) and Long Period (Figure 12) modes using the eigenvectors (specific to modes) of **A** to specify initial conditions. The variables simulated were relative changes (variations with respect to a trim condition). Zero value indicates the initial trimmed flight condition and all angles are in radians.

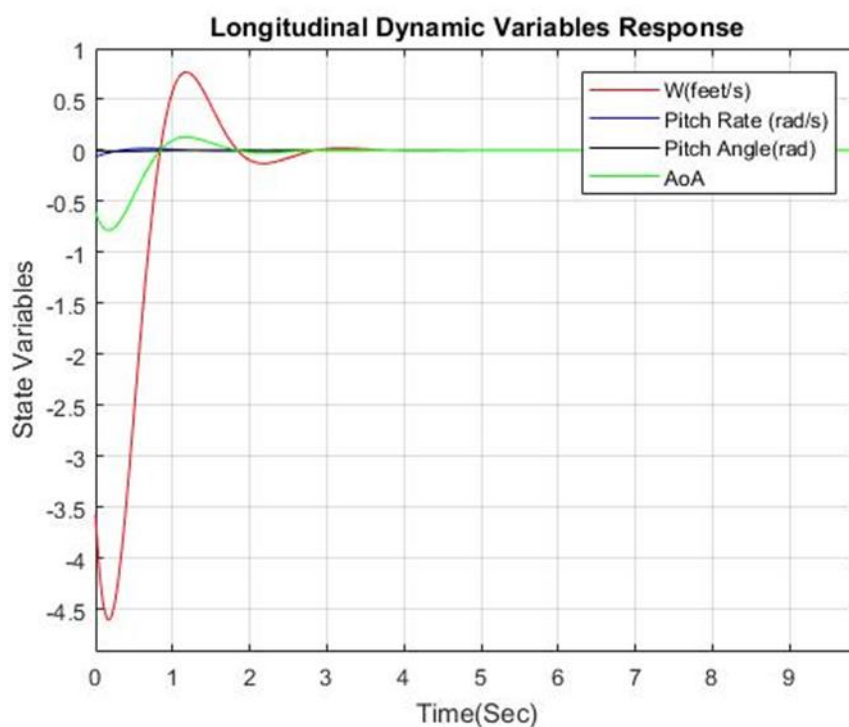


Figure 11, Short Period Oscillation (SPO) with 100% Horizontal Tailplane Efficiency

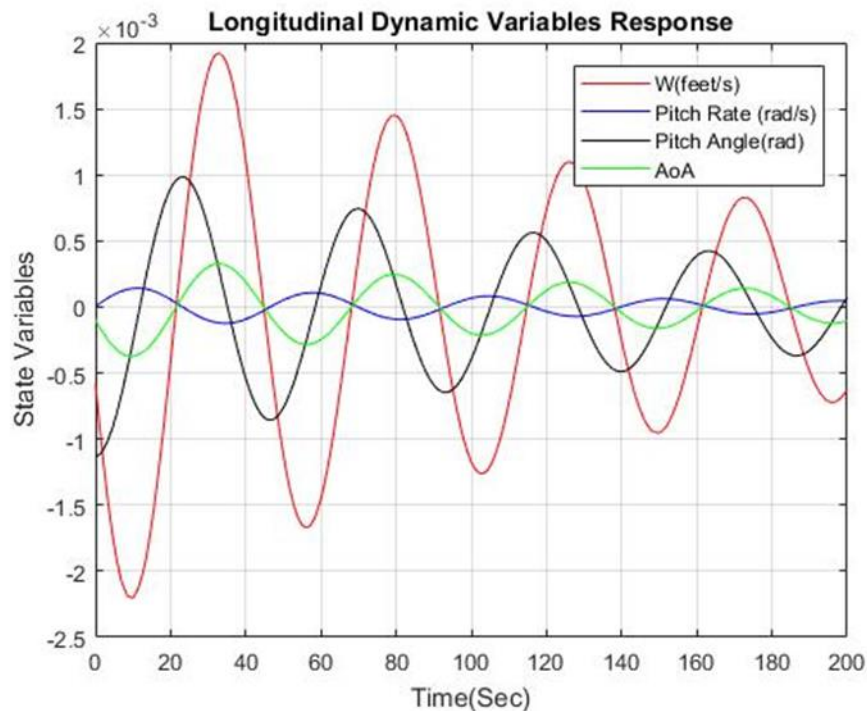


Figure 12, Long Period Oscillation (LPO) with 100% Horizontal Tailplane Efficiency

The results show that for a horizontal tailplane efficiency of 100% the aircraft is statically and dynamically stable with heavy and moderate damping for the SPO and LPO respectively. In addition, the model was independently verified by comparing results to a reduced order model (see Appendix A).

When the efficiency is reduced to 80%, the response for the LPO is also stable although with less damping of oscillations than the 100% efficiency case (Figure 13). The results of the dynamic stability are in agreement with those of the static stability analysis.

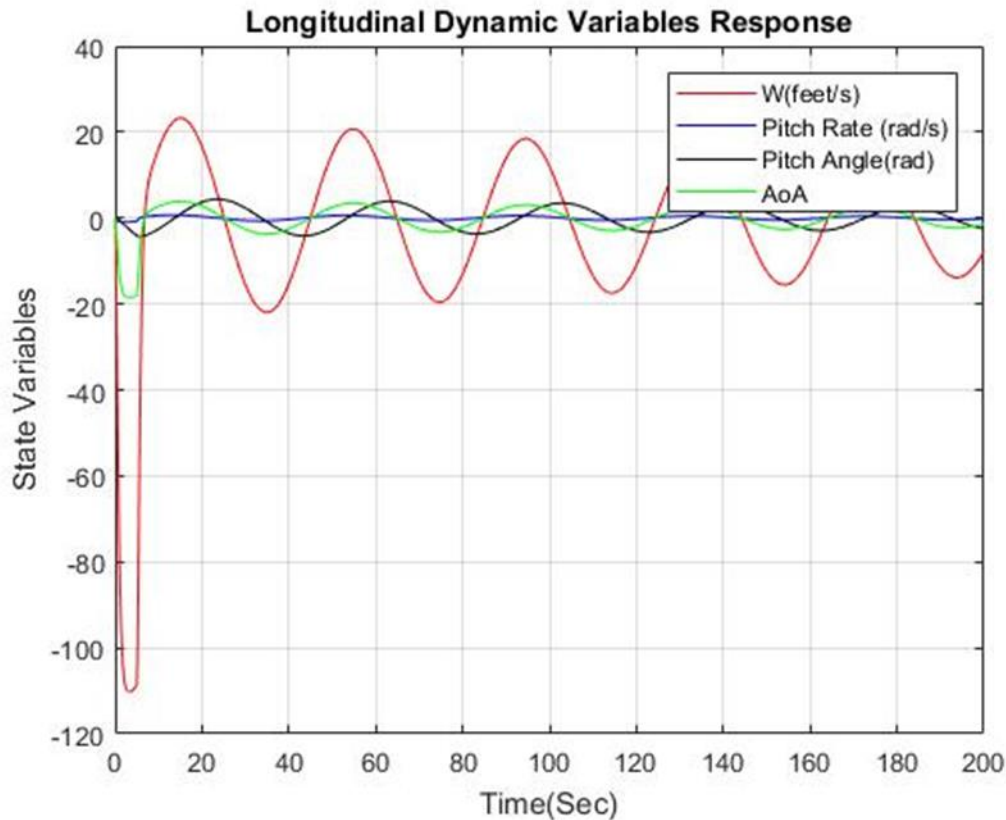


Figure 13, Long Period Oscillation (LPO) with 80% Horizontal Tailplane Efficiency

7.3 The Effects of Flap Retraction

The effects of flap retraction were simulated using a Simulink Switching Model. This model enables the dynamic analysis to account for changes in stability & control derivatives as a result of flap configuration changes. Stability & control derivatives were determined for the 'generic business jet' model using the commercial aircraft design software as before. Transfer functions were estimated for four different conditions (Table 1) using the Switching Model (Figure 14).

Table 1, Switching Conditions

| Condition | Tailplane Efficiency Factor | Flap |
|-----------|-----------------------------|-------|
| 1 | 100% | 0 deg |
| 2 | 100% | 7 deg |
| 3 | 20% | 0 deg |
| 4 | 20% | 7 deg |

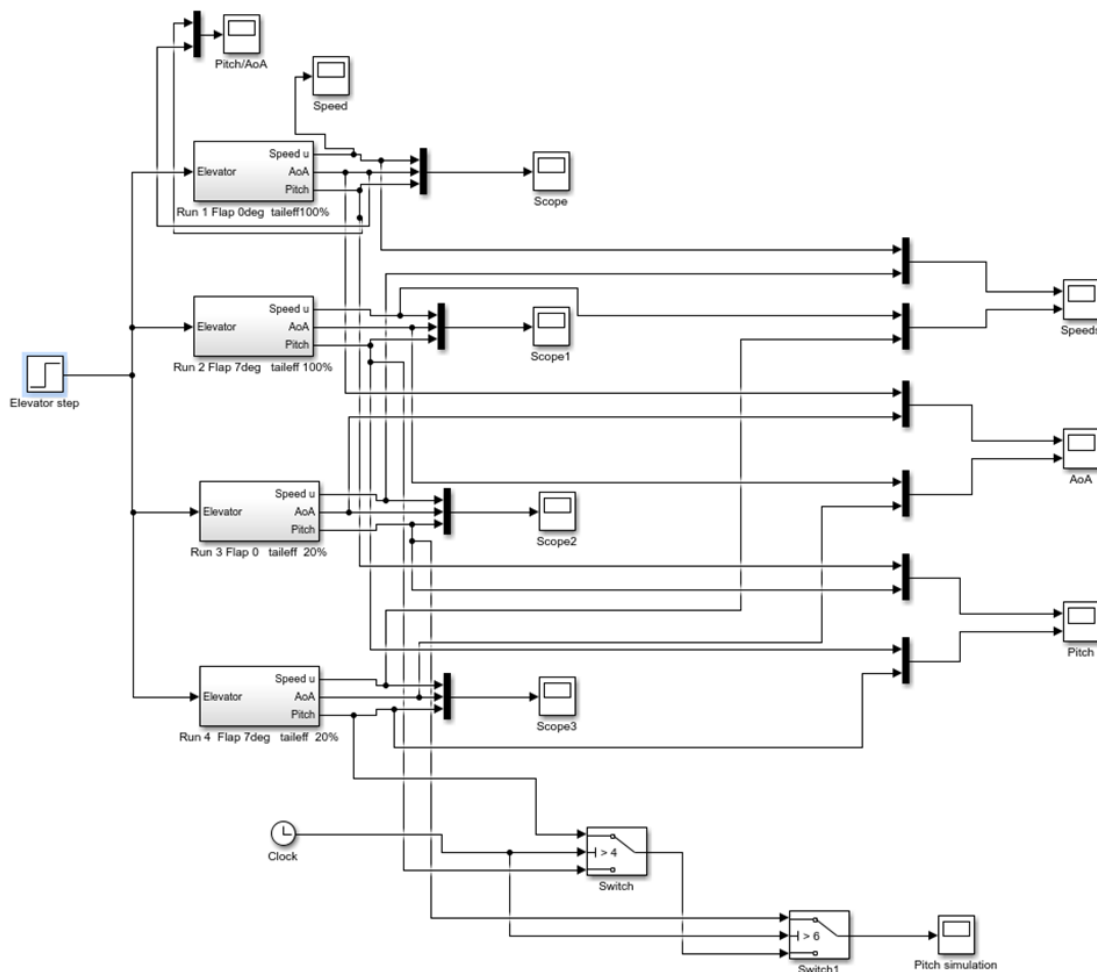


Figure 14, Simulink Switching Model

Figure 15 shows the results of a flap retraction following a tailplane stall. Initially, the tailplane efficiency is 100% and the flap angle is 7 degrees. At t=4 seconds, a tailplane stall is applied by a step reduction of 50% to horizontal tailplane efficiency, which destabilises the system response. The aircraft pitches down (-30 degrees) within 2 seconds. At t= 6 seconds, the retraction of flaps from 7 degrees to 0 degrees helps initially, but not sufficiently to stabilise the response with only 50% tailplane efficiency.

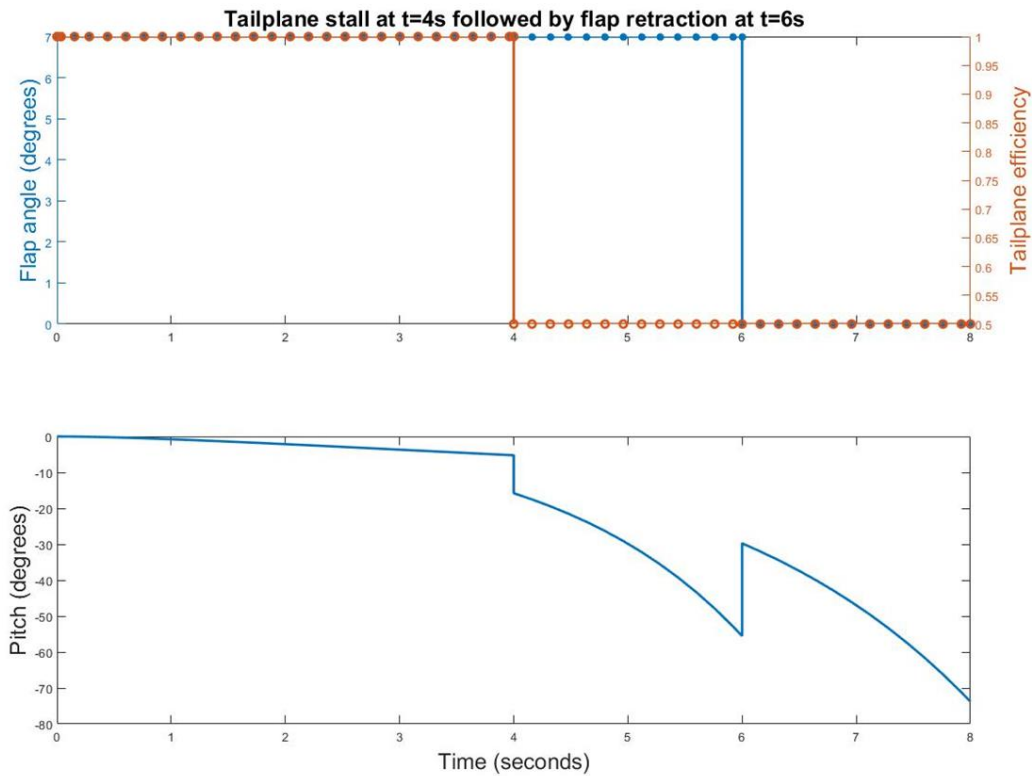


Figure 15, Pitch Response with Tailplane Stall then Flap Retraction

The effect of tailplane efficiency on the initial response to a 1 second elevator impulse is shown in figure 16. At 100% horizontal tailplane efficiency, a large 20deg elevator down during 1 second is needed to initiate a large magnitude but stable phugoid response, which is shown during the first 20 seconds for comparison purposes (Figure 16). At 50% efficiency, a 1 second 2-degree elevator down input destabilises the system with oscillations and at 20% efficiency, 1-degree elevator down is sufficient to produce very fast divergence without oscillations.

LOC-I Event Analysis

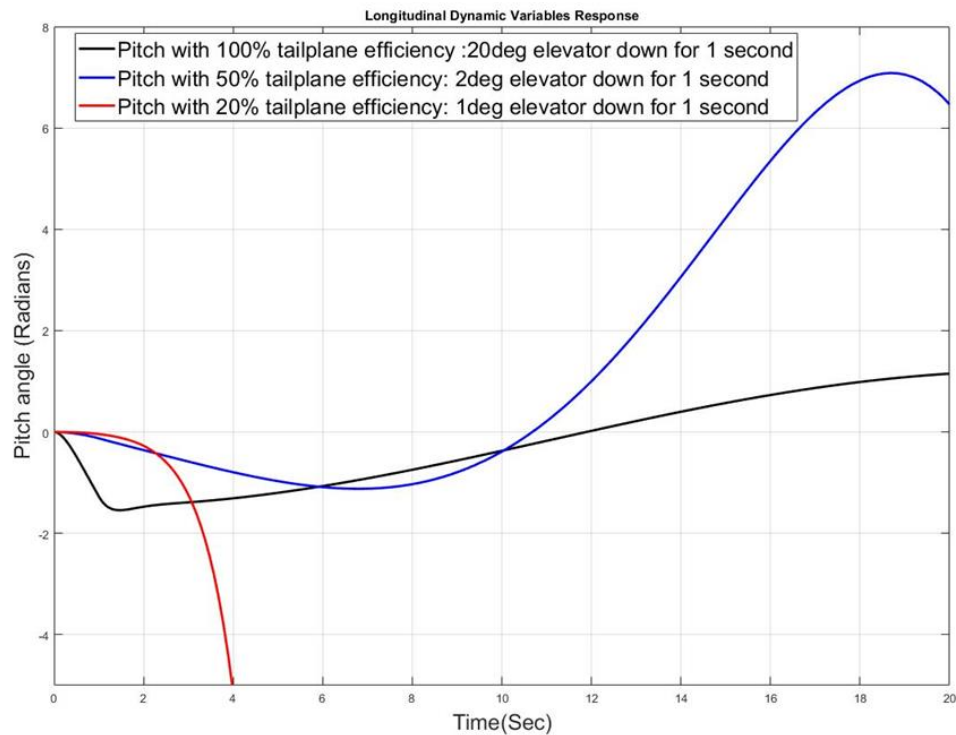


Figure 16, Pitch Response with Varying Tailplane Efficiency and Elevator Inputs

Load factor changes with 1 second elevator down commands for varying horizontal tailplane efficiencies were also presented (Figure 17). With 100% efficiency, load factor remains very close to 1 with a small elevator command, as expected. With 50% tailplane efficiency, load factor is reduced but changes are small. Major changes to load factor are however obtained with 20% tailplane efficiency and **negative G** is quickly reached in this case. This is believed to be closer to the conditions during the flight incident.

LOC-I Event Analysis

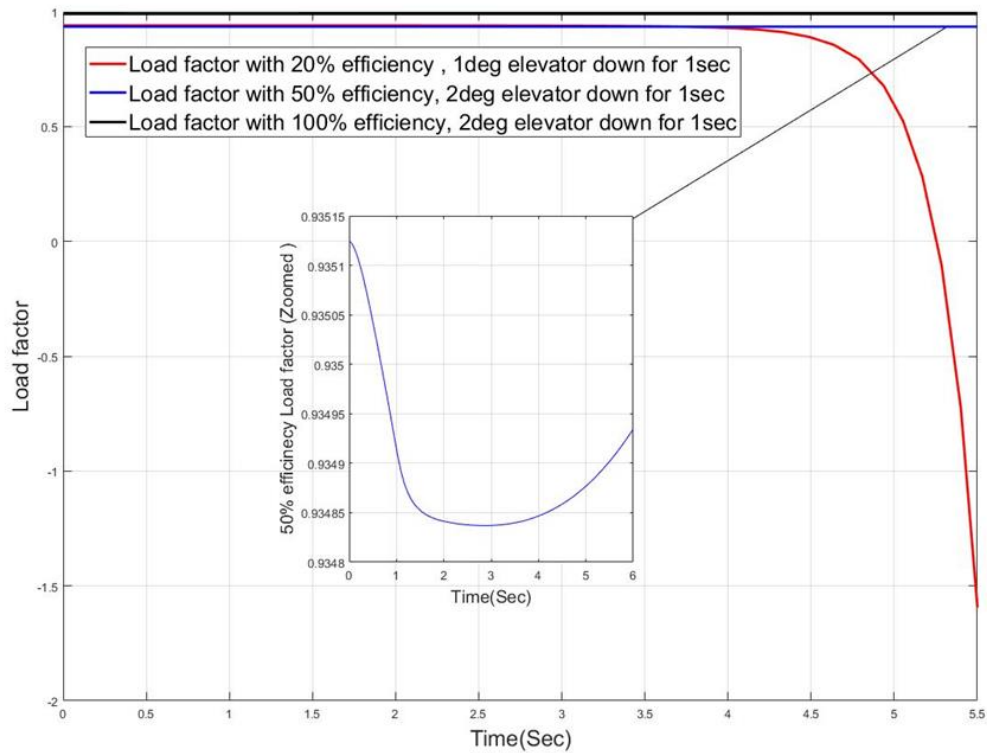


Figure 17, Load Factor with Varying Tailplane Efficiency and Elevator Inputs

7.4 Summary of Dynamic Stability Analysis

Theory using a generic business jet model (illustrative only) suggests that:-

- The aircraft pitch response to elevator commands is unstable when Tailplane Efficiency is 20%
- Flap retraction helps initially, but not sufficiently to stabilise the response with 20% tailplane efficiency
- A tailplane stall destabilises the system response

8 Conclusions

The aim of this study was to provide further insight into Loss of Control Inflight (LoC-I)/Upset events in icing conditions. The main objective was to identify the probable characteristics of a LOC-I/upset event due to tailplane icing for a 'generic business jet'. The lack of available stability, control and aerodynamic data for a specific aircraft make/model resulted in a 'generic business jet' model being used for all analyses. Therefore, it has not been possible to replicate exact aircraft dynamics as evidenced by FDR data using modelling & simulation techniques. Flight data analysis and weather reports were used to determine flight conditions to be assessed, static and dynamic stability was assessed using established flight dynamics theory and modelling.

The modelling and 'what-if' trends analysis does however illustrate similar trends to the recorded flight data, particularly in the case of a severe tailplane stall. The degradation/severity of tailplane aerodynamic characteristics due to icing was simulated using an assumed reduction in Tailplane Efficiency Factor and classical theory supported by a commercial aircraft design software package.

The results are applicable only for short time periods after a given disturbance since:

- A linearised flight model was used about a trimmed flight condition
- No pilot control inputs were available (e.g. yoke pitch/roll, rudder)
- No external (environmental) disturbance data were available (e.g. turbulence)

The results demonstrate that the 'generic business jet' aircraft used in the analysis is statically and dynamically stable when horizontal tailplane efficiency is greater than 80%. When horizontal tailplane efficiency is reduced to 20% (simulating a 'tailplane stall'), the aircraft is statically and dynamically unstable, smaller and shorter elevator commands produce large pitch responses and negative 'G' may be quickly reached within a short time period.

Appendix A – Model Verification

The following table was used for model verification. In a correct model, the state space based modal characteristics (Damping ratio, natural frequency of each mode) are meant to be close to the theoretical values, although not exactly the same because reduced order models are based on approximations. This is the case in this analysis.

Table A1, Model Verification

| | Mode damping ratio, natural frequency from full state space model | Theoretical damping ratio, natural frequency from reduced second order mode approximations |
|-----------------------|--|---|
| Damping ratio SPO | 0.5180 | 0.4298 |
| Natural frequency SPO | 3.6029 | 3.6269 |
| Damping ratio LPO | 0.0445 | 0.0593 |
| Natural frequency LPO | 0.1348 | 0.1349 |

Appendix B- Effects of Complete Loss of Tailplane (Indicative Only)

For preliminary insight into the loss of tailplane effectiveness a commercial flight simulation package and generic business jet flight model was used (Figures B1 & B2). A (negative) nose down pitching moment was observed with negative 'G' as a result of simulated total loss of the tailplane (Figure B3).

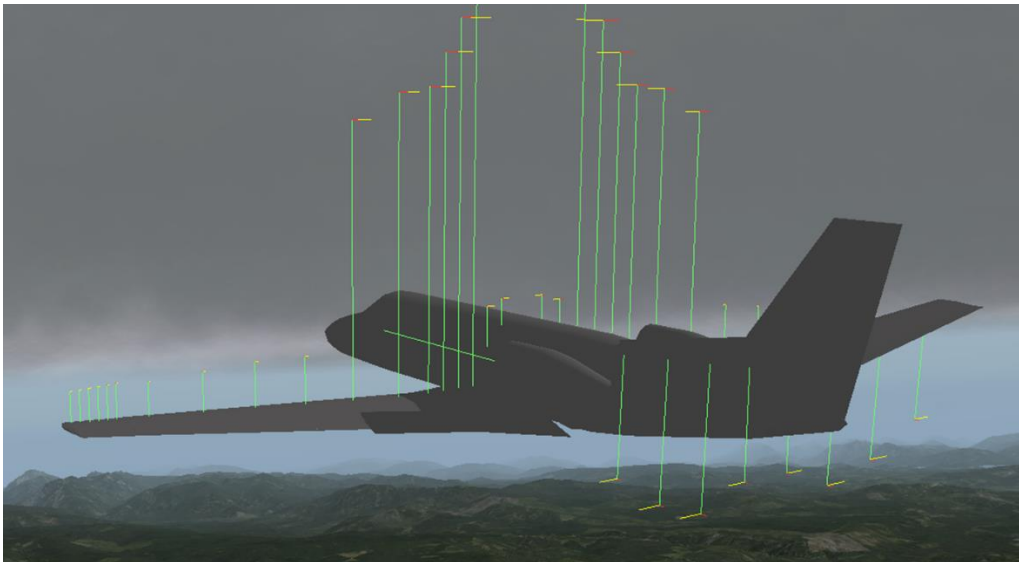


Figure B1, Aircraft with Tailplane (-ve) Lift

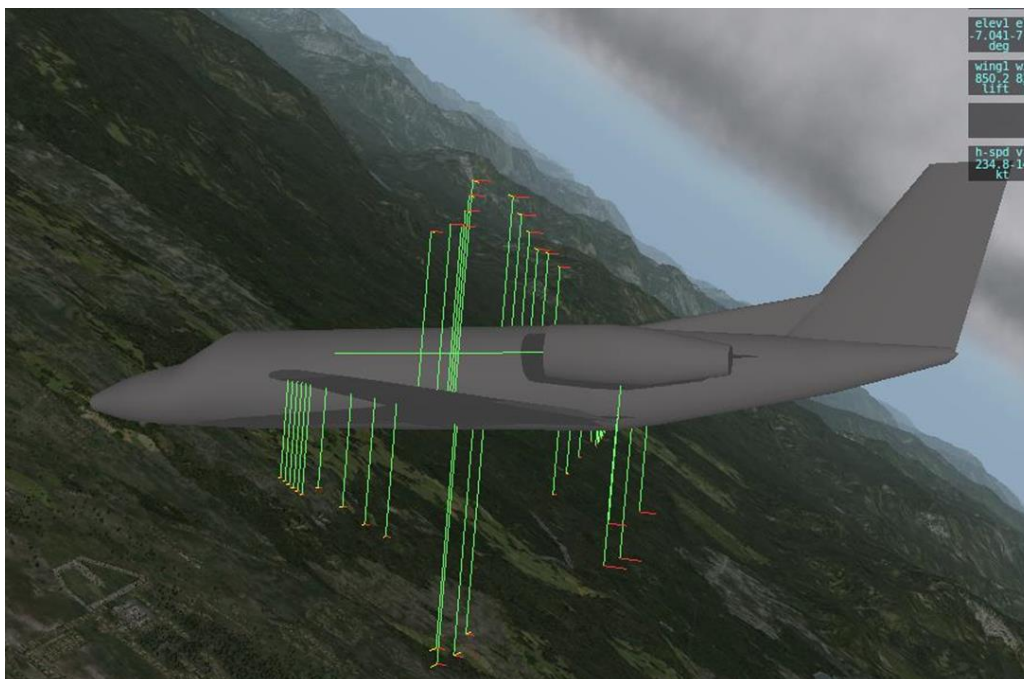


Figure B2, Aircraft without Tailplane (-ve) Lift

LOC-I Event Analysis

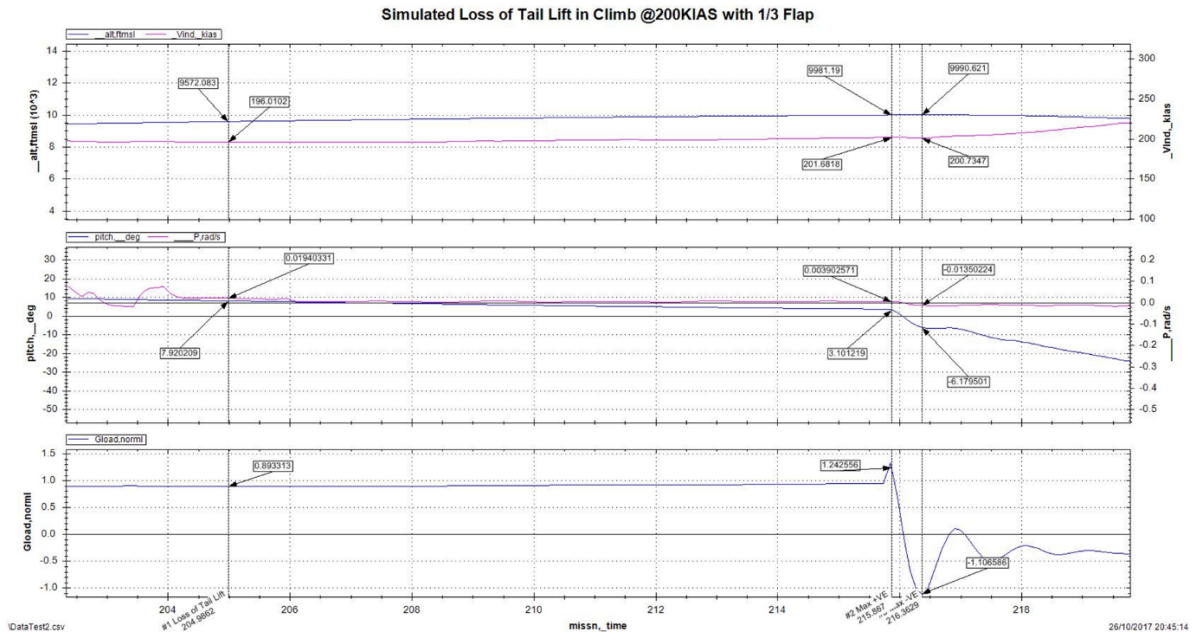


Figure B3, Normal 'G' before/after Tailplane Loss Max 1.24G/ Min -1.11G (Indicative only)

References

[1] Cook, (2013), *Flight Dynamics Principles*, 3rd Edition, Elsevier, Oxford, UK

[2] Gudmundsson (2014), *General Aviation Aircraft Design*, Elsevier, Oxford, UK