

FORELØPIG RAPPORT OM ALVORLIG LUFTFARTSHENDELSE VED SVOLVÆR LUFTHAVN HELLE 2. DESEMBER 2010 MED BOMBARDIER DHC-8-103, LN-WIU OPERERT AV WIDERØES FLYVESELSKAP AS

Denne rapporten er en foreløpig og ikke fullstendig fremstilling av SHTs undersøkelser i forbindelse med den aktuelle luftfartshendelsen. Rapporten kan inneholde feil og unøyaktigheter. Den endelige rapporten vil bli Havarikommisjonens offisielle dokument om hendelsen og undersøkelsen.

Luftfartøy:

- Type og reg.: Bombardier Inc. DHC-8-103, LN-WIU

Dato og tidspunkt: Torsdag 2. desember 2010 kl. 1818

Hendelsessted: Ca. 1,5 km nord-nordøst for terskelen til rullebane 19 på Svolvær lufthavn Helle (ENSH)(ca. N68°15'22" E14°40'44")

Værforhold iht. siste offisielle observasjon kl. 1750 lokaltid

METAR ENSH 1650 UTC 24030G44KT 8000 -SHRAGS FEW008 SCT012CB BKN014 05/03 Q1000

(Vind fra 240 grader, 30 kt, vindkast 44 kt, 8 km sikt, lette regn- og små-haglbyger, få skyer i 800 ft, spredte tordenskyer i 1 200 ft, brutt skydekke i 1 400 ft, temperatur 5 °C, duggpunkt 3 °C, QNH (lufttrykk) 1 000 hPa)

Lysforhold: Mørkt

Operatør: Widerøes Flyveselskap AS

Type flyging: Ruteflyging

Antall om bord: 38 (2 flygere, 1 kabinansatt og 35 passasjerer)

Personskader: Ingen

Skader på luftfartøy: Ingen

INNLEDNING

Statens havarikommisjon for transport (SHT) ble først gjort oppmerksom på hendelsen i desember 2012, to år etter at den inntraff. Foreliggende opplysninger ble da vurdert, og ytterligere opplysninger ble innhentet. Etter en vurdering konkluderte SHT i juni 2013 med at det inntrufne var å regne som en luftfartshendelse. Det ble ikke åpnet undersøkelse.

I februar 2015 var det stor oppmerksomhet om saken, og SHT vurderte at hendelsen kunne inneholde større læringspotensial enn først antatt. Beslutningen om ikke å foreta undersøkelse ble omgjort, slik bestemmelsene åpner for¹. SHT åpnet undersøkelse medio mars 2015. Basert på de innledende undersøkelsene har Havarikommisjonen omklassifisert hendelsen til alvorlig.

¹ I henhold til gjeldende bestemmelser kan SHT uten hensyn til tidligere avgjørelser beslutte å undersøke forhold ved en eller flere luftfartsulykker eller luftfartshendelser. SHT avgjør selv omfanget av undersøkelsen og hvordan den skal gjennomføres (jf. luftfartlovens § 12-13).

Opplysningene om hendelsesforløpet er hentet fra skriftlige rapporter fra besetningsmedlemmene, deres utdypende forklaringer og flygeregistratordata. Det har gått nesten fem år siden hendelsen skjedde, og det må tas forbehold om at dette har påvirket hukommelsen til de involverte.

I denne foreløpige rapporten velger SHT å begrense seg til å vurdere hendelsesforløpet ut i fra flygebesetningsmedlemmenes forklaringer og data fra flygeregistratoren med omgivelsene og de rådende vær- og siktforhold som bakteppe. SHT har innhentet vitneutsagn fra folk om bord i flyet og øyevitner på bakken og i tårnet. Utsagnene samsvarer godt med flygeregistratordata og den informasjonen flygebesetningen har gitt.

BESKRIVELSE AV HENDELSESFORLØPET

Første del av flygingen

Widerøes rute 814 (WIF814) fra Bodø lufthavn (ENBO) til Svolve lufthavn Helle (ENSH) 2. desember 2010 tok av kl. 1755. På dette tidspunktet blåste det sydvestlig sterk kuling med liten storm i vindkastene på bestemmelsesstedet. Vindretningen varierte, og det var bygeaktivitet og tordenskyer i området.

Underveis innhentet besetningen oppdaterte opplysninger om vinden på Helle. Da de etter ca. 20 minutters flyging var nesten fremme, hadde vindstyrken løyet slik at den ble vurdert å ha kommet under selskapets operasjonelle grense². Dermed kunne de påbegynne vanlig prosedyre ved sydvestlig vind, som er å fly en instrumentinnflyging ned under skyene (LOC 01), sirkle visuelt øst for plassen og lande på rullebane 19 mot syd (se kart og sirklingsløype i Vedlegg A).

Sikten under skyene var god, og de fikk lysene på flyplassen i sikte i god tid før de var kommet ned til minstehøyden. De påbegynte sirklingen og fulgte standard prosedyre, dvs. at de senket understellet, satte flapsen til 15° og justerte motor- og propellkontroller for landing (condition levers max). Autopiloten ble koplet ut før de svingte fra medvindsleggen (retning nordover) mot baseleggen (retning vest) i sirklingsløypa.

Rollefordelingen var at fartøysjefen (kapteinen) førte flyet (Pilot Flying, PF), mens styrmannen ivaretok de øvrige oppgavene (Pilot Monitoring, PM). Standard prosedyre i sirklingsfasen er da at PF ser ut og i all hovedsak baserer flygingen på visuelle referanser, mens PM overvåker instrumentene og kaller ut eventuelle avvik fra korrekt hastighet og flygebane.

På medvindsleggen (downwind) var fartøysjefen bevisst på at vinden ville føre flyet bort fra plassen og mot fjellene som var merket med hinderlys som ga hvite lysblink (se Vedlegg A). Styrmannen registrerte et fall i hastigheten, og kalte ut «Check speed». Fartøysjefen justerte motorkraften, men bare marginalt, siden han så og oppfattet at hastigheten ikke avvek merkbart fra det han hadde planlagt. Besetningen hadde ikke diskutert å øke flyhastigheten slik det ofte gjøres for å øke marginene i sterk vind og ved urolige vindforhold. Det var ikke spesielt sterk turbulens hverken underveis eller mens de fløy sirklingsløypa.

Fartøysjefens beskrivelse av den kritiske fasen

Fartøysjefen har forklart at han holdt normal hastighet og påbegynte svingen inn på «base» på vanlig sted, det vil si da han hadde fløyet forbi plassen og kunne se flyplasslysene skrått bak seg

² Ved variabel vind i sektoren 240-340 grader har Widerøe en selvpålagt restriksjon på 25 kt, inkludert vindkaststyrke siste 2 minutter

(ca. 45°). Det var helt mørkt, og han kunne hverken se horisonten eller konturer av sjøen under seg mens han svingte og fløy på «base». I denne fasen visste han at lysene fra flyplassen var synlig ut til venstre, og han kunne se de røde hinderlysene ca. 1 - 1,5 km nord for plassen foran seg. Intensjonen var å opprettholde sirklingshøyden (600 ft) til de hadde svingt inn mot finalen og hadde god posisjon for landing.

Fartøysjefen mente å huske at han ikke hadde startet svingen fra «base» og inn mot finalen da han registrerte første tegn til noe unormalt. Han oppfattet at hastigheten droppet betydelig og at flyet begynte å riste. På samme tid kalte styrmannen ut «Check speed». Fartøysjefen ga straks full motorkraft (100 %) og hevet nesen på flyet for å kompensere, men effekten av korreksjonene var ikke som forventet. Både hastigheten og høyden fortsatte å avta, og han følte at flyet falt eller ble presset nedover.

Fartøysjefen førte stikka forover for å forhindre steiling. Da han trakk stikka bakover igjen for å stige, aktiverte flyets «stick shaker» (mekanisme som får stikka til å riste kraftig som et forvarsel på steiling). Han skjønnte instinktivt at han måtte slakke litt av på opptrekket for å bygge opp mer hastighet først. Mens dette utspant seg, så han de røde hinderlysene foran seg. Han mente å huske at han kastet et blick på høydemåleren i denne fasen og så at den viste ca. 300 ft (ca. 90 m).

Fartøysjefen har beskrevet at han fokuserte på å sikte mot det ene røde lyset og «holde seg flatt», slik at hastigheten fikk bygge seg opp. Det fungerte, og han startet stigning og så at de kom til å passere i sikker høyde over lyset. Omtrent på dette tidspunktet, etter at han selv hadde fått opp god hastighet og flyet hadde begynt å stige, tok styrmannen uventet over stikka. Fartøysjefen har forklart at det etter hans syn ikke var nødvendig at styrmannen overtok, men han besluttet å ikke motsette seg dette.

Styrmannens beskrivelse av den kritiske fasen

Styrmannen har forklart at han overvåket instrumentene og hadde kalt «Check speed» først en gang på «downwind», og så en gang til et sted i sirklingsløypa. Han mente korreksjonene var for små, forholdene tatt i betraktning. Idet de svingte inn mot finalen, slo «stick shaker» inn. Han husket at han skvatt da stikka begynte å riste.

Styrmannen har beskrevet at han satt parat til å utføre håndgrepene som skal gjøres i en slik situasjon, men at forventet utkall og reaksjon fra fartøysjefen uteble. Det som så skjedde, var at nesen på flyet droppet markant, og han har beskrevet at han da «så rett ned i svarte havet». Han husket å ha sett et rødt lys på en holme under seg.

Styrmannen har forklart at han instinktivt grep stikka og dyttet motorkontrollene helt frem til de stoppet (power levers to «fire wall», ca. 116 %). Han husket at han trakk stikka bakover med begge hender, mens han tenkte at dette umulig kunne gå bra. Imidlertid begynte flyet etter hvert å stige, og de steg til sikker høyde og kom seg ut av situasjonen.

Videre hendelsesforløp

Kort oppsummert var det som skjedde videre, etter at styrmannen hadde overtatt kontrollene, at fartøysjefen inntok rollen som Pilot Monitoring. Han tok initiativ til å handle i henhold til prosedyrene for avbrutt innflyging. Det vil blant annet si at han hevet understellet og flapsen og justerte motorkraften. I denne fasen ble han klar over at de trolig hadde overbelastet motorene. Besetningen bestemte seg for å fly til Leknes, der det var bedre værforhold, og lande der. Begge flygerne mente det måtte være vinden som hadde påvirket flyet.

Nødvendig koordinering med lufttrafikkjenesten ble gjort før styrmannen ga en kort orientering til passasjerene. Han nevnte at de hadde påtruffet vindforhold som gjorde at innflygingen måtte avbrytes, og sa at de ville gå til Leknes. Fartøysjefen tok tilbake rollen som Pilot Flying, og flyet landet på Leknes ca. 23 minutter etter hendelsen. Passasjerene ble sendt med buss til Svolvær.

Begge flygerne har i ettertid gitt uttrykk for at de var rystet etter hendelsen. De hadde ulik oppfatning av hvor lavt de hadde vært. Fartøysjefen mente ca. 300 ft, mens styrmannen anslo at de kunne ha vært så lavt som 150-200 ft.

Flytekniske forhold

Ingen funn tyder på at tekniske feil eller uregelmessigheter ved flyet kan ha forårsaket hendelsen eller påvirket hendelsesforløpet.

FDR-data viser at både motorene og flyets struktur (vingene) ved hendelsen ble utsatt for høye belastninger. Belastningen av motorene var kortvarig over normalverdi, og var i henhold til vedlikeholdsdokumentasjonen ikke å betrakte som «overtorque». Flyet ble senere inspisert uten at det ble funnet tegn til strukturell overbelastning.

GJENNOMFØRTE TILTAK ETTER HENDELSEN

SHT er kjent med at det i ettertid er satt opp bedre sirklingslys på Svolvær. I tillegg er det montert ledelys på land og sirklingsløypa er utvidet, og det er installert dobbel PLASI³. Utnyttelse av turbulensvarsel er ytterligere et eksempel på forbedring. Svolvær lufthavn har fremmet planer om en ny vindmåler på Teisthaugen nord for rullebanen i forbindelse med budsjettprosessen for 2016.

Widerøe har vært en pådriver for tiltakene som er nevnt over. Selskapet har uttalt seg positivt om samarbeidet og responsen fra Avinor når det er behov for forbedringer av infrastruktur som kan bedre sikkerheten.

Gjennom sitt flysikkerhetsprogram (Flight Data Monitoring, FDM) har Widerøe dokumentert at forekomsten av uønsket høy krenkning⁴ i høyder fra 500 ft og ned til landing på Helle ble redusert etter endring av sirklingsløypa.

PRELIMINÆRE ANALYSER AV DATA FRA FLYGEREGISTRATOREN

Innledning

Den aktuelle flygeregistratoren (Flight Data Recorder, FDR) har ingen parametre som viser flyets geografiske posisjon og hastighet i forhold til bakken. Den registrerer heller ikke steiling eller aktivering av steilevarsel (stick shaker), eller fra hvilken side i cockpit input til flygekontrollene kommer fra. Taleregistratoropptak (Cockpit Voice Recorder, CVR) fra hendelsen foreligger ikke.

Flygeregistratoren har en rekke parametre som viser flyets nesestilling, krenkning, flyhastighet, høyde, stikkebevegelser, rorutslag, motorsetting, svingerate, akselerasjonskrefter m.m., som kan analyseres for å forsøke å fastslå hendelsesforløpet. Et utvalg av parametrene er plottet og vist i Vedlegg B.

³ Pulse Light Approach Slope Indicator. Dobbelt PLASI gir høyde-referanse i en større sektor omkring finalen

⁴ I høyder under 300 ft regnes krenkning over 15° som «excessive», og i høyder mellom 300 og 500 ft er grensen 30°

Data fra FDR viser at den kritiske fasen besetningen har beskrevet, der de gikk fra en opplevd normalsituasjon via en akutt faresituasjon til et opptrekk fra svært lav høyde over sjøen, utspilte seg i løpet av ca. 9 sekunder (Ref. Vedlegg B, FDR time 103196-103205). På det laveste var høyden ifølge radiohøydemåleren 83 ft (25 m).

I grove trekk viser FDR at flyet i utgangspunktet befant seg i normalsituasjon, i overgangen mellom «base» og «final» (heading ca. 230 grader). Flyet hadde korrekt høyde (indikert barometrisk høyde 700 ft (ref. fotnote 6), radiohøyde ca. 350 ft) og flyhastighet for aktuell masse i vindstille forhold (flyets masse er anslått til ca. 14 800 kg). Hastigheten falt først ca. 15 kt, og var på vei opp igjen da den plutselig falt fra 100 kt til 74 kt, som er en kritisk lav verdi.

Flyet mistet ca. 270 fot i løpet av 8 sekunder. Preliminære analyser av grafene fra flygeregistratoren tyder på at flyet i løpet av disse sekundene ble utsatt for markante ytre påvirkninger. Fartøysjefens reaksjon og korreksjon av både flygestilling og motorkraft synes å ha avverget steiling. Det påfølgende opptrekket avverget etter all sannsynlighet kollisjon med sjøen.

Hastighetstap og korreksjon

Registreringene viser hurtig og betydelig variasjon i g-krefter (turbulens) som varer i flere sekunder. Vertikalakselerasjonen svinger gjentatte ganger ned mot ca. 0,5 G, noe som vil oppleves som om flyet faller. Samtidig vises variasjoner i hastighet uten tilhørende kontrollutslag, noe som tyder på vindskjær.

FDR-data (Vedlegg B) bekrefter et markant hastighetstap og viser at flyet samtidig krenget 17° mot venstre. Tendensen til økt krenkning ble i første omgang delvis parert med balanseror, og motorkraften ble raskt økt til maksimum (100 %), samtidig som nesepartiet på flyet ble hevet til ca. 10 grader.

Krenkningen mot venstre vedvarte, og varierte mens hastigheten sank og motorkraften økte. Mens opptrekket pågikk, idet flyet passerte 150 ft radiohøyde på vei nedover, ble det registrert 26 grader krenkning mot venstre.

Motorøkningen skulle isolert sett gitt økt løft og fått flyet til å stige, men hevingen av nesepartiet kan ha bidratt til å motvirke den gunstige effekten (økt angrepsvinkel øker indusert luftmotstand). Dataene viser at flyhastigheten fortsatte å falle, og at den falt til 72 kt, som er ca. 5 kt lavere enn flyets steilehastighet.

FDR-registreringene viser at stikka ble ført hurtig forover da hastigheten er på det laveste. Dette er forenlig med fartøysjefens uttalelse om at han senket nesene på flyet. Den resolute stikkebevegelsen forover førte nesepartiet på flyet markant nedover, fra ca. 10 grader over til ca. 14 grader under horisonten i løpet av 2 sekunder. Tendensen til fall i flyhastighet snudde i denne fasen, og flyet akselererte kontinuerlig til situasjonen var avklart.

Vurdering av hvorvidt flyet steilet

De til dels betydelige variasjonene i g-verdiene i den kritiske fasen, med svingninger lavere enn 1 G, indikerer ytre påvirkning/uroelig luft. Samtidig som det er store variasjoner i nesestilling (pitch) og gjennomsynkningen er tilnærmet konstant, viser g-belastningen små utslag, omkring 1,2 - 1,3 G, mens nesepartiet føres ned og i første del av opptrekket.

Ved steiling i stille luft, forventer man å se en markant reduksjon i g-belastning. Det er verd å merke at verdiene ikke gikk ned under 1 G i forbindelse med at nesepartiet droppet, og at ingen av variasjonene utmerket seg spesielt.

Kurven som viser endringer i vertikalakselerasjon er ikke på noe stadium i overensstemmelse med det mønsteret av endring som man forventer å se ved steiling i stille luft. Konklusjonen SHT har kommet frem til i samråd med eksperter fra flyfabrikanten Bombardier, er at variasjonene skyldtes urolig luftstrøm, og at flyet ikke på noe tidspunkt steilet.

Opptrekk

Data fra FDR viser at opptrekket startet umiddelbart etter at stikka først var ført hurtig forover fra en posisjon ca. 10 grader bak og til en posisjon ca. 9 grader foran nøytral (stikkebevegelsen tok ca. 0,4 sekunder) idet radiohøydemåleren viste 220 ft. Nesepartiet på flyet var fortsatt ca. 8 grader over horisonten da opptrekket ble påbegynt. Det hadde med andre ord på det tidspunktet bare så vidt begynt å senke seg fra utgangspunktet på 10 grader opp.

FDR-data for stikkeparameteren viser at opptrekket varte i ca. 3 sekunder (ref. Vedlegg B, Time 103200,3 – 103203,2). Raten stikka bevegges bakover med (hastigheten på vinkelutslaget på rattstammen) kan leses av på grafen. Fra utgangsverdien endres raten et par ganger med ca. et halvt sekunds mellomrom (fra ca. 14°/sek, reduksjon til ca. 10°/sek, etterfulgt av økning til 24°/sek), før raten avtar i forbindelse med utflating.

Opptrekket avrundes etter 3 sekunder, i det stikka nærmer seg bakre begrensning. Bevegelsen på nesepartiet følger stikkebevegelsen, men som følge av treghetsmomentet (inertia) kommer responsen med ca. 1,5 sekunders forsinkelse. G-kreftene (vertikal akselerasjon) stiger også mer eller mindre parallelt med nesepartiets bevegelse, altså med 1,5 sekunders forsinkelse i forhold til draget i stikka. Maksimalverdien på 2,7 G nås 1,5 sekund etter at stikka føres fremover igjen for utflating.

De 3 sekundene opptrekket varer, beveger nesepartiet på flyet seg kontinuerlig. Nesepartiet går fra ca. 8 grader over horisonten, ned til 14,3 grader under horisonten og opp igjen omtrent tilbake til utgangsstillingen på ca. 10 grader over horisonten. Hele denne «bukkebevegelsen» tar ca. 4 sekunder. Rotasjons hastigheten på nesestillingen mens flyet «bukker» er omtrent den samme både på vei ned og opp; ca. 12°/sek.

SHT har sammenholdt besetningens forklaringer med FDR-data, og mener å kunne identifisere det mest sannsynlige tidspunktet for overtakelsen av stikka. Tidspunktet som utpeker seg er ca. 2 sekunder før motorkraften økes over maksimum (Time 103201,3). Dette er samtidig med at rotasjonsraten i opptrekket endres for andre gang, og i samme tidels sekund⁵ som det registreres en markant endring i stikkebevegelsen for balanseror. Dette balanserorsutslaget er ytterligere en indikasjon på at en hånd tar tak i stikka for å trekke den bakover. Havarikommisjonens vurderinger på dette punktet sammenfaller med vurderinger som flyfabrikanten Bombardier har gjort.

Justering av motorkraft

Data fra flygeregistratoren viser at flyet akselererte kraftig i lengderetningen da det ble gitt full motorkraft (fra ca. 42 % til ca. 100 % på ca. 3 sek). Ytterligere økning i motorkraft, fra 100 % og opp til ca. 116 %, er registrert 3-4 sekunder senere. Første økning kom før nesepartiet ble dyttet forover med stikka, mens andre økning (fra ca. 100 % til ca. 116 % på ca. 1,5 sek) initieres idet

⁵ med forbehold om ulik sampling rate på parametrene.

stikka nærmer seg bakre begrensning (mekanisk stopp) og nesepartiet passerer 10 grader under horisonten i rotasjonen på vei oppover.

Høydetap og registrert minsthøyde

Data fra radiohøydemåleren, som måler korteste avstand til terrenget under flyet, viser at den dramatiske endringen av nesestillingen ikke påvirket raten på høydetapet nevneverdig. Høyden over sjøen avtok hurtig, jevnt og vedvarende i de kritiske sekundene (rate på over 2 200 ft/min). Laveste registrerte høyde var 83 ft (25 m) over bakken.

Ifølge Bombardier er FDR-parameteren for trykkehøyde som er vist i Vedlegg B identisk med det flygerne ville ha sett på høydemåleren i cockpit⁶. Det betyr at indikasjonen trolig viste feil (for høye verdier) i hele den kritiske perioden. Feilen var størst idet nesepartiet ble dyttet forover og ved starten av opptrekket. Bombardier har bekreftet at feilen skyldes at sensorene, som er plassert under frontvinduene på flyet, har vært utsatt for raskere endringer i luftstrømmer enn instrumentet er konstruert for å kunne måle.

HAVARIKOMMISJONENS VURDERINGER

Innledning

Hendelsen oppstod trolig som følge av at flyet plutselig ble påvirket av betydelige variasjoner i vindretning og/eller vindstyrke. Vindforholdene påvirket sannsynligvis flyet også i de sekundene besetningen hadde til rådighet for å gjenvinne kontrollen. Opplysninger om observert vind gjør at SHT mener flyet kan ha blitt utsatt for et kraftig vindskjær, for eksempel som følge av plutselig bortfall av motvind eller sågar medvind som følge av vindkast fra en tordenbyge i området. Det kan også tenkes at en eventuell vindbyge kom i uheldig kombinasjon med mekanisk turbulens i området som følge av at det blåste sydvest sterk kuling.

En mer inngående vurdering av vind, turbulens og farer med å foreta innflyging og landing under slike forhold, vil følge i den endelige rapporten. En slik ytre påvirkning kan forklare det markante hastighetstapet som ikke lot seg parere til tross for hurtig korleksjon.

Operative forhold

Fartøysjefen og styrmannen har i all hovedsak lik oppfatning av hendelsesforløpet inntil hastighetstapet oppstod i svingen. De har også gitt nokså sammenfallende forklaringer om hva som skjedde under utklatingen, etter at kontrollen definitivt var gjenvunnet.

Havarikommisjonen vil oppsummere sprikene mellom besetningsmedlemmenes forklaringer på denne måten:

Fartøysjef	Styrmann
<ul style="list-style-type: none"> • Ga full motorkraft og senket nesen på flyet da det mistet hastighet og begynte å riste • Holdt flyet bevisst nede og akselererte i sikker høyde mot et rødt hinderlys • Hastigheten økte og stigning var initiert før styrmannen unødvendig tok over kontrollene. 	<ul style="list-style-type: none"> • «Stick shaker» kom på • Nesen senket seg som følge av ytre påvirkning, uten at korrektive tiltak ble iverksatt fra fartøysjefens side • Tok instinktivt over kontrollene for å avverge kollisjon med havet.

⁶ SHT vurderer at spriket mellom trykkehøydemåleren og radiohøydemåleren er større enn man skulle forvente, og ikke i samsvar med besetningens forklaringer, og vil undersøke dette nærmere.

FDR-data gir ikke fullverdig verifikasjon, men Havarikommisjonen mener å ha funnet forklaringer på de viktigste forskjellene gjennom å analysere parametrene som foreligger. Et sentralt punkt er forsinkelse som følge av treghetsmoment (inertia) i flyets bevegelse. Dette kan ha kamuflert at fartøysjefen allerede hadde iverksatt de tiltak som styrmannen satt og ventet på. Det er korrekt at nesen var under horisonten og at flyet fortsatt tapte høyde da motorkontrollene ble ført helt frem til stopp, men på det tidspunkt SHT mener å ha identifisert at styrmannen grep inn, var stikka allerede ført betydelig tilbake og tendensen var snudd.

SHT vil understreke at tilgjengelige data ikke gir grunnlag for å si noe sikkert om hvordan situasjonen ville ha utviklet seg videre dersom styrmannen ikke hadde grepet inn. Tendensen til høydetap var snudd, og etter SHTs vurdering vil hypoteser om hva som kunne endret utfallet dersom en eller flere av faktorene i dette komplekse bildet endret seg, være spekulasjoner. Det er ikke mulig å vite hvordan fartøysjefen ville beveget kontrollene dersom han fikk beholde dem selv.

Den høye G-kraften og lave høyden over sjøen viser at marginene var små. Det er viktig å merke seg at det i en opplevd kritisk situasjon var korrekt av styrmannen å gripe inn. I dette tilfellet utviklet ting seg usedvanlig raskt, og den kritiske fasen var svært kort. Besetningsmedlemmene kan ha oppfattet både tiden og trusselen forskjellig.

SHT kan i denne foreløpige rapporten kun konkludere med at omstendighetene og utfallet viser at besetningen lyktes med å avverge en kollisjon med sjøen da de ble utsatt for et kraftig vindskjær i lav høyde.

Sannsynlighet for sanseillusjoner

Havarikommisjonen vurderte at faren for sanseillusjoner var stor i dette tilfellet, siden fartøysjefen fløy visuelt uten synlig horisont og i stummende mørke. Spesielt kunne den kraftige longitudinale akselerasjonen ved første gangs økning av motorkraften tenkes å ha ledet til såkalt somatogravisk illusjon, en falsk følelse av at nesen på flyet hever seg. En eventuell illusjon kan forklare en del tilsynelatende motsetninger og forhold som ellers ikke virker logiske i denne saken. Konkret tenkes det her på hvorfor besetningen ikke oppfattet hvor lavt de faktisk var, hvorfor de reagerte som de gjorde da de ble utsatt for et vindskjær og hvorfor de satt igjen med ulik oppfatning av hva som skjedde.

SHT engasjerte Flymedisinsk institutt (FMI), som har spesialkompetanse på emnet, for å få en beskrivelse av mulige involverte sanseillusjoner og sannsynligheten for at de inntraff. En foreløpig rapport fra FMI følger som Vedlegg C. Rapporten konkluderer med følgende:

Ut i fra tilgjengelige data viser foreløpig analyse at forholdene lå til rette for at PF kan ha opplevd en somatogravisk illusjon, både i fasen før han rettet stikka fremover (sekund 103199) og mens flyet akselererte med nesen ned mot havoverflaten (sekund 103200-103202). Dette kan ha påvirket ham til å holde nesen lavere enn han hadde gjort med gode visuelle referanser. Styrmannens oppfattelse av situasjonen ville sannsynligvis i mindre grad vært preget av illusjonskreftene, da han i større grad hadde fokus på flyinstrumentene. I hvilken grad dette faktisk påvirket flygingen kan ikke fastslås sikkert, men kreftene som kan skape en slik illusjon var til stede i det aktuelle tidsrom.

Mekanismene er kort forklart i vedlagte rapport fra FMI. Havarikommisjonen vil drøfte dette temaet mer inngående i den videre undersøkelsen.

AKTUELLE SIKKERHETSSPØRSMÅL

Utfordrende vær- og vindforhold ved kortbaneoperasjoner har vært tema i en rekke tidligere rapporter fra SHT, og er et sentralt tema også ved denne undersøkelsen. Det er i denne sammenheng også naturlig å peke på avveiningene mellom regularitet og sikkerhet på kortbanenettet. SHT vil henlede oppmerksomheten til [Rapport SL 2009/22](#) om luftfartsulykke på Hammerfest lufthavn 1. mai 2005 med Widerøe's DHC-8-103, LN-WIK. Rapporten drøfter både vindforhold, regularitet og forhold knyttet til kortbanekonseptet.

I den videre undersøkelsen av hendelsen i Svolvær, vil SHT vurdere risikohåndtering og sikkerhetsmarginer ved sirkling i mørke uten synlig horisont og uten synlige konturer på bakken. Faren for sanseillusjoner ved slike operasjoner, og selskapets håndtering av denne risikofaktoren, vil bli viet oppmerksomhet.

Statens havarikommisjon for transport

Lillestrøm, 21. august 2015

ENSH/SVJ
HELLE

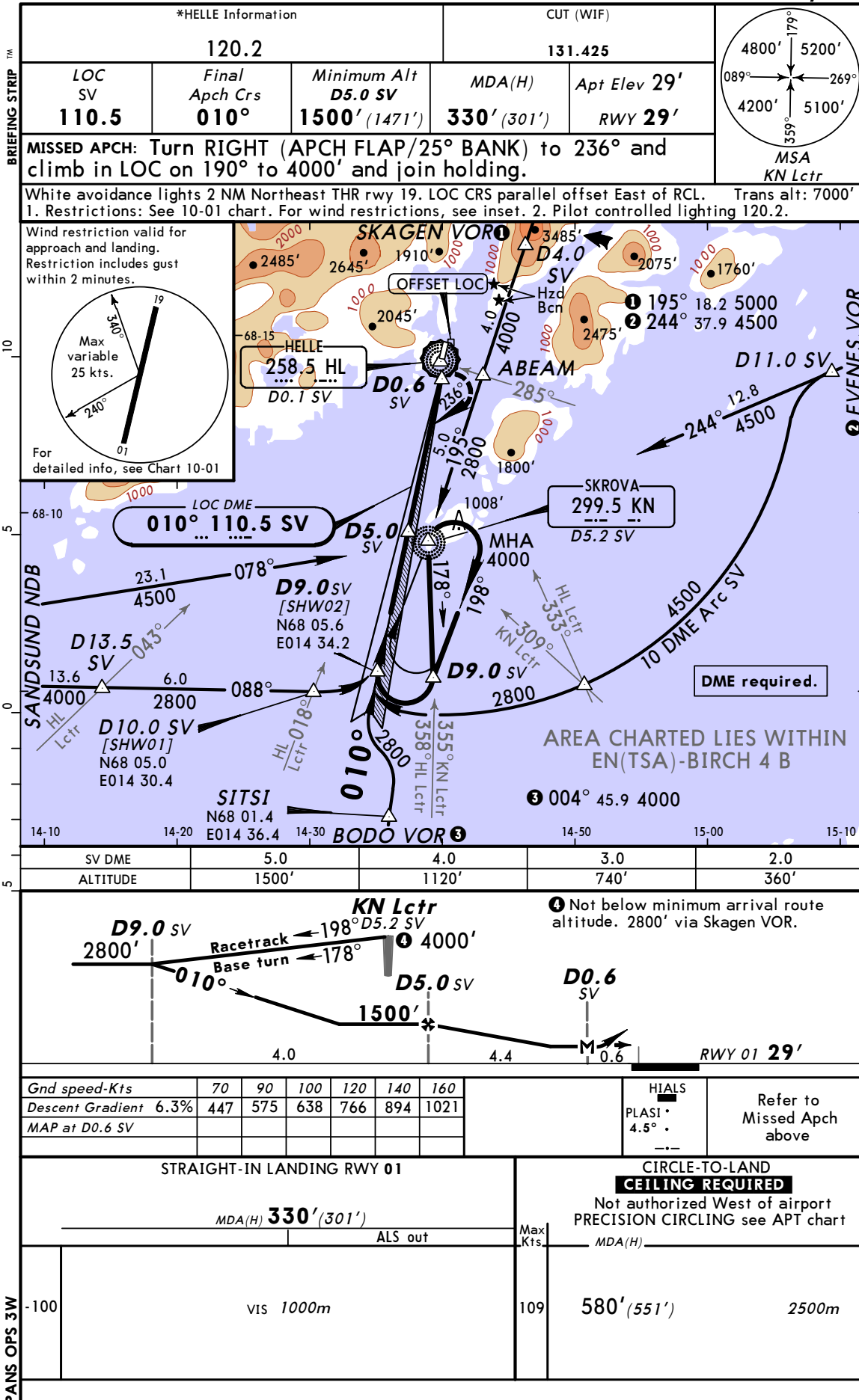
widerøe

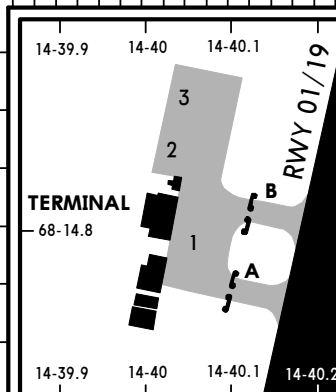
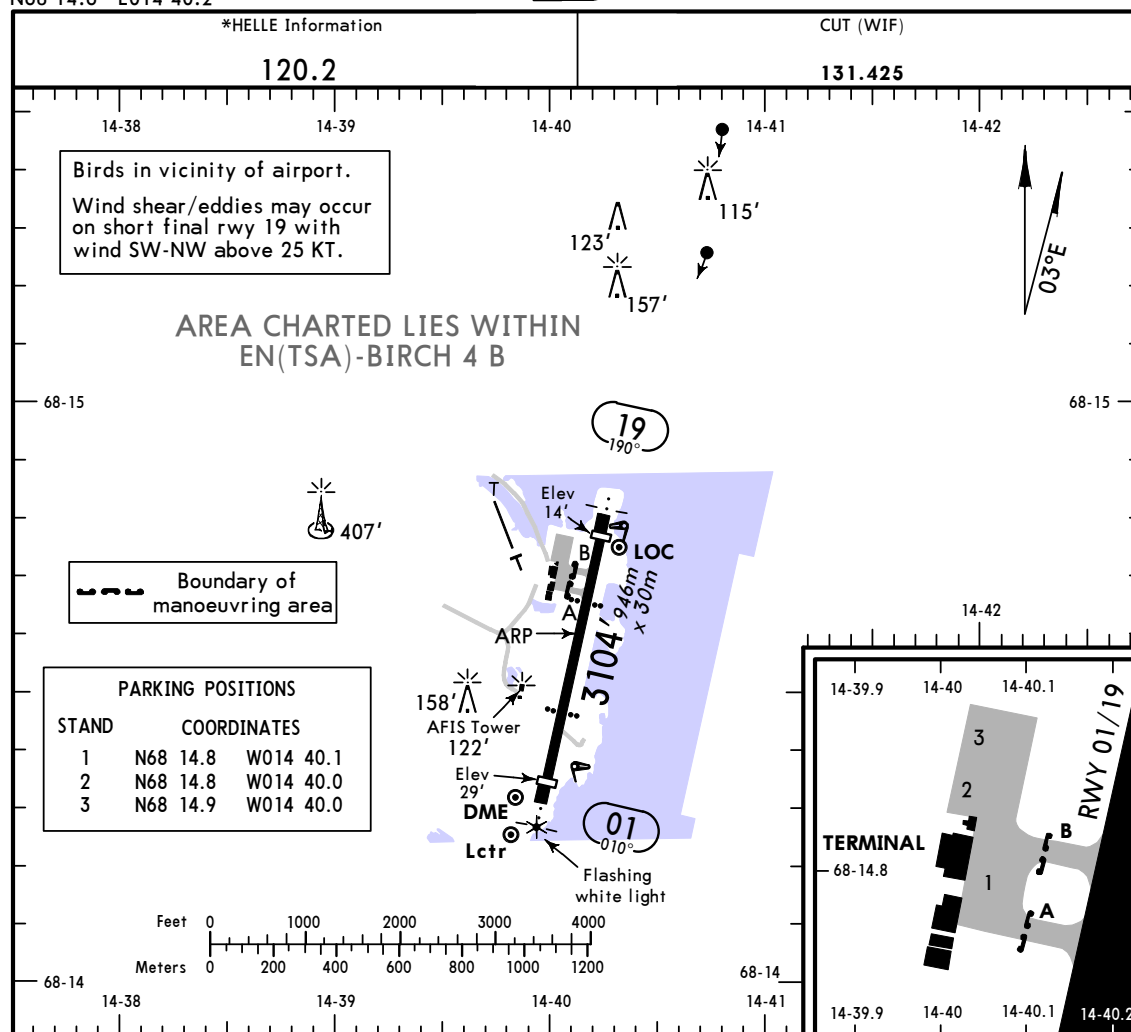
2 JAN 09

11-1

Eff 15 Jan

SVOLVAER, NORWAY
LOC Rwy 01

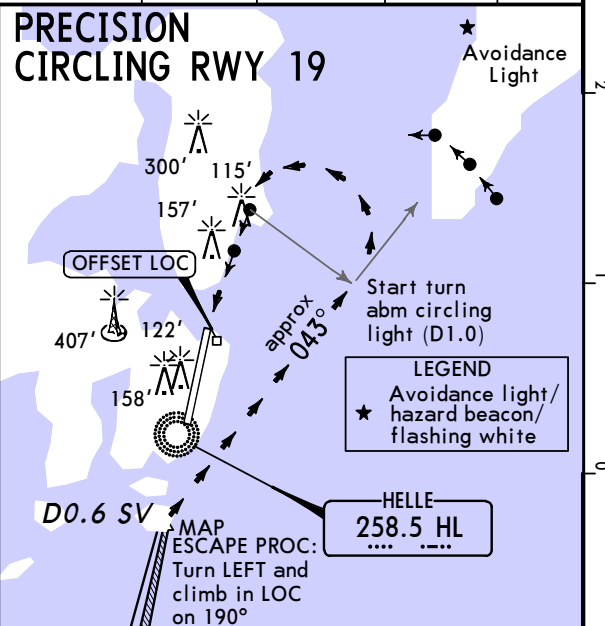




ADDITIONAL RUNWAY INFORMATION

RWY		USABLE LENGTHS	LANDING BEYOND		TAKE-OFF	SLOPE %
			Threshold	Glide Slope		
01 19	② HIRL (50m) CL (50m) ② HIALS ④ PLASI-L (4.5°, MEHT 22') GAL	grooved RVR	2644' 806m		2874' 876m	-0.63
	② HIRL (50m) CL (50m) ② HIALS ③ SFL ⑤ PLASI-L (4.5°) GAL	grooved RVR	2546' 776m		2776' 846m	+0.63

- ① Anti skid surface.
- ② Activate on 120.2 when HELLE Information inop. Key mike continuously 5 sec.
- ③ From 1402m to 825m from THR (3 elements).
- ④ Obstacles penetrates the obstacle clearance surface 886'(270m) in front of thresh 01 and 164'(50m) West of runway centerline.
- ⑤ Restricted to max D5.0 SV.



CHANGES: Circling lights.

© JEPPESEN, 1999, 2010. ALL RIGHTS RESERVED.

Merk: Kartet som er vist ble utgitt etter hendelsesdatoen. (Korrekt kart har hittil ikke latt seg oppdrive).

FDR-data

Acronyms and Abbreviations

AFM	Aircraft Flight Manual
CET	Central European Time
FDR	Flight Data Recorder
ICAO	International Civil Aviation Organization
KCAS	Calibrated Airspeed in knots
LWD	Left-wing down
MSN	Manufacturer Serial Number
RWD	Right-wing down
TED	Trailing-edge down
TEU	Trailing-edge up
V_{MCL}	
UTC	Coordinated Universal Time (Zulu Time)
V_{FE}	Maximum flap extended speed
	Minimum control speed, landing
V_{REF}	Landing reference speed

Factual Observations

Based on a review of the relevant flight data from the FDR, as presented in **Figure 1** and **Figure 2**, the following factual observations can be made in chronological order (sample times are in seconds):

- (1) The aircraft was configured with flap 15 for approach and throughout the period of this analysis.

- (2) From sample time 103190.0 through 103196.0, the aircraft magnetic heading decreased from 239 to 233°, radio altitude decreased from 409 to 354 ft, and roll attitude decreased from -2° to -16° (LWD), indicating the aircraft was on a circling approach to runway 19. Airspeed is between 107.4 and 110.0 KCAS while the V_{REF} at incident flap setting and estimated weight is 100 KCAS. From the radio altitude during this period, the rate of descent is calculated to have averaged 552ft/min and is consistent with a 3° approach.
- (3) From sample time 103196.1 to 103197.1, the airspeed decreases from 110.5 to 94.0 KCAS. During this period of time, longitudinal acceleration experiences little variation, remaining below 0.1 g while vertical acceleration decreases from 0.9 to 0.6 g.
- (4) At sample time 103197.0, engine 1 and 2 torque are both at 42.0% and increase to 97.5% and 99.9%, respectively 3.0 seconds later. Normal engine torque operating range is 0-97.5%. Correspondingly, longitudinal acceleration is seen to increase from 0.1 to 0.5g during this period. Left and right elevators are at 6.0° and 2.2° respectively and ramp up to 9.8° and 6.3° 2.3 seconds later.
- (5) At sample time 103198.1, the speed has risen to 99.4 KCAS, but begins dropping rapidly. Pitch attitude is 5.9° nose up and increasing. The vertical acceleration is 0.6 g.
- (6) At sample time 103199.3, the elevators travel TED for approximately 1.0 second before reversing sharply.
- (7) At sample time 103199.8, airspeed drops below 76.5 KCAS, the estimated stall speed for the aircraft based on the AFM at the incident flap settings and estimated weight. The aircraft remains below the declared stall speed for approximately 0.7 seconds, decelerating to its lowest point of 72.0 KCAS at 103200.1. According to the AFM, V_{MCL} for the aircraft is 74.0 KCAS.
- (8) At sample time 103199.9, the pitch attitude is 9.3° nose up and begins dropping.
- (9) Between sample time 103200.3 and 103203.3, the left and right elevator deflections move TEU from -4.4° and 1.7° to 20.9° and 17.7° respectively. Speed increases from 72.7 to 127.7 KCAS while the rate of descent is calculated to be 2240ft/min over this span of time

- (10) Between sample time 130201.9 and 103202.2, vertical acceleration is 0.4 g during which the pitch attitude is between 14.0 and 14.4° nose down.
- (11) The lowest nose down pitch attitude of 14.7° is reached at sample time 103202.4 and begins nosing up.
- (12) From sample time 103202.5 to 103204.9, the pitch attitude increases from 14.3° nose down to 11.2° nose up where it steadies. At sample time 103203.3, the elevator deflections begin to reduce.
- (13) At sample time 103203.2, engine torque, having slowly increased over the previous 3.2 seconds to 104-5% now begins to ramp up. By sample time 103205.7 it is at 116% and remains at around 115% for the remainder of the analysis. Cautionary range for engine torque is 97.5-112.5%. During the interval which the torque is ramped up, airspeed climbs from 127.7 to 151.0 KCAS. V_{FE} at flap 15 is 148 KCAS according to the AFM.
- (14) At sample time 103204.4, the minimum radio altitude of 83 ft was reached.
- (15) At sample time 103204.5, the vertical acceleration reaches the maximum incident value of 2.7 g. According to the AFM, the maximum maneuver load limit with flaps extended is 2.0 g (2.5 g with flap retracted).
- (16) Between sample time 103204.4 and 103208.4, radio altitude increases from 83 to 212 ft at an average calculated rate of climb of 1935 ft/min. Airspeed settles at around 150 KCAS beginning at 103205.1 and the pitch attitude reaches 11.3° nose up and settles. The left and right elevator deflections settle at 3.9° and 0.7°, respectively, beginning at 103205.3, varying no more than 2° for the remainder of the analysis.

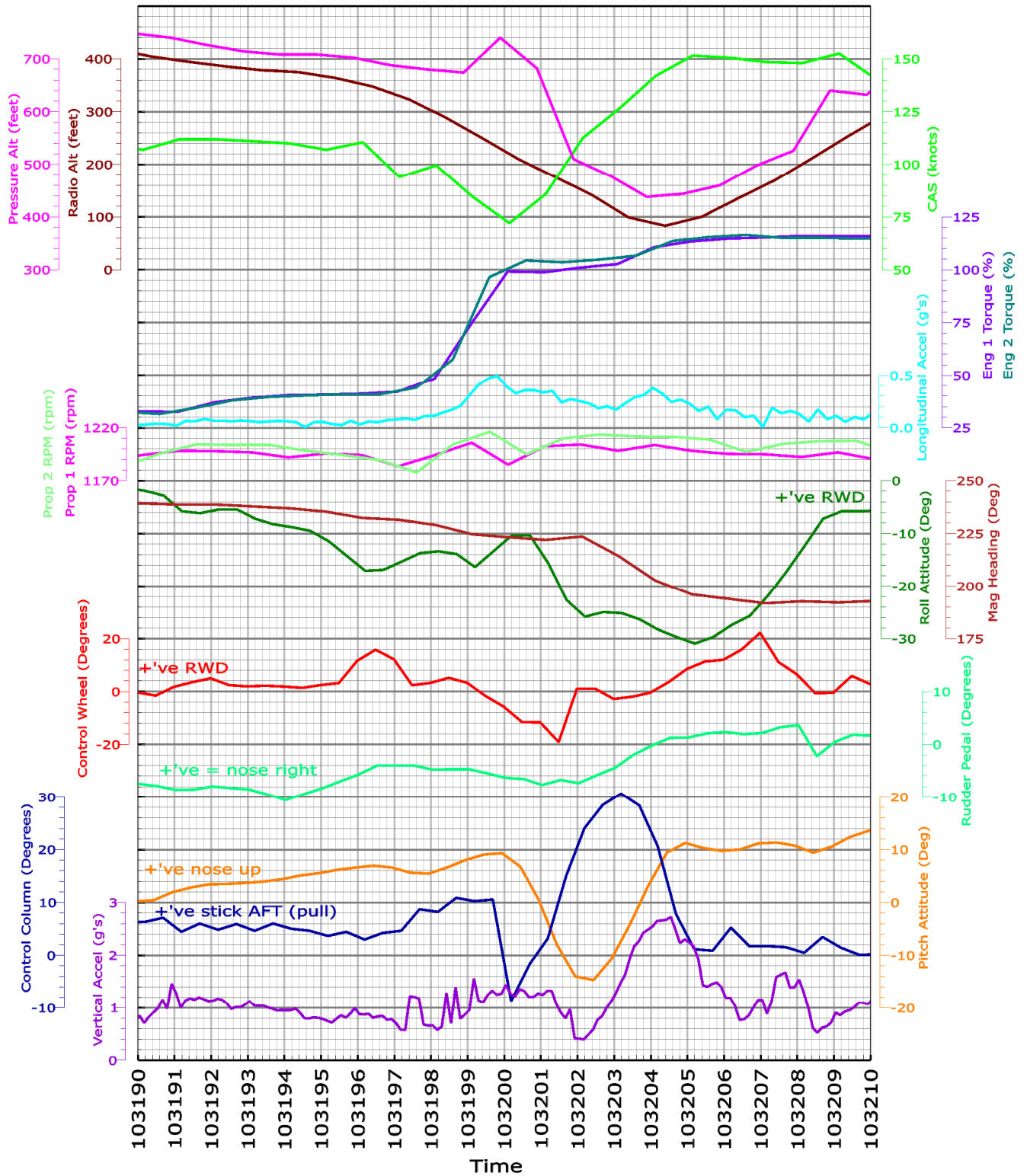


Figure 1: LN-WIU FDR Overview

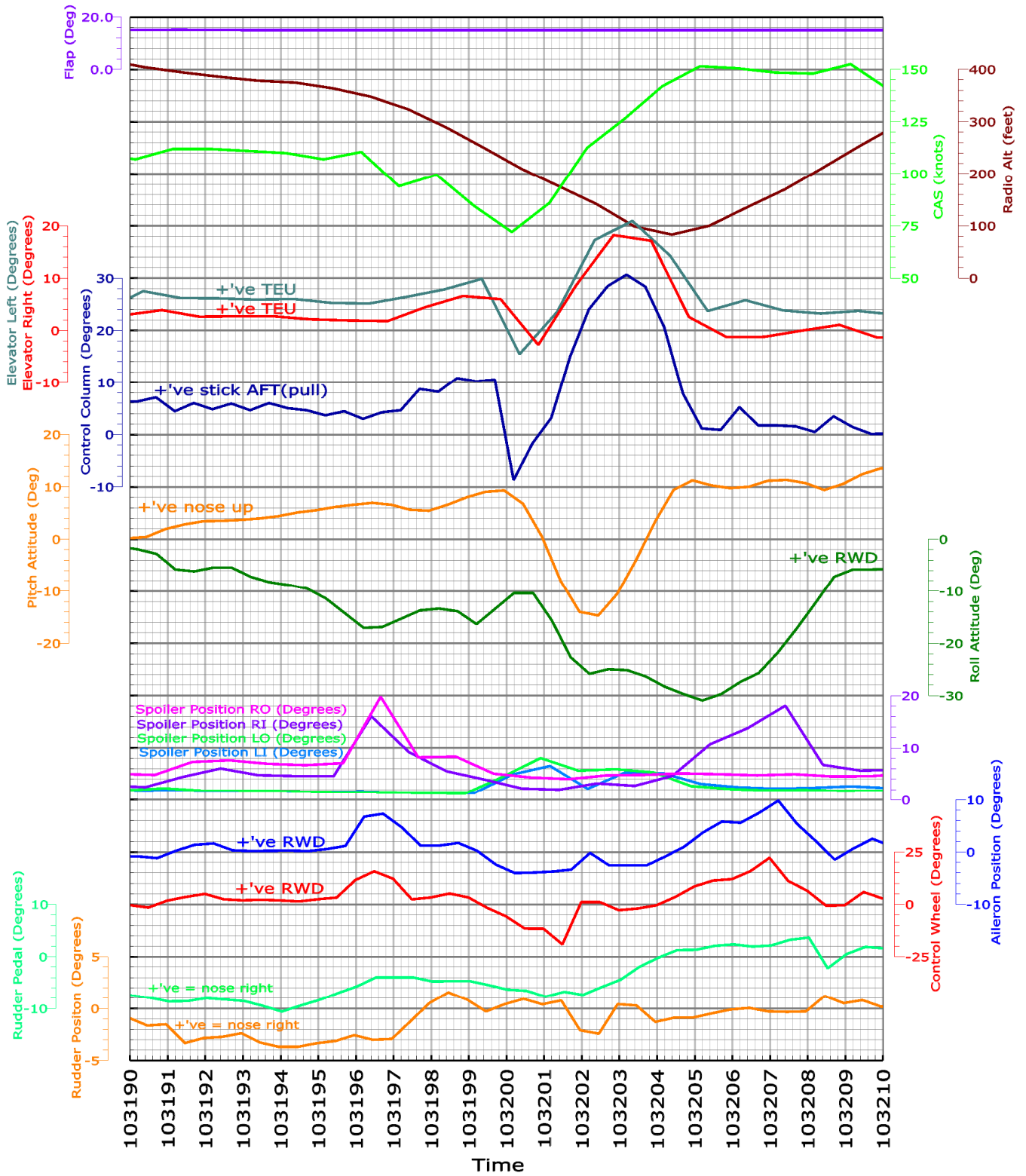


Figure 2: LN-WIU FDR Control Surface Parameters

Etter forespørsel fra Statens Havarikommisjon for Transport har Flymedisinsk Institutt foretatt en foreløpig analyse av hendelsene under Widerøes rute 814 fra Bodø lufthavn til Svolvær lufthavn Helle 2. desember 2010 med henblikk på mulige sanseillusjoner involvert.

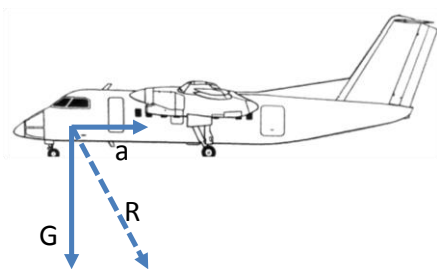
Bakgrunn

Menneskets sanseapparat er tilpasset livet på jordoverflaten, hvor orientering i rommet opprettholdes av det visuelle systemet (syn), det vestibulære systemet (balanseorgan) og det somatosensoriske systemet (hud-, ledd- og muskelsanser) på en samordnet måte. Når en pilot ikke kan se horisonten klart eller ikke ser på flyinstrumentene sine, er han/hun avhengig av det vestibulære og det somatosensoriske systemet for å orientere seg. Under de spesielle forholdene som råder i et fly fungerer imidlertid ikke disse sansene optimalt og kan gi feilaktig informasjon (McGrath, Rupert & Guedry, 2003). Dette kan føre til at piloten danner seg et uriktig bilde av sin eller flyets posisjon eller bevegelse relativt til bakken. Fenomenet kalles *spatial disorientation*, eller sanseillusjoner på norsk, og er en følge av det normale sanseapparatets reaksjon på stimuli det ikke er tilpasset.

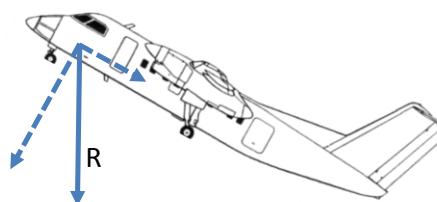
Den somatograviske illusjon er en slik sanseillisjon: Når flyet akselererer, presses piloten bakover mot seteryggen. I fravær av visuelle referanser oppleves kombinasjonen av denne kraften og tyngdekraften som én resultantkraft, som piloten oppfatter som vertikalen (rett ned som tyngdekraften) (Benson & Rollin Stott, 2006). Piloten får derved en følelse av å være tiltet bakover og at flyets nese peker mer oppover enn det som er tilfellet. Se figur 1.

Figur 1. Resultantkraft og opplevd pitch

Reell pitch ved akselerasjon



Opplevd pitch ved akselerasjon



a= akselerasjon
G= tyngdekraft
R= resultant

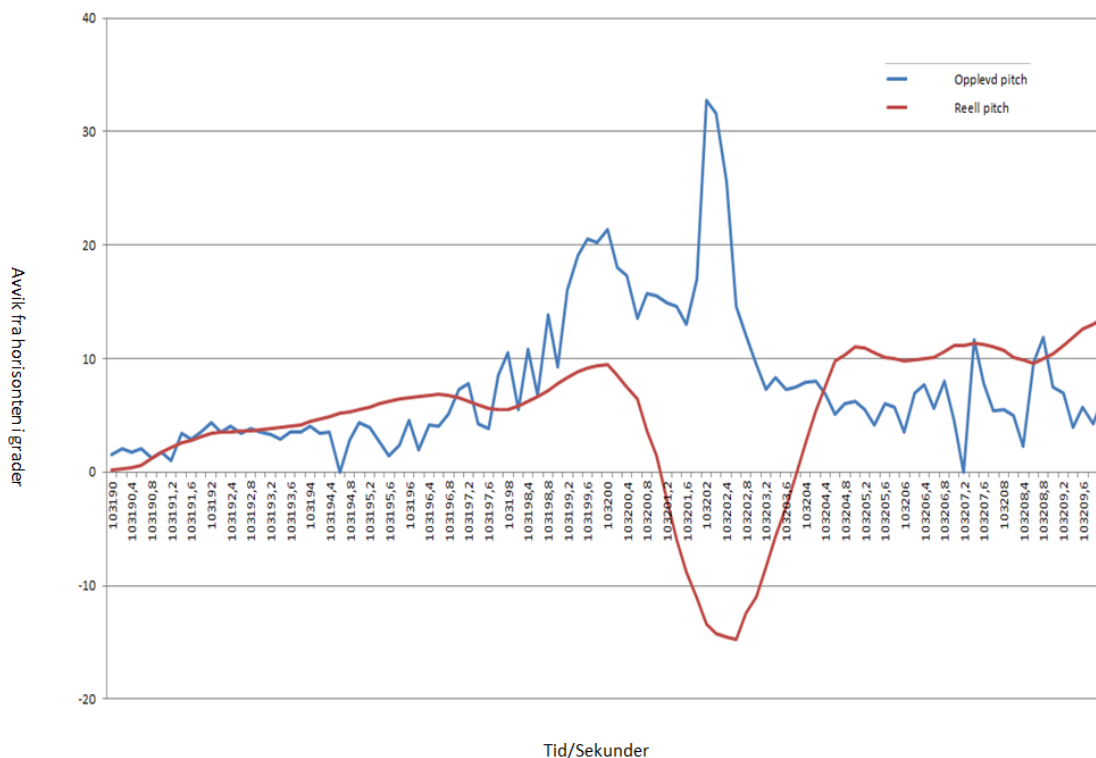
Det er kjent fra andre hendelser at en slik illusjon kan påvirke piloten til å senke nesen på flyet (Air Accidents Investigation Branch, Department for Transport, 2010; Armentrout, Holland, O'Toole, & Ercoline, 2006; Bureau of Air Safety Investigation, 1991).

Den aktuelle hendelsen

Under den aktuelle hendelsen lå forholdene til rette for å oppleve en somatogravisk illusjon, da PF kun hadde noen få røde lys som visuell referanse. Disse er ikke tilstrekkelig til å motvirke en slik illusjon. Under slike forhold kan også enkeltstående lys være med på å forsterke en illusjon eller skape egne illusjoner.

I figur 2 er flyets reelle pitch (hentet fra flyets flight data recorder) under hele hendelsen plottet sammen med mulig opplevd pitch, basert på utregninger av resultantkraften. Resultantkraften antyder opplevd pitch nese opp under hele hendelsen, med økende tendens av nese opp inn mot øyeblikket hvor flyets stikke ble beveget forover (sekund 103199). Flyets reelle pitch begynte så å synke og var på det laveste nese ned ca. -15 grader. Samtidig økte resultantkraften og antydet nese opp med mer enn 30 grader på det høyeste (sekund 103202). Se figur 2.

Figur 2. Reell pitch versus opplevd pitch (resultantkraften) i grader avvik fra horisonten (0)



Konklusjon

Ut i fra tilgjengelige data viser foreløpig analyse at forholdene lå til rette for at PF kan ha opplevd en somatogravisk illusjon, både i fasen før han rettet stikka fremover (sekund 103199) og mens flyet akselererte med nesene ned mot havoverflaten (sekund 103200-103202). Dette kan ha påvirket ham til å holde nesene lavere enn han hadde gjort med gode visuelle referanser. Styrmannens oppfattelse av situasjonen ville sannsynligvis i mindre grad vært preget av illusjonskreftene, da han i større grad



hadde fokus på flyinstrumentene. I hvilken grad dette faktisk påvirket flygingen kan ikke fastslås sikkert, men kreftene som kan skape en slik illusjon var til stede i det aktuelle tidsrom.

Referanser

Air Accidents Investigation Branch, Department for Transport, 2010. *Report of the Accident to Eurocopter EC225 LP Super Puma, G-REDU near the Eastern Through Area Project (ETAP), Central Production Facility Platform in the North Sea on 18 February 2009*. Aircraft Accident Report 1/2011.

Armentrout, J.J., Holland, D.A., O'Toole, K.J. & Ercoline, W.R. (2006). *Fatigue and Related Human Factors in the Near Crash of a Large Military Aircraft*. *Aviation, Space and Environmental Medicine*, 77: 963-970.

Benson, A.J. & Rollin Stott, J.R. (2006). Spatial Disorientation in Flight. I D.J Rainford & D.P Gradwell (Red.), *Ernsting's Aviation Medicine*, 4th ed. (s.) London: Hodder Arnold.

Bureau of Air Safety Investigation, 1991. *Accident Investigation Report. Beech King Air E 90 VH-LFH, Wondai Queensland, 26 July 1990*. BASI Report B7901/1047.

McGrath, B. J., Rupert, A. H., and Guedry, F.E. (2003). *Analysis of Spatial Disorientation Mishaps in the US Navy*, Spatial Disorientation in Military Vehicles: Causes, Consequences and Cures. RTO-MP-086: 10-1 - 10-12.