

Årsakskonklusjon basert på falske premisser

Partnair-ulykken i Skagerak 8. september 1989

Lars Preben Sørtdahl
2026



Til minne om min far, Didrik Arnesen 1948-1989

Innholdsfortegnelse

Innholdsfortegnelse.....	3
Forord.....	6
Bakgrunn og motivasjon.....	6
Hensikt og avgrensning.....	6
Kilder og dokumentasjon.....	7
Metodisk tilnærming.....	7
Funn.....	7
Takk.....	8
Innledning.....	9
Bakgrunn for denne rapporten.....	9
Formål.....	9
Rapportens oppbygning.....	11
Bakgrunn.....	12
Gruppepolarisering.....	12
Basic Fighter Maneuvers (BFM).....	13
Fysikk.....	14
Radar.....	17
Flygefart.....	19
Akselerasjon.....	20
Marsjfart for CV-580.....	20
LN-PAA sin marsjfart.....	22
Hastighets-premisser.....	24
Hastighetsdata fra Flight Data Recorder.....	24
Indikator for Turbine Inlet Temperature (TIT).....	32
Navigasjon.....	33
Bakgrunn.....	33
Kurs.....	34
Navigasjons-premisser.....	35
Flight Data Recorder.....	37
Situasjonsanalyse.....	37
Hypotese om hendelsesforløp.....	38
Havarikommisjonens tolkning av Flight Data Recorder.....	40
Sjokkbølger.....	41
NASA-eksperiment.....	41
Flygtekniska Försöksanstalten (FFA).....	41
National Aerospace Laboratory (NLR).....	41
Nestenulykke.....	44
Drøfting.....	45
APU.....	48
Nærpasseringen.....	50

Radiokommunikasjon.....	50
Andre jagerfly.....	51
Passeringen.....	53
Motivasjon.....	54
The Merge.....	55
Hastighet og avstand.....	55
Sjokkbølgen treffer fra siden.....	56
Nødsituasjon.....	58
Vibrasjoner.....	58
Ytelsestap.....	58
Prioriteringer.....	58
Forløpet til havariet.....	59
Hastighetstap etter «top of climb».....	59
Autopilot og feilsøking.....	59
De tre kursavvikene.....	60
Flyteknikeren i cockpit.....	60
Radarekko av vrakdeler.....	62
Svenske radardata.....	62
Dalende objekt.....	63
Beregning av separasjonstidspunkt.....	64
Vrakterområdet.....	67
Høydeangivelse i radardata.....	69
Objekter observert av sivil radar.....	70
Dekkplater og havarikommisjonens hypotese.....	74
Flyprodusentens vurdering.....	75
Militær radar.....	75
Konklusjon.....	76
Radardata.....	77
Bakgrunn.....	77
Radarteologi.....	77
Radarkilder.....	78
Tidslinje for overleveringen av radardata.....	79
Datamengde og kvalitet.....	81
Rådata kontra etterbehandlede data.....	82
Radaranalyse.....	86
Datagrunnlag.....	86
Datautskrifter fra Mågerø og Skagen.....	87
Skagen-versjonene.....	100
AWACS.....	102
Svensk radar.....	113
Hastighetsberegninger.....	116
Havarirapportens radarskisse.....	119
Drøfting.....	123
Kronologi.....	124

Ulykkesdagen.....	124
Sivil tidslinje.....	125
Vedbæk.....	126
De første dagene.....	126
Uke 1: Radardata klargjøres.....	127
Uke 2–3: Minimalt med data utleveres.....	127
F-16 avsløres.....	128
Pilotrapporter og vrakfunn.....	128
AWACS-video.....	129
Barviks radaranalyse.....	129
Hastighetsavviket avdekkes.....	130
AIR-rapporten.....	130
F-16-pilotens andre rapport.....	130
Ny versjon av radardata.....	130
500 fot.....	131
Høring og svenske radardata.....	131
Autorisasjonsprotokollen.....	132
Bevis som ikke ble belyst.....	134
Høyhastighetsfragment.....	134
Hull i skroget.....	136
Oppbryting i luften.....	139
RDX.....	140
Sotede deler.....	145
Smeltet metall.....	146
Fragmentbyge.....	148
Malaysia Airlines Flight MH17.....	149
Propellene.....	151
Avsluttende betraktninger.....	157
Hypoteser.....	157
Til ettertanke.....	159
Referanser.....	162

Forord

Luffarten er en viktig del av samfunnet, og takket være et vedvarende fokus på sikkerhet og grundig gransking av ulykker og hendelser er det i dag svært lite sannsynlig å omkomme i en flyulykke. Dette forutsetter imidlertid at granskingene er uavhengige, og at de finner frem til den faktiske årsaken.

Da Partnair-ulykken inntraff den 8. september 1989 var det nylig innført nytt lovverk for havariundersøkelser. Tidligere ble det etter flyulykker opprettet en egen granskingskommisjon hvor også politiet var representert, og arbeidet ble primært utført av personer med tilknytning til Forsvaret. Med det nye lovverket ble det etablert en fast havarikommisjon, der politiet ikke lenger var representert. Arnstein Øverkil, som tidligere hadde vært politiets faste representant i granskingskommisjoner, ledet i stedet politiets egen etterforsking av Partnair-ulykken i sin rolle som politimester i Asker og Bærum. Politiet og havarikommisjonen har forskjellige formål med sine undersøkelser: Der politiet ser etter potensielle straffbare forhold, er havarikommisjonens oppgave å finne årsaken til ulykken for å kunne forbedre regelverket og forhindre fremtidige ulykker.

Bakgrunn og motivasjon

Jeg har en Cand. Scient-grad i informatikk og har i over 30 år arbeidet med utvikling av IT-systemer. Denne bakgrunnen har gitt meg erfaring med systematisk analyse av komplekse sammenhenger. I 2010 tok jeg privatflysertifikat (PPL), noe som har gitt meg en grunnleggende forståelse av luftfart og flyoperasjoner.

Jeg begynte mitt granskingsarbeid etter å ha sett dokumentarserien «Partnair – Den glemte tragedien», som ble sendt på Viaplay høsten 2023. Jeg mistet selv min far i Partnair-ulykken da jeg var 13 år gammel, og dokumentarserien ga meg noen nye opplysninger som vekket et sterkt ønske om å forstå hva som faktisk skjedde.

Basert på det jeg har funnet gjennom dette arbeidet, er jeg overbevist om at den offisielle havarirapporten har kommet frem til feil årsakskonklusjon. Fremfor å kun stille spørsmål ved havarirapporten, ønsker jeg å vise hvorfor konklusjonen ikke kan være riktig – og dermed synliggjøre hvor viktig det er at denne ulykken granskes på nytt.

Hensikt og avgrensning

Mitt mål har vært å dokumentere mine analyser og konklusjoner for å videreformidle disse til journalister, pårørende og andre som ønsker å få en bedre forståelse av saken. Dette dokumentet er ikke å anse som en alternativ havarirapport. Det er et arbeidsdokument, og jeg hevder ikke at det er fritt for feil. Hensikten er todelt: å påvise svakhetene i den offisielle havarirapporten og å vise hvilke av dens hypoteser som er bygget på falske premisser. I tillegg fremsetter jeg alternative hypoteser og viser hvilke observasjoner og funn som styrker disse.

Kilder og dokumentasjon

Mitt arbeid er primært basert på dokumentasjon som er utlevert fra politiet og havarikommisjonen. Jeg siterer fra disse dokumentene i rapporten, men har ikke anledning til å publisere dem i sin helhet. Det er verdt å nevne at flere av rapportene fra granskingsarbeidet har vært underlagt hemmelighetshold, noe som har gjort det vesentlig vanskeligere å ettergå havarikommisjonens konklusjoner – og som er en medvirkende årsak til at disse svakhetene ikke er blitt avdekket tidligere.

Metodisk tilnærming

Min fremgangsmåte har vært å analysere så mye som mulig av dokumentasjonen fra den opprinnelige granskingen. Ved å gå gjennom grunnlaget for granskingsrapportene har jeg forsøkt å etterprøve havarikommisjonens konklusjoner. Kommisjonen bygget sin årsakskonklusjon på en rekke premisser. Ved å utfordre disse premissene kan man vurdere hvorvidt konklusjonen står på trygg grunn, om den vakler – eller om den faller overende.

Arbeidet har fulgt en systematisk tilnærming: fremsette hypoteser, og deretter bruke data, observasjoner og funn til å enten styrke eller forkaste dem. Gjennom denne prosessen har jeg kommet frem til hypoteser som kan sannsynliggjøre hendelsesforløpet i denne saken.

Et viktig prinsipp i dette arbeidet er Ockhams barberkniv: den enkleste forklaringen som er forenlig med alle kjente fakta, er som regel den riktige. Dersom en hypotese krever en lang rekke forutsetninger for å holde, er det mindre sannsynlig at den er korrekt enn en hypotese med få forutsetninger. Dette prinsippet har vært svært nyttig i en sak der det er mulig å fremsette mange komplekse hypoteser. I stedet for å la seg rive med av kompleksiteten, er det viktig å fokusere på de enkle forklaringene – nettopp fordi disse har størst sannsynlighet for å være korrekte.

«Ockhams barberkniv (latin: *lex parsimoniæ*, «påholdenhets lov») er et problemløsningsprinsipp i vitenskapsteori. Prinsippet hevder at blant to mulige hypoteser (eller forklaringer) når begge hypoteser stiller likt, da er det mest sannsynlig at den enkleste er den riktige. Prinsippet slår fast at man ikke skal operere med flere antakelser enn hva som trengs for å forklare det som observeres.» (Ockhams barberkniv, Wikipedia)

Funn

Personlig foretrekker jeg enkle forklaringer fremfor komplekse hypoteser med mange avhengigheter og forutsetninger. Flere av hypotesene som fremkommer i denne rapporten er sammenfallende med hypoteser som har vært fremsatt en rekke ganger gjennom årene. Gjennom min analyse har jeg imidlertid også gjort nye funn som jeg ikke har sett omtalt tidligere. Flere av disse funnene styrker hypoteser om et hendelsesforløp som er langt enklere enn det havarikommisjonen har lagt til grunn. I tillegg er det noen nye funn som leder meg til å fremsette hypoteser som enkelte vil oppfatte som kontroversielle. Disse hypotesene støttes av konkrete funn, ikke vage antakelser.

Mitt arbeid har fått meg til å innse at ulykken skyldes en lang rekke tilfeldigheter, og at det også er en rekke tilfeldigheter som har bidratt til at årsaken ikke ble funnet for lenge siden.

Jeg kan ikke hevde at jeg er hundre prosent sikker på at jeg har funnet den fulle og hele sannheten. Men jeg legger frem det jeg mener er viktig for å forstå saken, og mitt ønske er at dette arbeidet skal være til hjelp for andre som ønsker å jobbe videre med den.

Til slutt vil jeg understreke: Bare fordi noe virker utenkelig og usannsynlig, betyr det ikke at det er umulig. Det er logiske resonnementer og hypoteser styrket av konkrete funn som ligger til grunn for det jeg fremsetter.

Takk

En spesiell takk til Alexander Wisting. Uten det arbeidet han har nedlagt over mange år med TV-dokumentaren «Partnair – Den glemte tragedien», som ble publisert i 2023, ville jeg aldri ha begynt å se på denne saken. Vi har samarbeidet tett siden dokumentaren kom ut, og jeg har fortløpende delt mine analyser med ham etter hvert som dette dokumentet har tatt form. Jeg setter stor pris på at Alexander aldri har gitt opp denne saken. For å nå målet om at denne saken skal granskes på nytt, er det avgjørende at informasjonen når ut til flest mulig – og det er vanskelig å oppnå uten media.

Jeg vil også takke Jorunn Steinmo, som kontaktet meg våren 2025 og hjalp til med å fremskaffe ytterligere dokumentasjon. Uten denne hjelpen ville det vært vanskelig å forstå hva som skjedde med Partnair-flyet etter at det kom ut av kontroll og fløy ukontrollert ned mot havet.

En stor takk rettes også til Hans Arnegard for mye god og uvurderlig hjelp. Det finnes knapt noe om Convair 580 som han ikke kan svare på eller finne svar på i alle permene han har fra tiden som pilot, mekaniker og instruktør for både piloter og mekanikere på denne flytypen.

Jeg vil takke Oslo politidistrikt, som har bistått med å lokalisere, digitalisere og gi innsyn i dokumentasjon knyttet til saken. Uten denne hjelpen ville det vært langt vanskeligere å ettergå havarigranskingsarbeidet som ble gjort i etterkant av ulykken.

Til slutt vil jeg rette den største takken til min familie. Denne saken har siden høsten 2023 tatt enormt mye av min tid, og jeg har til tider vært svært lite til stede. Det har vært så viktig for meg å komme til bunns i hvorfor min far omkom, og hvorfor ikke sannheten om denne saken har kommet ut, at jeg i perioder har gravd meg helt ned i arbeidet. Takk for tålmodigheten og støtten.

Hosle, juni 2026
Lars Preben Sørtdahl

Innledning

Fredag 8. september 1989, klokken 16:39 lokal tid, styrtet et Convair CV-580 med registrering LN-PAA i Skagerrak, rett nord for Hirtshals. Flyet var på vei fra Oslo Fornebu til Hamburg med 50 passasjerer og 5 besetningsmedlemmer om bord. Ingen overlevde.

Det var en chartertur for Wilhelmsen, operert av Partnair, og flygningen hadde rutenummer Partnair 394. Etter rundt tre års gransking konkluderte Havarikommisjonen for sivil luftfart med at havariet skyldtes flutter i halerorene, forårsaket av falske deler i flyets sideror. Flutter er en selvforsterkende vibrasjon som oppstår når aerodynamiske krefter og strukturelle svingninger forsterker hverandre. Ifølge havarikommisjonen bygget vibrasjonene seg gradvis opp, uten at mannskapet kunne oppdage dem, inntil halerorene til slutt desintegreerte.

Denne konklusjonen har blitt stående i 36 år, til tross for at det gjennom årene har blitt reist en rekke innvendinger mot havarikommisjonens konklusjon.

Bakgrunn for denne rapporten

Omtrent ni minutter før Partnair-flyet forsvant fra radar, passerte et norsk F-16 jagerfly i overlydshastighet rett mot Partnair-flyet i samme høyde. Havarikommisjonen vurderte denne nærpaseringen og konkluderte med at den skjedde for lenge før havariet til å ha hatt noen sammenheng.

Denne rapporten viser at havarikommisjonens tidslinje ikke stemmer. Flight Data Recorder viser at avvik i Partnair-flyets hastighet og kurs startet allerede 6 minutter før flyet traff vannet – sammenfallende med tidspunktet for F-16-paseringen. Havarikommisjonen tolket disse avvikene som normale, og begrenset sin analyse til det siste minuttet av flygningen.

I tillegg viser en gjennomgang av radardataene at disse har blitt endret etter registrering. Datasettene fra Mågerø og Skagen inneholder fysisk umulige situasjoner, er overlevert i flere versjoner med innbyrdes avvik, og bærer tydelige spor av manuell manipulasjon. Radardataene kan ikke brukes som bevis for hvor flyene befant seg i forhold til hverandre.

Videre har flere vesentlige funn fra den tekniske granskingen ikke blitt belyst i havari rapporten. RARDE i England fant blant annet et hull i en hylleplate inne i flyet, forårsaket av et fragment med en hastighet på 650 m/s – en hastighet som ikke kan oppnås uten en eksplosjon. Det ble funnet sporstoff av sprengstoffet RDX på to separate flydeler, smeltet jern som hadde stivnet i luften, og spor av kortvarig oppvarming på interiørdeler. Disse funnene ble holdt tilbake fra offentligheten.

Formål

Formålet med denne rapporten er å etterprøve havarikommisjonens konklusjon ved å analysere tilgjengelig dokumentasjon, inkludert Flight Data Recorder, radardata, og tekniske rapporter som ikke har vært offentlig tilgjengelige.

Rapporten er ikke skrevet for å utpeke en sydebukk, men for å belyse svakheter i granskingen og vise at en alternativ forklaring – at en overlydssjokkbølge fra F-16-nærpasseringen skadet Partnair-flyets haleror – er en langt enklere og mer sannsynlig årsak enn den som havarikommisjonen la til grunn.

Rapportens oppbygning

Rapporten er strukturert slik at hvert kapittel belyser et aspekt av ulykken:

Bakgrunn gir en oversikt over flygningen, flytypen og omstendighetene rundt ulykken.

Flygefart viser at havarikommisjonen har feilavlest Flight Data Recorder med ca. 15 knop i hastighet, noe som har påvirket deres analyse av hendelsesforløpet.

Navigasjon omhandler pilotenes navigasjonsplan og kursavvikene i forkant av havariet.

Flight Data Recorder viser at avvikene i flyets parametre startet ved tidspunktet for F-16-passeringen – seks minutter før flyet kom ut av kontroll – og at disse avvikene er konsistente med en systematisk feilsøkingssprosess fra mannskapets side.

Sjokkbølger beskriver den fysiske mekanismen bak overlydssjokkbølger og hvordan disse kan påføre strukturelle skader på et fly.

APU viser at den løse APU-enheten i halen, som havarikommisjonen vektla som en medvirkende faktor, sannsynligvis løsnet som en konsekvens av havariet – ikke som en årsak.

Nærpasseringen handler om de to motgående F-16-jagerflyene, og forklarer motivasjonen for det norske mannskapet til å foreta en nærpassering.

The Merge forklarer hvorfor F-16-pilotens merge-manøver mot et saktegående propellfly kan ha ført til en vesentlig tettere passering enn tilsiktet, og hvordan sjokkbølgens geometri treffer siderorets trimror fra siden.

Nødsituasjon beskriver et potensielt hendelsesforløp fra det øyeblikket noe gikk galt til flyet traff vannet, basert på Flight Data Recorder og kjent flyoperativ kunnskap.

Radarekko av vrakdeler analyserer svenske radarobservasjoner av objekter som separerte fra flyet, og viser at havarikommisjonens hypotese om honeycomb ikke kan være korrekt.

Radardata og Radaranalyse gjennomgår radardatasettene fra Mågerø, Skagen og AWACS. Analysen avdekker fysiske umulige situasjoner, hastighetsforskjeller som ikke kan forklares med radarpresisjon, tidsforskjeller som kun gjelder F-16-dataene, og at datasettene er overlevert i flere versjoner med manuelt innførte korreksjoner.

Bevis som ikke ble belyst presenterer funn fra RARDE-rapportene og andre tekniske undersøkelser som ikke har vært offentlig tilgjengelige, inkludert høyhastighetsfragmenter, RDX-spor, sotede deler og smeltet metall, samt en analyse av propellene som indikerer at venstre propell separerte fra motoren før flyet traff vannet.

Avsluttende betraktninger sammenlikner de to hypotesene og reflekterer over granskingsprosessen og behovet for åpenhet.

Bakgrunn

Fly har en del likheter med skip, og mange begreper innen luftfart er hentet fra skipsfarten. Hastighet måles i knop og distanse angis i nautiske mil. Flyet er utstyrt med ror, propeller, lanterner og navigasjonsinstrumenter. Fartsmåleren måler hastigheten gjennom luftmassen, på samme måte som et skips fartsmåler viser fart gjennom vannet. Et skip holder seg flytende uten å bruke energi, mens et fly må bevege seg gjennom luftmassen for å få løft. Både aerodynamisk løft og luftmotstand øker med kvadratet av hastigheten – dess høyere hastighet, dess mer energi kreves for å drive flyet fremover.

Luftfarten har et omfattende regelverk, og alle aktører har sine regler og prosedyrer å forholde seg til. Mye av regelverket er relatert til sikkerhet og effektiv trafikkavvikling. Både flygeledere og piloter evalueres regelmessig for å opprettholde sine sertifikater. Selv om både fly og regelverk er i kontinuerlig endring, er det meste likt i dag som det var i 1989. Piloter og flygeledere snakker fortsatt samme fraseologi på radio, radionavigasjonsutstyret er fortsatt i bruk, og Convair CV-580 flyr fortsatt i kommersiell trafikk. Dette gjør at det med dagens kunnskap og informasjonsskilder er fullt mulig å ettergå en ulykke som skjedde langt tilbake i tid.

De fleste komponenter i et fly har redundans, slik at bortfall av én komponent ikke blir kritisk. Alle kritiske instrumenter finnes i dobbelt sett, og instrumentene har også delvis overlappende funksjoner. Dette gjør at man ved å kryssjekke instrumentene kan avdekke instrumentfeil.

Når man studerer en ulykke i ettertid, må man bruke all tilgjengelig informasjon og kryssjekke den mot andre kilder. Dersom man eksempelvis ikke har tilgang til lydopptak fra cockpit eller radiokommunikasjon, må man forsøke å bruke andre informasjonsskilder for å forstå hva som har skjedd.

I forbindelse med Partnair-ulykken fungerte ikke Cockpit Voice Recorder (CVR), noe som gjør det vanskelig å vite hva pilotene tenkte og gjorde. Ved å studere data fra radar og Flight Data Recorder (FDR), og kombinere det med logikk og kunnskap om hvordan piloter er trent, er det likevel mulig å danne seg et bilde av hvordan hendelsesforløpet kan ha vært.

Flight Data Recorder (FDR) er en av «de sorte boksene» som sendes inn til analyse etter at de har blitt funnet på havaristedet. FDR-dataene har en tidsangivelse basert på antall minutter siden take-off, og blir referert til som «FDR-tid».

Gruppepolarisering

«Gruppepolarisering, betegner det at medlemmer i en gruppe ofte ender opp med mer ekstreme synspunkter og tar mer ekstreme valg enn de ville gjort individuelt.

Om individene i en gruppe har en tendens til å ta valg med høy risiko, vil de som gruppe ifølge dette prinsippet ta enda mer risikofylte valg. Er individene i gruppen derimot reserverte i forhold til en avgjørelse, blir de gjerne mer reserverte etter diskusjon seg imellom. Polariseringen kan altså gå i begge retninger.

Uttrykket ble først brukt av sosialpsykologene Serge Moscovici og Marisa Zavalloni på slutten av 1960-tallet. Tidligere hadde James Stoner brukt betegnelsen «risky shift» om det at en gruppes avgjørelse vil kunne være mer risikofyllt enn gjennomsnittet av gruppens medlemmer tilsa. Moscovici og Zavalloni fant at holdninger generelt blir mer ekstreme innen grupper.» (Svartdal, 2021)

I denne saken er to fly involvert, og begge hadde et større mannskap i cockpit enn normalt. F-16-flyet var en skoleversjon med to piloter, i det som i utgangspunktet er et ensetet jagerfly. «Risky shift»-prinsippet kan bidra til å forklare hvorfor et mannskap på to foretok et forbipassingsstunt som de som enkeltindivider kanskje ikke ville gjennomført.

For Partnair-flyet kan det samme prinsippet ha påvirket beslutningsprosessen. Det var nemlig en mekaniker i cockpit sammen med de to pilotene. Å ha en mekaniker til stede vil naturlig nok påvirke beslutningsprosessen ved feilsøking, spesielt når problemet kan være knyttet til motorer og propeller. Med tre personer som diskuterer kan det ta lengre tid å komme til en beslutning, og det kan også påvirke hvorvidt man velger å være føre var og avbryter flygningen, eller om man fortsetter for å evaluere videre.

Basic Fighter Maneuvers (BFM)

En av hovedoppgavene til et jagerfly er å kunne nedkjempe andre jagerfly. For å gjøre dette må pilotene være godt trent på å manøvrere jagerflyet for å komme i posisjon til å skyte ned motstanderen. Denne typen luftkamp kalles «dogfight».

«Basic fighter maneuvers (BFMs) are the building blocks of fighter tactics. They may be classified as primary maneuvers, which can be performed without regard to an adversary (e.g., accelerations, climbs, turns), and relative maneuvers, which must be described or performed in relation to another aircraft. The physics and techniques involved in most primary maneuvers are discussed in the Appendix and therefore are not covered here. No guts, no glory. If you are going to shoot him down, you have to get in there and mix it up with him. Major Frederick C. "Boots" Blesse, USAF 10 Victories, Korean Conflict» (Shaw, 1985, side 62)

«The merge» er punktet hvor to jagerfly møtes og luftkampen kan starte. Dersom to jagerfly flyr mot hverandre, vil de i praksis fly rett mot hverandre og passere på kloss hold.

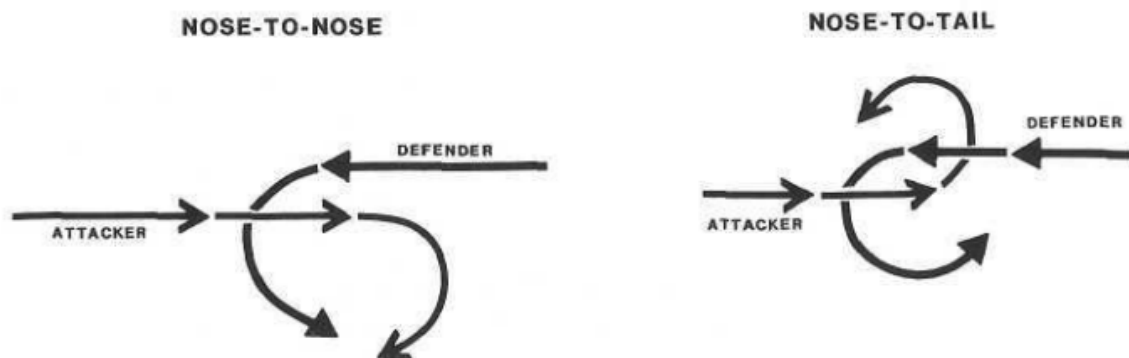


Figure 2-11. Turn Options

«Nose-to-nose and nose-to-tail turns are two options of fighters meeting in forward-quarter passes. Figure 2-11 graphically defines these maneuvers. As can be seen from this illustration, the names are fairly descriptive. In the first case, one fighter turns left, across the tail of its opponent, while the other turns right, away from its adversary, so that the two fighters again approach in a nose-to-nose fashion. In the second, each pilot chooses to cross the other's tail, resulting in a nose-to-tail relationship. In choosing the nose-to-nose turn, one pilot turns away from his opponent at the pass.» (Shaw, 1985, side 77–78)

Fysikk

Selv om luftfarten har et omfattende lovverk, er det de fysiske lovene som er absolutte og som all flygning må innrette seg etter. Målet med dette avsnittet er å gi bakgrunnsinformasjon om fysikktemaer som er relevante for granskingen av Partnair-ulykken.

Sjokkbølger

Fly er designet for å tåle svært store krefter, spesielt med tanke på kraftig turbulens. Når et fly beveger seg gjennom en luftmasse med varierende vindstyrke og vindretning, vil løftet på vingene variere. Endringer i løftet medfører «humper» og «risting» i flyet. For å redusere effekten av turbulens må hastigheten reduseres.

Turbulens har vært kjent for flydesignere siden luftfartens begynnelse, men påvirkningene av supersonisk hastighet fikk man først erfaring med etter at Chuck Yeager ble den første til å bryte lydmuren i oktober 1947. På midten av 1950-tallet kom de første jagerflyene som kunne fly over lydens hastighet. Convair CV-240 fløy første gang i 1947, og en videreutviklet versjon (CV-340) så dagens lys i 1951. Convair CV-580 er en CV-340 som ble konvertert fra stempelmotor til turboprop. (Convair CV-240 Family, Wikipedia)

Eventuelle designprinsipper som gjør flykonstruksjoner bedre beskyttet mot effekten av supersoniske sjokkbølger var trolig ikke kjent for designerne av Convair CV-240, CV-340 og CV-580. Flytypen ble designet før man hadde fly som kunne fly supersonisk, og man hadde derfor liten kunnskap om sjokkbølger fra supersonisk flyging.

Energien i sjokkbølger avtar raskt med avstand. En liten eksplosjon kan eksempelvis være relativt ufarlig på noen meters avstand, men kan være dødelig på kloss hold. På tilsvarende måte vil en supersonisk sjokkbølge kunne ha helt andre konsekvenser dersom kilden er nær enn dersom den er lenger unna.

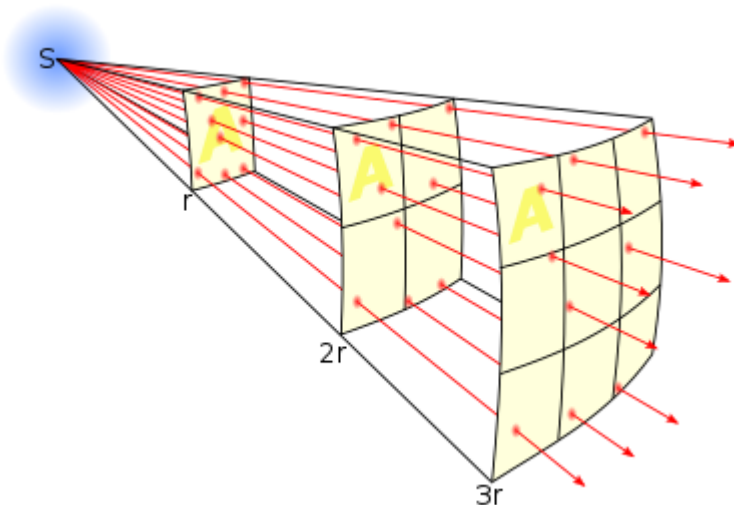
«Unlike solitons (another kind of nonlinear wave), the energy and speed of a shock wave alone dissipates relatively quickly with distance. When a shock wave passes through matter, energy is preserved but entropy increases. This change in the matter's properties manifests itself as a decrease in the energy which can be extracted as work, and as a drag force on supersonic objects; shock waves are strongly irreversible processes.» (Shock Wave, Wikipedia)

På avstand høres et fly som bryter lydmuren som rumlende tordenskrall. På nært hold vil det derimot høres ut som et dobbelt piskeslag.

«There is a rise in pressure at the nose, decreasing steadily to a negative pressure at the tail, followed by a sudden return to normal pressure after the object passes. This "overpressure profile" is known as an N-wave because of its shape. The "boom" is experienced when there is a sudden change in pressure; therefore, an N-wave causes two booms – one when the initial pressure rises reaches an observer, and another when the pressure returns to normal. This leads to a distinctive "double boom" from a supersonic aircraft. ... Duration of sonic boom is brief; less than a second, 100 milliseconds (0.1 second) for most fighter-sized aircraft and 500 milliseconds for the space shuttle or Concorde jetliner. The intensity and width of a sonic boom path depend on the physical characteristics of the aircraft and how it is operated.» (Sonic Boom, Wikipedia)

Invers-kvadratisk lov

I denne saken er fysiske lover knyttet til distanse og energioverføring helt essensielle: Energi i form av bølger – i lys, vann og luft – avtar med avstand. Dette skyldes at en gitt mengde energi spres utover et stadig større område. I praksis betyr dette at dess nærmere man er energikilden, dess større energimengde mottar man. Halverer man distansen, firedobles energimengden.



«In science, an inverse-square law is any scientific law stating that the observed "intensity" of a specified physical quantity is inversely proportional to the square of the distance from the source of that physical quantity.» (Inverse-Square Law, Wikipedia)

Dette er avgjørende med tanke på hvor nær F-16 var. Dersom man tar utgangspunkt i at F-16 passerte 2000 fot unna, er energimengden fra en sjokkbølge kun én fjerdedel av det den er ved 1000 fot. Ergo kan man ikke argumentere for at en nærpassering på 2000 fot er ufarlig, og derav slutte at F-16 ikke kan ha skadet Partnair-flyet selv om det fløy nærmere. En passering med 100 fot separasjon vil gi en overført energimengde som er 400 ganger større enn ved en passering med 2000 fot separasjon.

Flutter

Flutter – udempede svingninger i rorene – skaper kraftige vibrasjoner i hele flyet. Det virker utenkelig at flutter gradvis skal ha oppstått av seg selv, uten at pilotene oppdaget det. Gitt at det ikke er skader på flyets konstruksjon, vil flutter ikke oppstå uten at hastigheten er langt over flyets sertifiserte maksimalhastighet.

«Roder konstrueras så att fladder aldrig kan inträffa under normal drift. Om hastigheten ökas utöver 'den kritiska fladderhastigheten' beörjar rodret definitionsmässigt svänga 'av sig själv'.» (Lind, 1999, side 31)

For å komme opp i hastigheten som trengs for at flutter oppstår i rorene, er flyet avhengig av å stupe. Om Partnair-flyet gikk inn i et ukontrollert stup slik at flutter oppstod og rorene ble revet i stykker, er det utenkelig at flyet senere var på 21 000 fots høyde slik NATOs radardata viser. Et høydetap på kun 1000 fot vil ikke gi flyet tilstrekkelig hastighet til å utvikle flutter.

«It is clear therefore that the right elevator had moved up and down well beyond its limits for hundreds of cycles. ... The oscillations had to have occurred over a long period of time, i.e. greater than ½ minute, because frequencies of even 4 or 5 per second would require more than 40 seconds to cause the hundreds of cycles revealed. It is therefore apparent that both the left and right elevators developed abnormal gyrations over a significant period of time, causing both to fail.» (Accident Investigation & Research, 1992, side 15–16)

Om det begynner å oppstå flutter i rorene, er første bud å redusere hastigheten. At flutter oppstod i horisontalflyging og fortsatte i mer enn 40 sekunder uten at pilotene reduserte hastigheten, er helt usannsynlig. Den eneste logiske forklaringen er at pilotene ikke kunne redusere hastigheten fordi flyet var i et stup som følge av at det hadde rollet og at kontrollen over flyet var tapt.

Hastighet og høyde

Et F-16 jagerfly har en enormt stor motorkraft i forhold til flyets vekt. Dette gjør at det kan oppnå høy hastighet selv under klatring eller i horisontalflyging. For et passasjerfly som Convair 580 er det derimot begrenset hvor fort flyet kan fly rett frem, ettersom motorene er dimensjonert for hva flyet tåler. Marsjfart for Convair 580 ligger tett oppunder flyets maksimale sertifiserte hastighet, og da brukes maksimal kontinuerlig motorkraft. Dette er noe lavere ytelse enn det som brukes for takeoff og klatring, hvor man har et kraftuttak som kun kan benyttes i en begrenset tidsperiode.

Flyet er sertifisert for en gitt hastighet, med en sikkerhetsmargin utover dette. Overskrides både den sertifiserte hastigheten og sikkerhetsmarginen, kommer man inn i et område hvor flutter kan oppstå i rorene. For å nå denne hastigheten kreves det mer enn hva motorene klarer å levere i horisontalflyging – med andre ord: flyet må stupe. Det kan sammenlignes med å rulle nedover en bakke på sykkel; man taper høyde og får større bevegelsesenergi.

Dette er viktig fordi Partnair-flyet fløy på 22 000 fot. For at flutter skal oppstå i rorene, må flyet ha vært i et stup og dermed ha mistet flere tusen fot i høyde. Dette er avgjørende når

man vurderer høydeangivelser i radardata for den siste delen av flygningen. Det er fysisk umulig at flyet fløy i marsjhøyde og samtidig utviklet flutter – flyet må ha mistet betydelig høyde først.

Radar

I både sivil og militær sammenheng er radar et uvurderlig verktøy. Den sivile lufttrafikkjenesten trenger radaren for å kunne separere fly fra hverandre.

Primærradar

Den sivile lufttrafikkjenesten er avhengig av sekundærradaren, men primærradaren utgjør et viktig supplement. Primærradaren baserer seg på radarrefleksjoner – den sender ut et radarsignal og registrerer det som reflekteres tilbake. Den krever ingen aktiv medvirkning fra flyet.

«This type of radar (called a primary radar) can detect and report the position of anything that reflects its transmitted radio signals including, depending on its design, aircraft, birds, weather and land features. For air traffic control purposes this is both an advantage and a disadvantage. Its targets do not have to co-operate, they only have to be within its coverage and be able to reflect radio waves, but it only indicates the position of the targets, it does not identify them. When primary radar was the only type of radar available, the correlation of individual radar returns with specific aircraft typically was achieved by the controller observing a directed turn by the aircraft. Primary radar is still used by ATC as a backup/complementary system to secondary radar, although its coverage and information is more limited.» (Secondary Surveillance Radar, Wikipedia)

Sekundærradar

Sekundærradaren er hovedverktøyet for sivil lufttrafikkjeneste. Den er avhengig av at flyet har en transponder som aktivt svarer på forespørsler fra bakkestasjonen. Transponderen svarer med en transponder-kode og trykkehøyde (mode C). Kallesignalet til flyet registreres sammen med transponder-koden i radarsystemet, noe som gjør at flygelederen får opp posisjon, høyde og kallesignal på sin skjerm.

Dersom transponderen i flyet skrus av, vil ikke denne informasjonen vises på radarskjermen lenger. Avhengig av dekning kan primærradaren fortsatt detektere flyet og vise det som et punkt på skjermen, men uten høyde eller identifikasjon. Uten en aktiv transponder vil et fly være tilnærmet usynlig for en flygeleder. Militæret kan ikke utelukkende basere seg på sekundærradar, ettersom militære fly slår av transponderen på oppdrag. De må derfor bruke primærradar.

«The need to be able to identify aircraft more easily and reliably led to another wartime radar development, the Identification Friend or Foe (IFF) system, which had been created as a means of positively identifying friendly aircraft from unknowns. This system, which became known in civil use as secondary surveillance radar (SSR), or in the US as the air traffic control radar beacon system (ATCRBS), relies on a piece of equipment aboard the aircraft known as a "transponder." The transponder is a radio receiver and transmitter pair which

receives on 1030 MHz and transmits on 1090 MHz. The target aircraft transponder replies to signals from an interrogator (usually, but not necessarily, a ground station co-located with a primary radar) by transmitting a coded reply signal containing the requested information.» (Secondary Surveillance Radar, Wikipedia)

Transponder-kode

«Air traffic control units use the term "squawk" when they are assigning an aircraft a transponder code, e.g., "Squawk 7421". Squawk thus can be said to mean "select transponder code" or "squawking xxxx" to mean "I have selected transponder code xxxx".

The transponder receives interrogation from the Secondary Surveillance Radar on 1030 MHz and replies on 1090 MHz.» (Transponder (Aeronautics), Wikipedia)

Flygefart

Havarikommisjonen har lagt til grunn at normal marsjfart for LN-PAA var 200 knop. De har tilsynelatende kun fokusert på den indikerte hastigheten registrert av Flight Data Recorder, uten å ta hensyn til den unøyaktigheten som denne registreringen kan ha.

Havarikommisjonen kommenterer at hastigheten sank fra 215 til 200 knop, uten å drøfte årsaken til hastighetstapet. Avhengig av vekt og marsjhøyde kan en marsjhastighet på 200 knop i enkelte tilfeller være normal, men hastighetsreduksjonen etter «top of climb» er ikke normal uavhengig av høyde og totalvekt.

For å underbygge premisset om at flygefarten var normal, burde havarikommisjonen nærmere gransket hvorvidt korrekt hastighet er registrert av Flight Data Recorder, og hvorfor farten ble redusert i stedet for å holde seg stabil. Dette har havarikommisjonen unnlatt å gjøre.

«Da flyet etablerte seg på marsjhøyden, økte den indikerte flygehastigheten fra 185 KT for så å minke til 200 KT.» (Havarirapporten, 1993, side 38)

«På dette tidspunktet ble sannsynligvis motorene satt til marsjsetting. Deretter avtok farten til den ved ca 32 min FDR-tid ble stabil på ca 200 KT.» (Havarirapporten, 1993, side 106)

En annen viktig observasjon er at hastigheten sank fra 215 knop ned til 200 knop over en periode på 3 minutter og 45 sekunder. En eventuell reduksjon i hastighet når man setter motorene fra «climb power» til «cruise power» skjer i løpet av noen sekunder.

For å understøtte at flyet hadde marsjhastighet da det havarerte, lener havarirapporten seg på Turbine Inlet Temperature (TIT), som brukes i forbindelse med å justere motorene. Convair-piloter er nøye med å bruke gasshåndtakene til å finjustere temperaturen til 847 °C. Temperaturene havarikommisjonen har lest av fra instrumentene viser at motorene hadde en høyere temperatur enn dette da instrumentene mistet strøm. Fremfor å drøfte dette avviket har havarikommisjonen valgt å «runde av» verdiene og konkludere med at motorene var satt til «cruise power».

Det er plausibelt at gasshåndtakene har blitt satt til omtrentlig «cruise power» kort tid før havariet, uten at mannskapet har prioritert å finjustere dem slik de normalt ville gjort. I et slikt scenario ville instrumentene kunne vise tilnærmet normale «cruise power»-verdier, til tross for at flyet ikke hadde fløyet lenge i stabil marsjfart.

Følgende punkter burde vært utredet nærmere av havarikommisjonen før man kan konkludere med at LN-PAA hadde normal marsjfart da havariet skjedde:

- Unøyaktighet i Flight Data Records registrering av flygefart
- Uforklarlig reduksjon av hastighet etter «top of climb»
- TIT-instrumenter med temperaturavlesning som avviker fra finjustert «cruise power»-innstilling

Akselerasjon

Fartsmåleren i et fly er basert på måling av det dynamiske trykket, som dannes ved at flyet beveger seg gjennom luften, samt det statiske trykket i luften rundt flyet. Farten som vises på fartsmålerinstrumentet er «indicated air speed» (IAS). I dette dokumentet refereres det kun til indikert flygefart, ettersom pilotene primært forholder seg til denne når det gjelder hastigheter for takeoff, marsjfart og landing. Den indikerte flygefarten er også det som registreres av Flight Data Recorder (FDR).

Med en tungt lastet bil på vei oppover en bratt fjellvei vil bilen ha relativt lav fart, selv med full gass. Dette er en god analogi til hvordan en flytur foregår. Når bakketoppen er nådd, vil det fortsatt ta litt tid med full gass for å oppnå maks hastighet. Dess høyere hastigheten er, dess lengre tid tar det å øke den ytterligere. Akselerasjon fra 0 til 30 km/t går relativt raskt, men fra 150 til 180 km/t tar det mye lengre tid.

«Top of Climb» (TOC) er begrepet som brukes for når «bakketoppen» er nådd, og flyet flater ut for å øke hastigheten til marsjfart. «Maximum Operating Speed» (VMO) er den maksimale hastigheten flyet er sertifisert for. Denne fartsbegrensningen er så viktig at fartsmåleren hele tiden viser hva denne hastigheten er.

For mange fly ligger marsjfarten tett oppunder makshastigheten (VMO). I praksis betyr det at man etter å ha nådd «top of climb» beholder motorinnstillingene til man når marsjfart, og deretter reduserer motorytelsen litt. Ved å justere motorene til «cruise setting» vil flyet selv stabilisere seg på marsjfart.

Marsjfart for CV-580

Bildet under er fra et identisk fly som LN-PAA, som er i en marsjhøyde på 21 000 fot (flight level 210) og har en marsjhastighet på 212 knop. Makshastigheten (VMO) er i denne høyden 227 knop, noe som er indikert med den rød- og hvitstripede viseren.



([VikingWings Part 1, 2020, tid 1:15:44](#))

Fartsmåleren, den kunstige horisonten og høydemåleren er tre av de mest essensielle instrumentene i flyet. Hver pilot har disse instrumentene plassert rett foran seg, og bruker dem aktivt i alle faser av flygningen. Ved «top of climb» brukes instrumentene for å avlese når rett høyde er nådd og når marsjhastighet er oppnådd, slik at motorkraften kan reduseres til «cruise power». Under marsjflyging følger pilotene fortløpende med på instrumentene for å avdekke avvik i kurs, høyde eller fart. Selv små variasjoner på en viser kan indikere starten på et alvorlig problem. Piloter er derfor trent til å «scanne» instrumentene regelmessig, slik at feil med instrumentene eller flyets systemer kan oppdages så tidlig som mulig.

I en video viser og forklarer en Nolinor-kaptein prosedyren når «top of climb» nås. Hastigheten øker før man trekker av litt motorkraft, og flyet stabiliserer seg på marsjfart. I denne videoen ender flyet med en marsjfart på 212 knop.

([VikingWings Part 1, 2020, tid 1:12:40](#))

I forbindelse med endring av motorinnstillingene er det behov for å «trimme flyet». Ved å justere trimrorene vil flyet holde kurs og høyde uten at piloten (eller autopiloten) trenger å bruke krefter på rorene. I en annen Nolinor-video viser kapteinen på en Convair CV-580 hele prosessen fra «top of climb» til «cruise power» er satt og flyet er trimmet. Selve prosessen med å justere motorene og trimme flyet ble gjort på under ett minutt.

([Air-Clips, 2020, tid 1:40:30-1:45:35](#))

Det finnes flere videoer som viser flygninger med Convair CV-580, og man vil se at den indikerte flygefarten varierer med høyde og lastevekt. Det som er viktig å legge merke til er at videoene viser at pilotene bruker den samme prosedyren ved «top of climb»: La flyet akselerere til marsjhastighet, og deretter sette «cruise power». En annen viktig observasjon er at viseren på fartsmåleren holder seg helt i ro når flyet holder marsjfart.

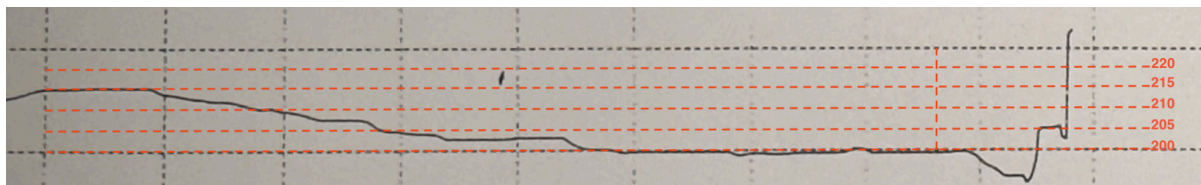
Den eksakte marsjfarten avhenger av totalvekten og høyden. Når motorene er innstilt for «cruise power» og rorene er trimmet, vil farten stabilisere seg og holde seg stabil, forutsatt at det ikke er kraftig turbulens.

LN-PAA sin marsjfart

Data fra Flight Data Recorder (FDR) viser at LN-PAA nådde sin marsjhøyde på 22 000 fot (flight level 220) ved 22:40 FDR-tid. Etter det brukte flyet ca. 4 minutter på å nå en hastighet på 215 knop. Ett minutt senere skjer det en reduksjon i hastigheten. Det er nærliggende å anta at reduksjonen skjedde i forbindelse med at motorene ble satt til «cruise power». 215 knop er noe høyere enn det som vises i videoene, noe som kan bety at mannskapet holdt «climb power» litt lengre enn nødvendig, og at flyet derfor akselererte til noen knop over marsjhastighet.

Det er en potensiell unøyaktighet i Flight Data Recorder-systemet som er angitt til ± 10 knop. (Havarirapporten, 1993, side 35)

Ettersom eksakt marsjhastighet for LN-PAA ikke er kjent, må prosessen ved «top of climb» tas med i betraktning, i tillegg til å sammenlikne med andre tilsvarende flygninger. Med utgangspunkt i at 215 knop virker som en litt høy marsjfart, og at det gjøres en fartsreduksjon relativt kort tid etter at den er oppnådd, kan det tyde på at den faktiske marsjhastigheten var noen knop lavere enn 215. Etter en liten fartsreduksjon ville LN-PAA da hatt en marsjhastighet som sammenfaller med det som observeres i tilgjengelige videoer.

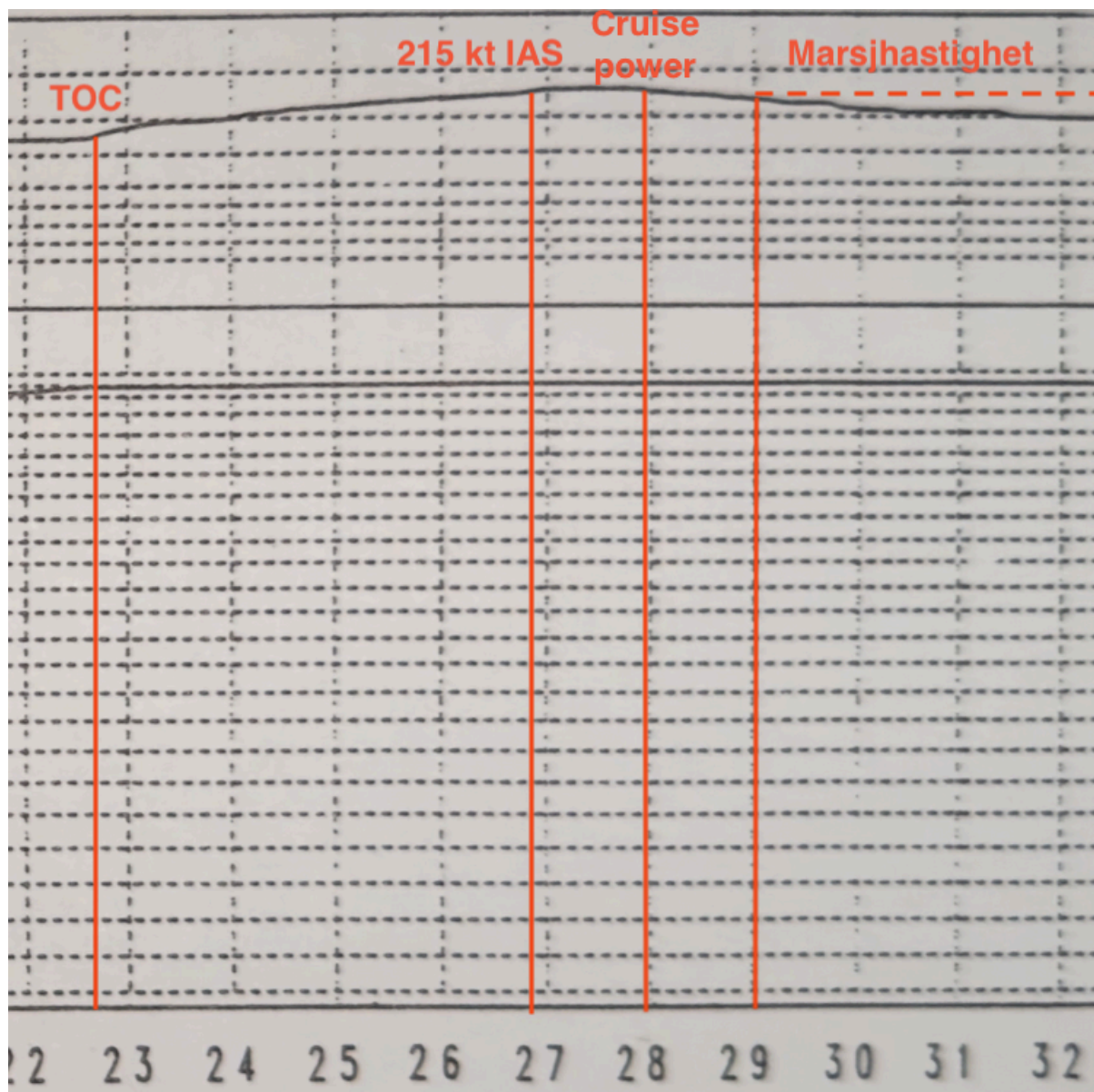


I FDR-utskriften er det kun anmerkninger for 200 og 225 knop. Horisontale, stiplede linjer er lagt inn i FDR-utskriften for å tydeliggjøre omtrentlig hastighet etter «top of climb».

«When desired altitude is reached, climb power should be maintained until airspeed exceeds anticipated cruise value by approximately 5 knots. (Never exceed VMO). This procedure provides an airspeed "cushion" to allow for aircraft trim adjustments.»
(Pilot's Handbook Convair 580, 1977, side 18-8)

Legger man til grunn det som står i håndboken til flyet, samt det faktum at LN-PAA oppnådde en hastighet på 215 knop etter «top of climb», er det sannsynlig at LN-PAA sin marsjfart i FDR-dataene ville vært omtrent 210 knop. Dette bryter med premisset til havarirapporten, som tar utgangspunkt i at flyets normale marsjhastighet på ulykkesdagen var omtrent 200 knop.

Bildet viser punktet for «top of climb» og når høyeste fart (215 knop) ble oppnådd. I tillegg vises punktet hvor mannskapet antakeligvis satte «cruise power», og den stiplede linjen viser 210 knop, som ville vært en plausibel marsjhastighet på ulykkesturen.



Hastighets-premisser

Det er vanskelig å forstå hvordan havarikommisjonen har kommet frem til at 200 knop var normal marsjhastighet for en Convair CV-580. I forbindelse med analyse av FDR-data er flygefarten høyst relevant – selv små variasjoner i indikert flygefart kan gi viktige pekepinn om hva som har skjedd.

Intervjuede piloter har bekreftet at marsjhastigheten ligger rundt 200 knop, avhengig av last og marsjhøyde, og flyets dokumentasjon inneholder kalkulasjonsdiagrammer som viser marsjhastigheter i dette området. Det kan derfor være nærliggende å tro at havarikommisjonen brukte data fra Flight Data Recorder som bekreftelse på at hastigheten var normal i de siste minuttene, ettersom den tilsynelatende lå rundt 200 knop.

Dersom man tar i betraktning at hastigheten skulle ha stabilisert seg omtrent på toppen av kurven og holdt seg helt jevn deretter, er det lettere å se at havarikommisjonens premiss om marsjhastighet ikke kan stemme. En stegvis reduksjon over relativt lang tid, etterfulgt av en hastighet med variasjoner store nok til å gi utslag på fartsmåleren, er ikke forenlig med normal marsjhastighet.

Hastighetsdata fra Flight Data Recorder

Den eneste kjente hastigheten som kan brukes for å kalibrere hastigheten fra Flight Data Recorder (FDR), er takeoff-hastigheten. FDR registrerte når flyet begynte å stige, og dette punktet er brukt for å definere hvor FDR-tiden starter. Takeoff-hastigheten er forhåndskalkulert basert på totalvekten til flyet.

Flight Data Recorder registrerte ca. 130 knop i takeoff-øyeblikket, noe som er 10–15 knop høyere enn den forventede hastigheten på 110–115 knop.

Dette gir en indikasjon på at indikert flygefart som registreres av Flight Data Recorder er høyere enn det som ble vist på fartsmålerne i cockpit. I henhold til spesifikasjonen til Fairchild Flight Data Recorder er nøyaktigheten for flygefart angitt til ± 10 knop. (Havarirapporten, 1993, side 35)

Forventet hastighet

Fra VikingWings-videoene kan man se takeoff-hastigheten (V_R) for henholdsvis 53.000 pund og 50.000 pund. Med 20 grader flaps får vingen større løft enn med 15 grader, noe som gir en litt lavere takeoff-hastighet. Dess tyngre fly, dess høyere takeoff-hastighet er nødvendig ettersom det trengs mer løft for å kompensere for vekten.

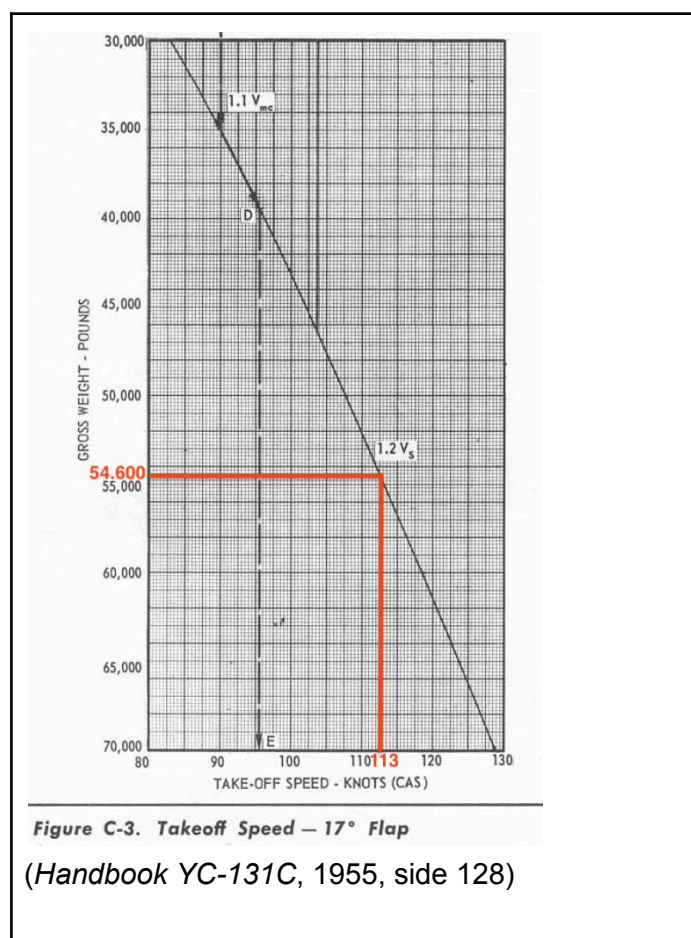
Takeoff-hastighet (rotation speed) for Convair CV-580 med 15 og 20 grader flaps, basert på hastighets-referansekort i VikingWings-videoene.

Vekt (LBS/pund)	15° flaps	20° flaps
50.000	110	106
53.000	112	109

I vekt- og balanseskjemaet for LN-PAA var det kalkulert en totalvekt på 24 768,7 kilo. (Havarirapporten, 1993, side 28)

Dette tilsvarer 54 606 pund, og ville trolig gitt en takeoff-hastighet noen få knop høyere enn for 53 000 pund.

Fra takeoff-hastighetsdiagrammet til den militære versjonen av flyet ser man at 17° flaps ville krevd en takeoff-hastighet på 113 knop.





(VikingWings Part 1, 2020, tid 58:17) Bildet viser hastighets-referansekortet for 53.000 pund.

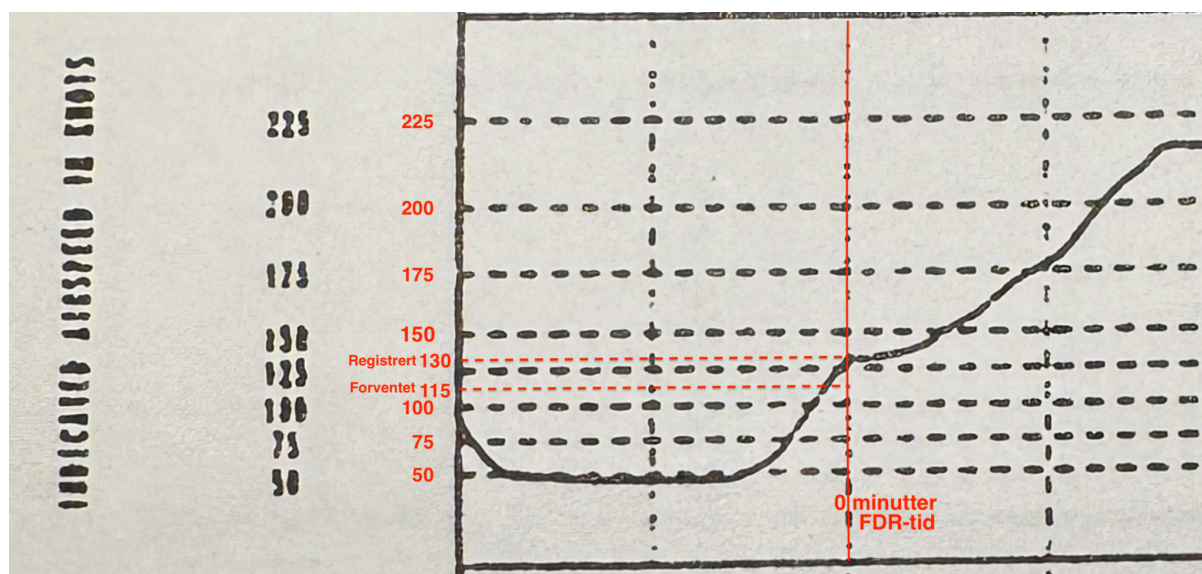


(VikingWings Part 1, 2020, tid 1:21:01) Bildet viser hastighets-referansekortet for 50.000 pund.



Bilde av referansekortet fra LN-PAA, tatt på turen tilbake fra Kanada sommeren 1989

Registrert hastighet



Bildet viser de første fire minuttene av hastighetsdataene som ble registrert av Flight Data Recorder (FDR). I takeoff-tidspunktet (0 minutter FDR-tid) var forventet hastighet ca. 115 knop, mens den avleste hastigheten ser ut til å være omtrent 130 knop.

Manglende kalibreringsprofil for Flight Data Recorder

Havarikommisjonen bestilte en rapport fra Accident Investigation & Research (AIR), som blant annet inkluderer en detaljert analyse av Flight Data Recorder. I denne rapporten står det om kalibreringsprofilen:

«The Recorder's actual calibration template was not available for the A.I.R. analysis.»
(Accident Investigation & Research, 1992, side 43)

Ved å bruke en standardprofil i stedet for kalibreringsprofilen til den konkrete Flight Data Recorderen oppstår det en usikkerhet i verdiene som ble avlest. Denne usikkerheten er ikke omtalt i havarikommisjonens rapport.

Høydedataene i Flight Data Recorder er heller ikke korrekte. Til tross for at pilotene fikk tildelt 22 000 fot som høyde, og flyets transponder registrerte en høyde på 21 900 fot (i henhold til radardata), viser avlesningen fra Flight Data Recorder 22 500 fot. Flyets høydemålere, autopilot, transponder og Flight Data Recorder bruker det samme pitot-statiske systemet til å registrere trykkhøyden, og det skulle derfor vært samsvarende høyde mellom alle disse komponentene.

Flygefarten til LN-PAA

For å kunne fastslå hva som var normal marsjhastighet i henhold til Flight Data Recorder, er man nødt til å sammenlikne med avlesninger fra andre flygninger. I AIR-rapporten finnes det en tabell basert på data fra flere flygninger, der marsjhøyde er oppgitt. Disse dataene viser at gjennomsnittshastigheten var 212 knop når flyet var på marsjhøyde (over 20 000 fot).

Forskjellen mellom 200 og 212 knop utgjør ca. 12 % av bevegelsesenergien, og er med andre ord vesentlig.

TABLE 6:- PARTNAIR CONVAIR 580, LN-PAA:-						
FDR RECORDED ALTITUDE DOUBLE TRACE EVENT TIMING						
FLIGHT #	SEGMENT OF FLIGHT WITH			MAGNITUDE OF VIBRATION		
SINCE	DOUBLE TRACE (Minutes)			(Altitude parameter feet)		
OVERHAUL	CLIMB	CRUISE	DESCENT	CLIMB	CRUISE	DESCENT
2	4.50	8.27	14.62	77 typical	77 typical	77 typical
10		14.81			55 to 66	
11	4.45	33.44	13.00	44 typical	44 typical	44 typical
13		52.36	4.24		55 to 110	55 typical
14		52.89			55 to 88	
15	1.48	38.02		44 typical	44 typical	
16	11.10	45.84	16.77	55 to 66	66 to 77	55 typical
18		19.57	1.67		55 to 66	55 typical
20	8.85	31.20		44 to 55	66 to 99	
22	14.72	25.90		55 to 77	66 to 77	
24	13.55	150.90		66 typical	66 typical	
25		43.14			44 to 66	
26	5.10	32.63	5.80	55 typical	55 to 88	55 typical
28	3.13	49.63		44 typical	66 typical	
31		1.92			55 typical	
33	21.19	13.16		77 typical	88 typical	
FLIGHT #	SPEED RANGE DURING			ALTITUDE RANGE DURING		
SINCE	DOUBLE TRACE (Knots IAS)			DOUBLE TRACE (Feet MSL)		
OVERHAUL	Vinitial	Vcruise	Vdescent	(Cruise Alt)	(Descent Alt)	
* 2A *	157	213	164	22,228	9,845	
* 2B *	157	213	164	9,845	7,897	
10	169	212	207	21,362	21,362	
11	184	215	224	20,526	12,956	
13	192	212	212	22,684	22,684	
14	190	212	211	21,655	21,655	
15	183	218	204	20,588	20,588	
16	185	219	204	20,614	17,852	
18	201	225	203	20,526	19,419	
20	179	206	206	22,363	22,363	
22	173	206	204	22,658	22,658	
24	187	203	203	23,526	23,526	
25	172	196	196	22,395	22,395	
26	183	211	220	22,658	18,156	
28	180	258	255	10,465	10,465	
31	173	227	227	19,714	19,714	
33	170	215	205	22,500	22,500	
* Note:- Test Flight #2 contained sectors of cruise flight at two differing altitudes *						

(Accident Investigation & Research, 1992, tabell 6)

Tar man utgangspunkt i at Flight Data Recorder registrerte 10–15 knop høyere indikert hastighet enn den reelle farten, betyr det at LN-PAA hadde 200–205 knop som høyeste hastighet etter «top of climb». Deretter falt hastigheten ned til 185–190 knop for de siste minuttene av flygningen. Dette er helt klart under normal marsjhastighet for LN-PAA.

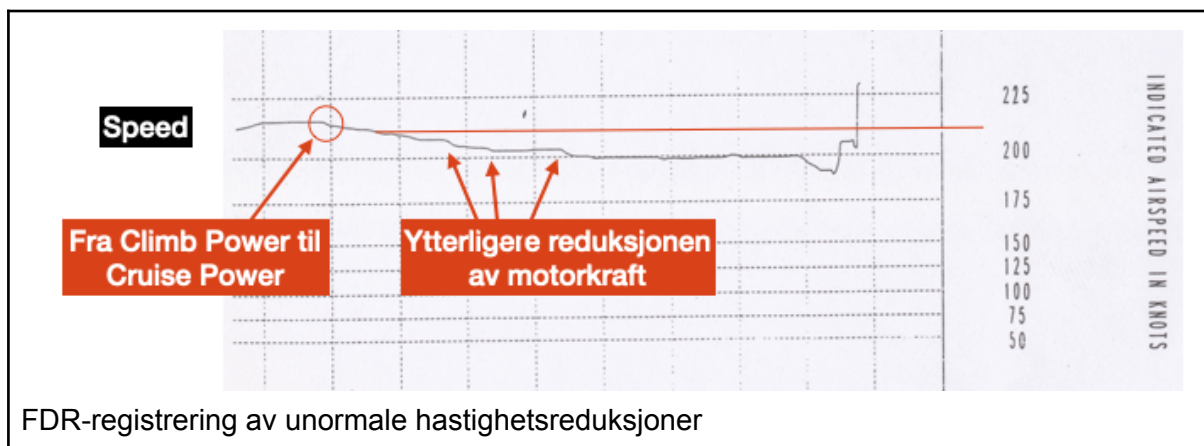
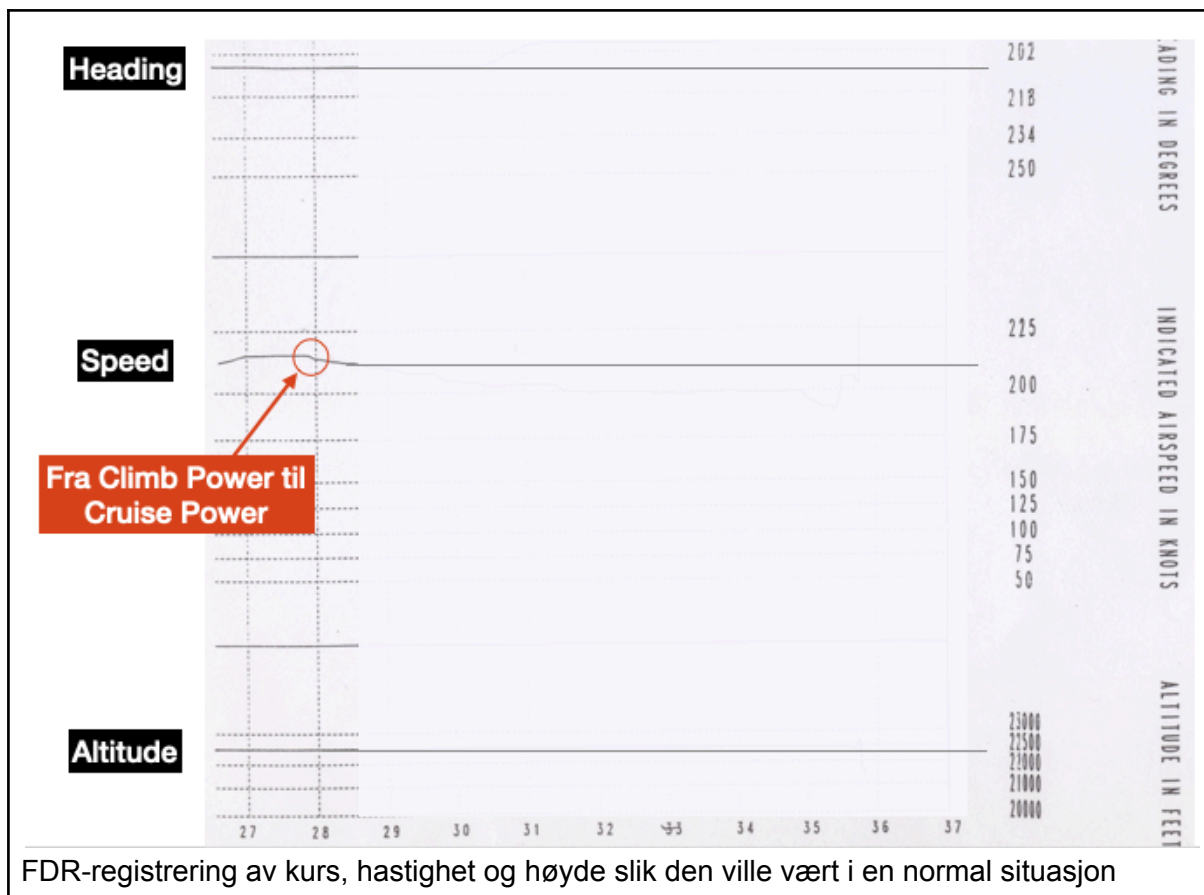
Det virker lite sannsynlig at havarikommisjonen har forsøkt å ettergå hastighetene som LN-PAA skulle hatt i de forskjellige fasene av flygningen, og har derfor gått glipp av essensiell informasjon om hvorvidt Flight Data Recorder faktisk registrerte den reelle indikerte flygefarten. Presisjonen på ± 10 knop er ikke belyst ytterligere enn at den er oppført som en spesifikasjon i FDR-dokumentasjonen.

Den lave presisjonen for hastighet i Flight Data Recorder er av betydning fordi havarikommisjonens konklusjon blant annet bygger på premisset om at flyet holdt normal marsjfart. Selv om det er en viss usikkerhet knyttet til farten, er det viktig å presisere at det er den unormale hastighetskurven som er den viktigste indikasjonen på at flyet ikke hadde normal marsjhastighet. Marsjhastigheten skulle ha stabilisert seg tett oppunder høyeste hastighet, ikke sunket med 15 knop over tid slik LN-PAAs hastighet gjorde.

Unormal hastighet

Etter flyet nådde sin høyeste hastighet med climb speed, etter utflating (top of climb), så satte mannskapet motorene til “cruise power”, noe som medførte en liten reduksjon i hastigheten på noen få knop. Etter at hastigheten stabiliserte seg skulle den da ha blitt konstant i de etterfølgende minuttene. I henhold til de hastighetsverdiene i FDR så skulle hastigheten sunket fra 215 knop til ca. 210 knop da cruise power ble satt. I de neste tre minuttene så reduseres hastigheten ned til ca 200 knop. Den reelle hastigheten, med tanke på korreksjon av FDR-feilavlesing var lavere. Hvis vi tar utgangspunkt i en 15 knops korreksjon av hastigheten vil det bety at etter at cruise power var satt så hadde flyet en reell indicated airspeed på 195 knop. Selv om det høres lite ut så vil en reduksjon på 10 knop være betydelig med tanke på at energien øker med kvadratet av hastigheten, og det samme gjelder luftmotstanden. 10 knop i disse hastighetene er betyr 10% reduksjon i motorkraft, noe som er betydelig i denne sammenhengen. $(1 + 10/195)^2 = 1.105$ (10%)

Piloter opererer i henhold til selskapet Standard Operation Procedures (SOP). Med tanke på at kostnadene til flyet er knyttet til tiden flyet er i luften, så er det standard å fly denne flytypen med maks tillatt kontinuerlig motorkraft gitt at det ikke er andre forhold som skulle tilsa at man må redusere motorkraften. Uansett er det ikke normalt å redusere motorkraften 10% kort tid etter at normal marsjfart var oppnådd, gitt at det ikke hadde skjedd noe spesielt/unormalt.



Indikator for Turbine Inlet Temperature (TIT)

TIT-indikatoren viser temperaturen i eksosgassen etter forbrenningskammeret, på vei inn i turbinen.

I håndboken til Convair 580 er det spesifisert høyeste tillatte ytelsesverdier for motorene, angitt i °C TIT. Det er verdt å merke seg at høyeste tillatte temperatur for «cruise power» er 847 °C. Overskrider man disse begrensningene, kan motorene skades.

«Maximum Continuous: 932° Climb: 895° Cruise: 847°» (Pilot's Handbook Convair 580, 1977, 2-6)

«maximum cruise power of 847°» (Pilot's Handbook Convair 580, 1977, 4-1)

Havarikommisjonen undersøkte både den analoge og den digitale delen av TIT-instrumentene. Funnene tilsa at TIT viste høyere verdier enn den maksimalt tillatte temperaturen på 847 °C, men havarikommisjonen konkluderte likevel med at dette var normal temperatur for marsjhastighet.

«Turbine Inlet Temperature (TIT) Indicator fra begge motorene ble funnet og undersøkt. Indikatorene var av elektromekanisk type, med en ca 2 m lang magnettape som posisjoneres i samsvar med temperaturindikasjonen. Tapen overføres vekselvis mellom to spoler og blir stående i den stilling den har når strømtilførselen til instrumentet brytes. ... Det var ingen synlige mekaniske skader som skulle kunne gi avvik i måleravlesingen. Digital avlesing ga 853 °C, analog 850 °C. Av servo-potensiometertapen var 62 cm på drevsiden og 126 cm på motsatt side. Sammenlignende forsøk med en uskadet måler av samme type, viste at fordelingen av tape mellom de 2 spolene i forholdet 61/126 tilsvarte en indikasjon på 850 °C. Dette er normal temperatur ved motorsetting for marsjhastighet.» (Havarirapporten, 1993, side 50)

Piloter finjusterer motorinnstillingene basert på TIT for å ligge så nær høyeste tillatte ytelse som mulig. Når undersøkelsene viser 3–6 °C avvik fra 847 °C, er det naturlig å drøfte hva årsaken til dette avviket kan være. En mulig forklaring er at mannskapet hadde redusert motorkraften, men ikke fullført finjusteringen. En annen forklaring kan være at alle markante hastighetsendringer gjennom hendelsesforløpet var forårsaket av endringer i motorinnstillingene, og at mannskapet satte gasshåndtakene tilbake til omtrentlig «cruise power» før strømbryddet oppstod. Når temperaturene som havarikommisjonen avleste på instrumentene ikke stemmer med normale verdier for «cruise power», burde dette vært drøftet nærmere – fremfor å fremsette den feilaktige påstanden om at 850 °C er «normal temperatur ved motorsetting for marsjhastighet».

Navigasjon

I forkant av en flytur lages det en navigasjonsplan, som sendes inn til lufttrafikktenesten. Planen er utgangspunktet for hvilken rute flyet skal følge, men det kan gjøres endringer underveis. Flygeledere kan ha behov for å instruere piloter om å endre kurs og høyde i forbindelse med trafikkavviklingen, og piloter kan be om å få endre kurs og/eller høyde dersom det eksempelvis er behov for å fly rundt dårlig vær.

Når et passasjerfly tilsynelatende avviker fra kursen like før et havari, er det grunn til å studere dette avviket nærmere. En kursendring bør kunne forklares med én av følgende årsaker:

- Navigasjonsplanen
- Instruks fra flygeleder
- Innvilget ønske fra piloten
- Uoppmerksomhet
- Nødsituasjon

Navigasjonsplanen for LN-PAA tilsa ingen kursendring da den første svingen startet. Det var heller ikke gitt noen instruks fra flygelederen, og pilotene hadde ikke bedt om å få endre kurs. En pilot som oppdager at flyet har kommet ut av kurs, vil korrigere dette umiddelbart, men noen slik korleksjon ble ikke gjort av mannskapet på LN-PAA. Det ble gjort tre svinger mot venstre før flyet havarte, uten noen indikasjon på korleksjon.

Når det ikke er mulig å forstå årsaken til LN-PAAAs svinger, eller se antydning til at mannskapet forsøkte å korrigere kursavviket, burde havarikommisjonen sett på dette som en indikator på at situasjonen var utenfor det normale.

Bakgrunn

Kommersielle flygninger gjennomføres i henhold til Instrument Flight Rules (IFR). Dette er et omfattende regelverk hvor både piloter og flygeledere har klare ansvarsområder og oppgaver. Kort fortalt har piloten ansvaret for flyet og navigasjonen, mens lufttrafikktenesten har ansvaret for å holde separasjon mellom flyene og styre lufttrafikken. En flygeleder gir både informasjon og instruks til pilotene. Ønsker en pilot å endre kurs eller høyde, må flygelederen gi klarering først. Normalt vil en flygeleder forsøke å etterkomme det piloten etterspør, forutsatt at det ikke går utover sikkerheten eller skaper problemer for andre.

Navigasjonsplanen for en flygning sendes inn til lufttrafikktenesten av piloten eller flyselskapet. På denne måten får alle flygeledere langs ruten informasjon om destinasjonen og hvilken rute flyet kommer til å følge. I moderne fly kan hele ruten programmeres inn i et Flight Management System (FMS), slik at autopiloten kan fly ruten primært ved hjelp av GPS. I eldre fly, som Convair CV-580, har man ikke tilsvarende automasjonssystemer, noe som betyr at pilotene må gjøre mer av arbeidet manuelt.

En autopilot er ikke nødvendig for å fly, men er et svært godt verktøy for å avlaste piloten. Å holde et fly i korrekt kurs og høyde krever stor oppmerksomhet, spesielt i urolige luftmasser.

Når en pilot «håndflyr» flyet, vil vedkommende ha mindre kapasitet til andre oppgaver enn når autopiloten er aktivert.

PRECOMPUTED FLIGHT PLANNING DATA IS SUBORDINATE TO REVISED INFORMATION BY JEPPESEN

RP PARTNIR **FLIGHT PLAN** ISSUE NO: 3 DATED: 25 OCT 87

FROM: OSLO (OSL) A/C TYPE: CV 58 CAPT. BERG ON

TO: HAMBURG (HA) REG: LN PAA F/O TIVETEN OFF 1354 1400

DATE: 8.9.89 ROUTING: R15/ALS/R152 SIGNED: FPB TIME

DIST	TIME	MIN	AWY	MAG	CHECKPOINT/FREQUENCY	WAY	VLF/OMEGA	RNAV	PRECAMP G/S
INT	ACC	INT	ACC	FL	T/O: ENFB	POINT	LAT/LONG	VOR	ADDED FOR CLIMB
18	18	9	35	70	239 DRA 114.8d				
87	105	15	25	40	182 FIR EKDK		N58 17.0 E 010 03.0		
71	176	16	36	21	182 AAL 116.7d				46
132	308	30	116	21	181 ALS 114.7				196
24	332	5	121	18	192 EKERN				21
51	383	12	153	20	167 HAM 113.1d				33
7	390	2	135	APP	STAR EDDH				1535
					ROUTING DCT THU-AAL				
92	92			40	188 FIR EKDK		N58 24.0 E010 15.0		
74	166			21	188 AAL 116.7d				

DEP CLEARANCE: HAMB F 173 121 FUEL TIME WEIGHT VOLUME

ARR CLEARANCE: TAXI 120

WEATHER INFO: R 2450 1250 190/4 10+1/2500 15/8 10M DESTINATION 134 3440

ALTERNATE 32 1376 ROUTE RESERVE 5 205

HOLDING 45 1275 MINIMUM REQUIRED 2.56 7076

EXTRA FT DESTINATION EDDH 390 23 ILS 800/540M 228 FT TOTAL ON BOARD 1 7500 = 34006

NOTES: 7500 4000 3500 = 2000 L FLUCE 1735

[Kopi - oppgjørst av HSL. 2005-92 RBT]

Partnair 394, Navigasjonsplan, signert av fartøysjef Finn Petter Berg

Kurs

Ruten gikk fra Fornebu via Drammen VOR (radionavigasjonsfyr), Aalborg VOR og videre sørover mot Hamburg. Radartracket viser at flyet fulgte kysten sørover mens det klatret opp mot marsjhøyde.

Navigasjonsplanen som ble funnet etter havariet viser at Finn Petter Berg var fartøysjef (CAPT) og Knut Tveten var styrmann (F/O). Skjemaet er signert av Berg (FPB). I havarirapporten har havarikommisjonen lagt til grunn at Tveten var fartøysjef, til tross for at denne navigasjonsplanen dokumenterer det motsatte. Fartøysjefen sitter normalt i venstre sete, og feilen kan ha betydning for tolkningen av hvem som utførte hvilke handlinger i cockpit. Det er verdt å merke seg at havarikommisjonen hadde tilgang til denne navigasjonsplanen, men likevel ikke fanget opp rollefordelingen.

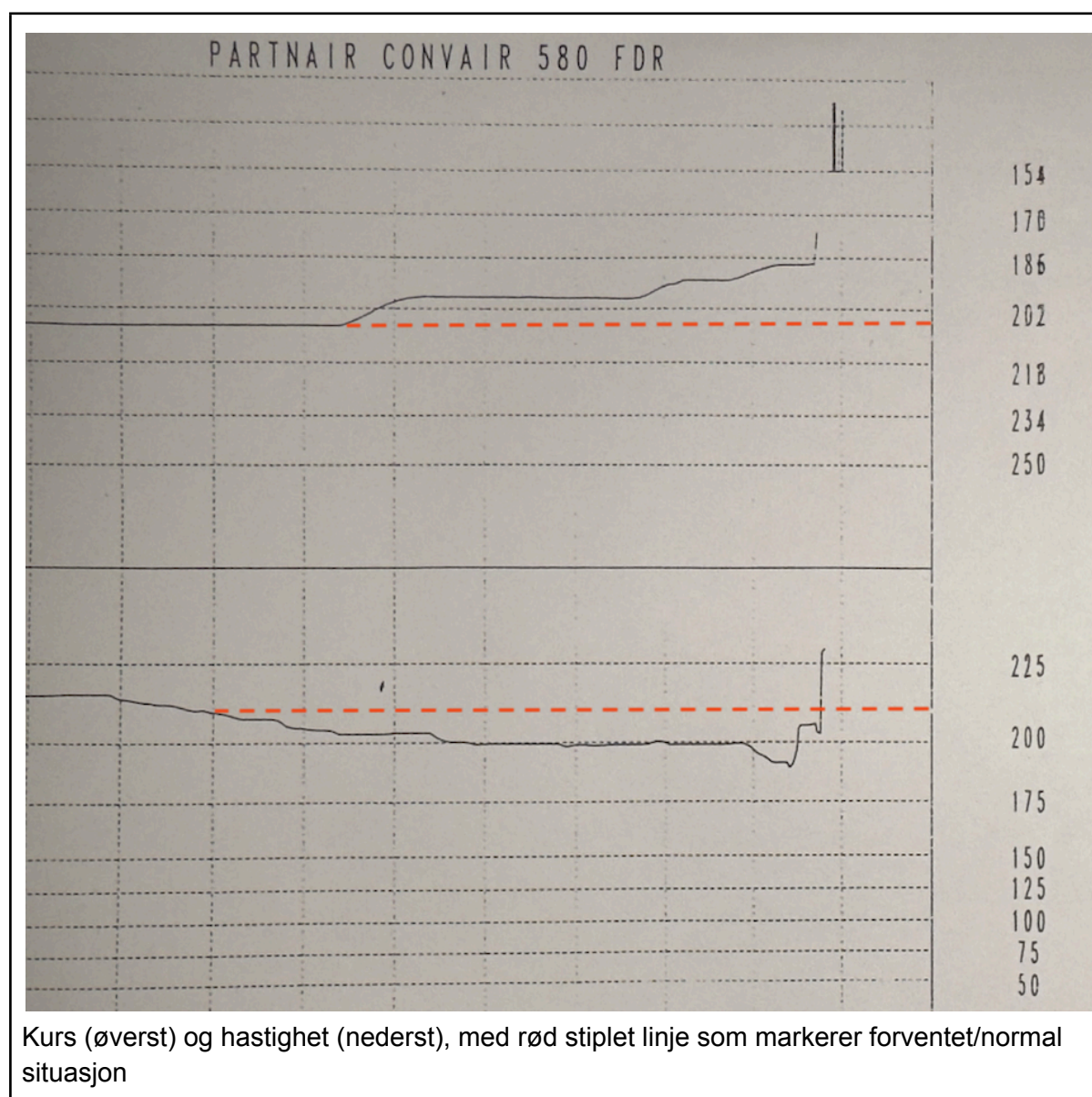
«Mellom 20:50 og 30:30 FDR-tid var kursen ca 208° M.» (Havarirapporten, 1993, side 39)

De fleste piloter velger å bruke autopilot i denne fasen av flygningen, og det er nærliggende å anta at LN-PAA fløy med autopilot.

Navigasjons-premisser

Siste registrering av kurs, høyde og fart ble gjort ved ca. 35:45 FDR-tid, da det oppstod et strømbrydd i flyet.

«30:30 FDR-tid ble det registrert en kursforandring på $8,5^\circ$ til venstre. 33:40 FDR-tid ble kursen igjen forandret $5,5^\circ$ til venstre. Ett minutt senere var det ytterligere en $5,5^\circ$ kursforandring til venstre.» (Havarirapporten, 1993, side 39)



Det er verdt å merke seg at disse «svingene» ikke egentlig kan karakteriseres som svinger, men snarere som gradvise kursavvik. En autopilot svinger normalt med en standard rate på 3° per sekund. Den første kursendringen på $8,5^\circ$ skjedde over ca. 40 sekunder, noe som tilsvarer ca. $0,21^\circ$ per sekund – mindre enn en fjortendel av en normal autopilot-sving. Hadde autopiloten vært innkoblet og kommandert en kursendring, ville svingen skjedd på under 3 sekunder, ikke 40. Det gradvise kursavviket er dermed en sterk indikasjon på at autopiloten ikke var innkoblet da flyet begynte å trekke av kurs.

«Retningsforandringen til venstre som skjedde ved 34:00 FDR-tid, var isolert sett ikke urovekkende, men den virker umotivert etter en periode med stabile flygeparametere. Den er dessuten sammenfallende med en hastighetsforandring som også virker umotivert. I perioden umiddelbart før 34 min etter avgang (FDR-tid), der de registrerte flygeparametere viser svært stabile verdier, mener kommisjonen skyldes at autopilot var innkoblet. Etter de registrerte verdier å dømme, var det valgt høyde og kurs som styrende parametere.» (Havarirapporten, 1993, side 102)

LN-PAA fikk ingen anmodning fra flygeleder om å endre kurs, og fra et navigasjonsmessig ståsted er det vanskelig å forstå hvorfor mannskapet skulle gjøre kursendringer som verken tok flyet tilbake til planlagt rute eller i retning av Aalborg VOR. Det er vanskelig å forstå hvorfor ikke rapporten stiller spørsmål ved disse kursendringene, når det tilsynelatende ikke er noen grunn til at mannskapet har valgt å endre kursen. Når vi i tillegg vet at flyet til slutt «rollet» mot venstre, virker det sannsynlig at alle tre svingene var utilsiktede.

Premisset om at kursendringene ikke var urovekkende fordi «de registrerte flygeparametere viser svært stabile verdier» virker ulogisk. Man kan ikke konkludere med at en sving er normal fordi det er en stund siden flyet svingte sist.

Andre data må analyseres for å vurdere om kursendringene var normale eller avvik. Kursendringene ser ikke ut til å være forankret i navigasjonsmessige beslutninger. Data fra Flight Data Recorder for hastighet indikerer at flyet ikke hadde normal, stabil marsjfart. I praksis betyr det at den eneste gjenværende parameteren som kan tolkes som normal, er høyden. Høyde alene er ikke tilstrekkelig grunnlag for å konkludere med at en sving ikke er «urovekkende».

«Ved ca 35 min FDR-tid, oppstod en ny retningsforandring til venstre, sammenfallende med et markert tap av hastighet.» (Havarirapporten, 1993, side 102)

«I løpet av perioden 34 til 36 min FDR-tid, antok vibrasjonene katastrofale dimensjoner, og de begynte å påvirke flyets retningsstabilitet. Svingningene ble ikke lenger dempet av konstruksjonens stivhet, de ble divergente, dvs. utslaget (amplituden) økte for hver periode. ... Besetningen visste sannsynligvis på dette tidspunkt at noe var galt i halen, og utløste brannslukker for APU. Dette førte til at drivstofftilførsel til APU ble stengt av, men hadde ingen innflytelse på det videre hendelsesforløpet.» (Havarirapporten, 1993, 106–107)

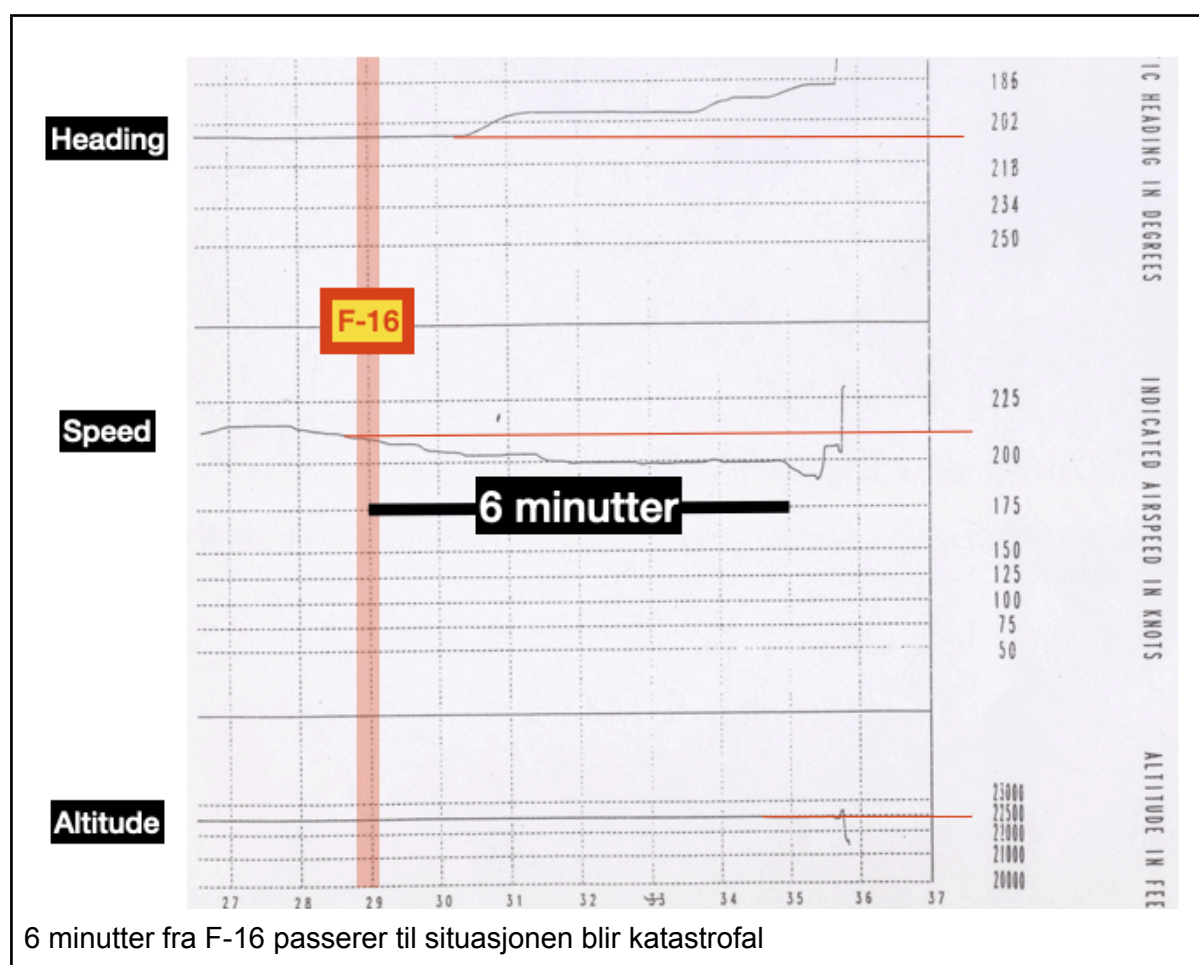
Havarikommisjonen ser ut til å kategorisere den første svingen som normal, den andre som «ikke urovekkende, men umotivert», og at det først var i forbindelse med den siste svingen til venstre at autopiloten var utkoblet og mannskapet visste at de hadde problemer med flyet.

Pilotene var trent til å kontinuerlig overvåke flyets instrumenter, og ville etter all sannsynlighet raskt ha oppdaget avvik i kurs eller hastighet. Havarikommisjonens konklusjon ser ut til å bygge på en hypotese om at pilotene i LN-PAA verken oppdaget avvik i flyets fart eller kurs – noe som virker svært usannsynlig ettersom mannskapet bestod av erfarne piloter.

Flight Data Recorder

Havarikommisjonen oppga i sin rapport at F-16 møtte Partnair-flyet 9 minutter før havariet, men dette er ikke riktig. Ni minutter etter passeringen traff Partnair-flyet vannet, men det var helt tydelig at situasjonen var kritisk og at havarisekvensen startet ca. 6 minutter etter passeringen. Avvikene i forventet hastighet sammenfaller med passeringen, noe som gjør det høyst sannsynlig at det er kausalitet mellom F-16-passeringen og det som videre skjedde.

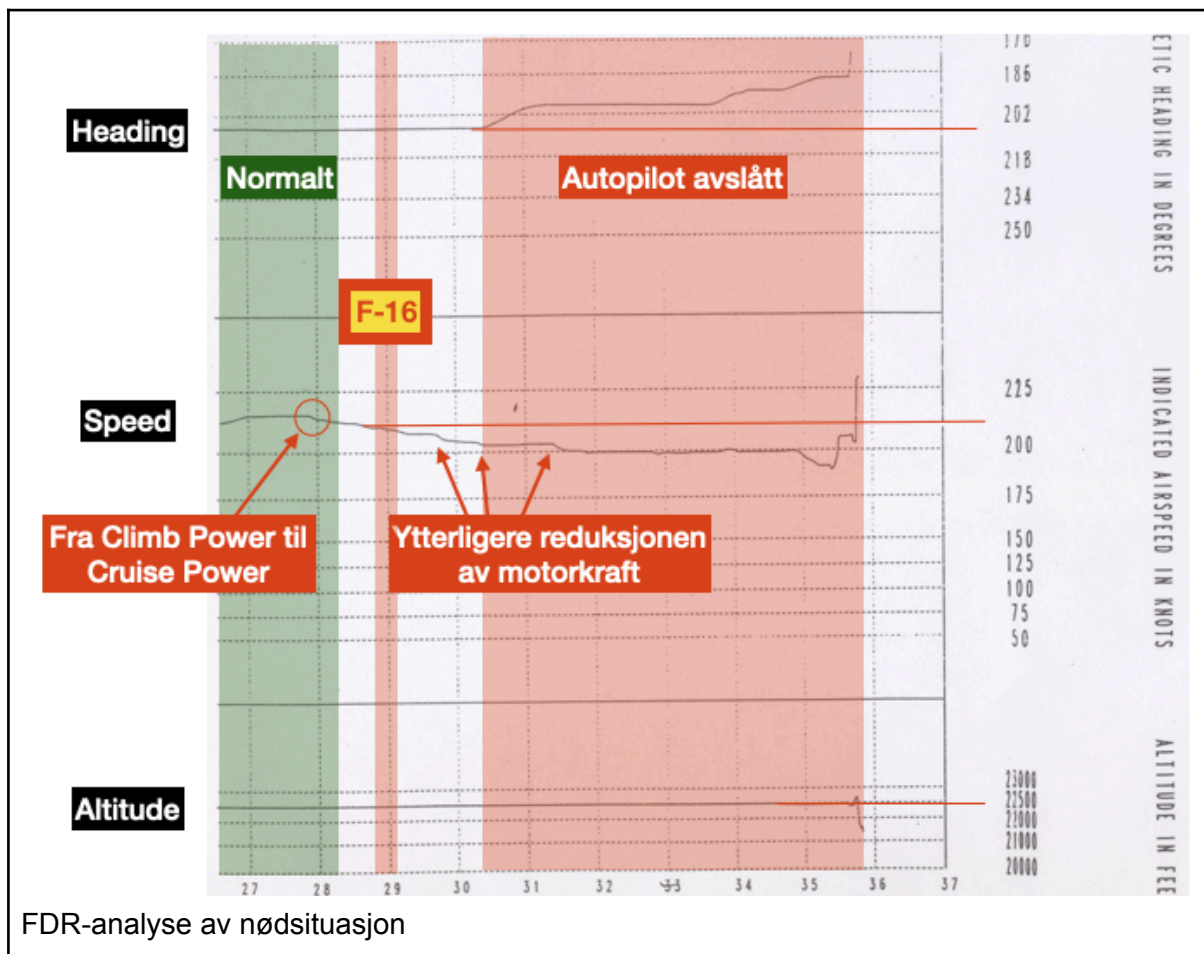
«Det norske jagerflyet, som møtte LN-PAA ca 9 minutter før havariet, deltok ikke i NATO-øvelsen.» (Havarirapporten, 1993, 1.17.5.3, side 84)



Situasjonsanalyse

Alt frem til F-16 passerer ser i henhold til FDR ut til å være normalt. Det er først når F-16 passerer at avvikene starter. Det begynner med stegvise hastighetsreduksjoner, samt et kursavvik, som ikke kan ha vært utført av autopiloten. Det er hastighetsreduksjoner både før og etter det første kursavviket.

Dette er av significant betydning, for det sammenfaller med en feilsøkningsprosess der man gjør én endring av gangen – reduksjon i hastighet og deaktivering av autopilot – og ser effekten av det. Dette tyder på en systematisk feilsøkningsprosess, ikke tilfeldigheter.



Hypotese om hendelsesforløp

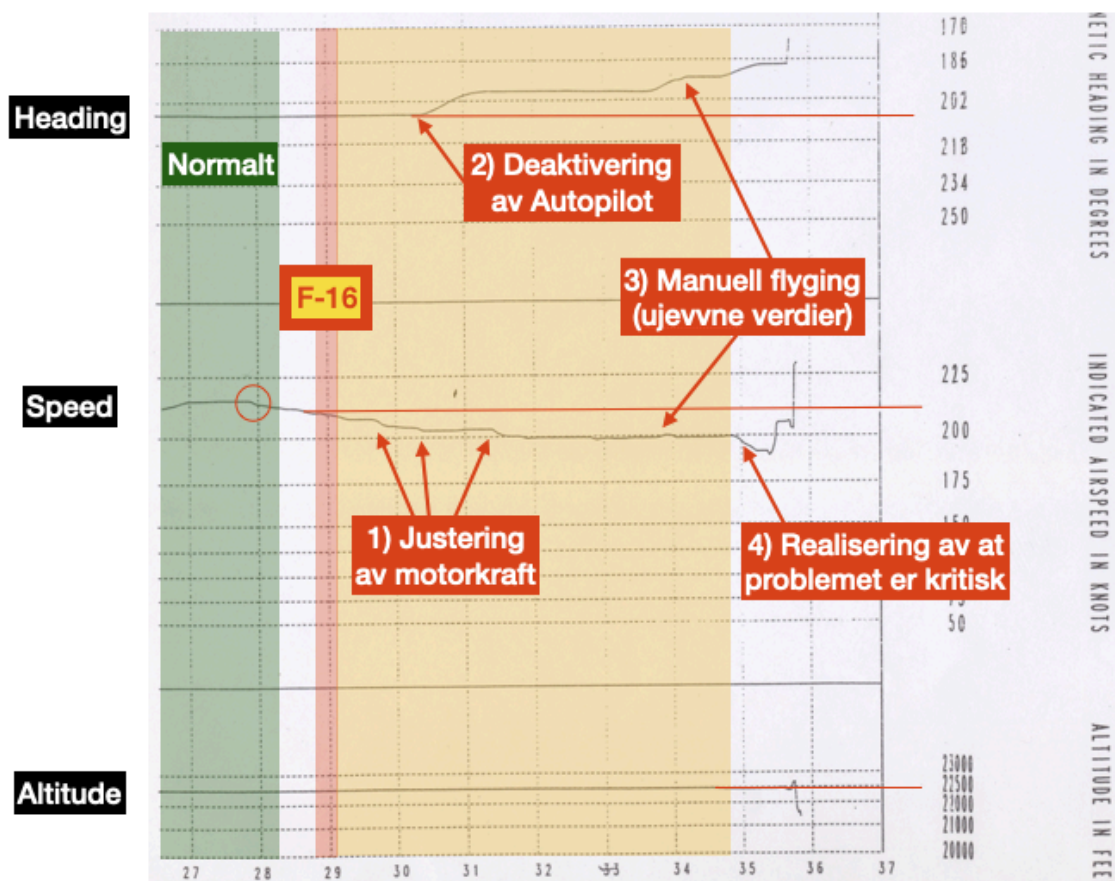
Passeringen av F-16 skjer så fort, og rett forfra, at mannskapet i Partnair-flyet i praksis ikke har noen mulighet til å se F-16-flyet. De har garantert hørt at overlydssjokkbølgen traff skroget, og merket at noe skjedde med flyet. En fysisk skade i siderorets trimror vil kunne gi vibrasjoner og en tendens til venstre yaw, altså at flyet vrir seg litt mot venstre. Autopiloten ville umiddelbart korrigert kursavviket med balanserorene, men pilotene ville merket om flyet fløy ukoordinert (skjevt i luften), i tillegg til at autopiloten ville signalisert at den hadde korrigerende utslag.

Det er utvilsomt at mannskapet oppdaget at noe var galt, men de kan ikke ha forstått hva slags skade som oppstod eller hvor alvorlig den var. Etter å ha klatret med høy motoreffekt og deretter flatet ut og justert motorene til cruise power, er det ikke logisk at det plutselig skulle oppstå strukturelle skader på flyet. Et langt mer sannsynlig scenario ville vært om smell, vibrasjoner og yaw kom som følge av et motorrelatert problem. Dersom pilotene fryktet at det var en strukturell skade i flyet, ville de reagert helt annerledes. De ville umiddelbart redusert hastigheten, startet en «emergency descent» og varslet lufttrafikkjenesten.

EMERGENCY DESCENT (Low Airspeed, Max. Drag)
 CLOSE THROTTLES, REDUCE SPEED TO 173 KTS.
 GEAR DOWN
 FULL FLAPS AS SPEED PERMITS
 DESCEND AT 148 KTS. MAX.

Sjekkliste for "Emergency Descent (Low Airspeed, Max Drag)"

Mot slutten av hendelsesforløpet, 35 minutter FDR-tid, ser man en mer markant reduksjon i hastighet før den stiger igjen. En mulig tolkning av dette er at det var først da pilotene innså hvor alvorlig situasjonen var. Noe får dem til å øke motorkraften betydelig igjen, for i løpet av få sekunder øker hastigheten med rundt 15 knop. Det kan se ut til at denne hastighetsøkningen utløste selve havarisekvensen, ettersom flyet rollet og gikk inn i et stup få sekunder senere. Mannskapet klarte aldri å få kontroll over flyet igjen. Det stupte nedover mot havet, hastigheten økte, og etter hvert oppstod flutter i rorene slik at de til slutt desintegreerte. Dette forseglet skjebnen til Partnair 394.



Flight Data Recorder analyse, hvor gult område indikerer det havarikommisjonen tolket som normalt

Havarikommisjonens tolkning av Flight Data Recorder

«Retningsforandringen til venstre som skjedde ved 34:00 FDR-tid, var isolert sett ikke urovekkende, men den virker umotivert etter en periode med stabile flygeparametere. Den er dessuten sammenfallende med en hastighetsforandring som også virker umotivert. I perioden umiddelbart før 34 min etter avgang (FDR-tid), der de registrerte flygeparametere viser svært stabile verdier, mener kommisjonen skyldes at autopilot var innkoblet. Etter de registrerte verdier å dømme, var det valgt høyde og kurs som styrende parametere.

De variasjoner i høyde som er registrert i dette tidsrommet, er innenfor normale variasjoner. Sammenholdt med radardata, bidrar høyderegistreringene i dette tidsrommet til å samstemme med de ulike tidsmålinger som er gjort.

Ved ca 35 min FDR-tid, oppsto en ny retningsforandring til venstre, sammenfallende med et markert tap av hastighet. Den indikerte hastighetsøkningen som startet ca 35:45 FDR-tid, er av en størrelse som ikke er reell. Dette betyr at målesystemet for FDR på dette tidspunkt ble påvirket av feilkilder som ikke er tilstede ved normal drift. En aktuell feilkilde er unormale strømningsforhold ved flyets inntak for statisk lufttrykk (static ports). Ukoordinert yaw og raske pitchforandringer vil gi slike forhold, og kan resultere i feilindikasjon av fart og høyde.

Umiddelbart før FDR stoppet, viste kursparameter først ca 3 sek sving til høyre, for deretter å gå direkte over i kursforandring til venstre i størrelsesorden 500° pr min. For å forstå betydningen av denne registreringen, har kommisjonen lagt til grunn informasjon fra fabrikanten av denne type FDR. I fire tidligere havarisaker der tilsvarende type registreringer har forekommet, har det enten vært øyenvitner eller tekniske funn som har bekreftet flyenes bevegelser. Øyenvitnene har rapportert at flyene rollet på det tidspunkt FDR gjorde de aktuelle registreringene.» (Havarirapporten, 1993, side 102)

Det er svært vanskelig å forstå hvordan havarikommisjonen analyserer Flight Data Recorder på denne måten. Selv om de ikke visste at hastighetsverdiene var feilavlest – til tross for at 500 fot feil i høyden burde gitt en indikasjon på at det også kunne være feil i hastighet – burde de uansett sett at selve hastighetsgrafene ikke så riktig ut.

Hastigheten var normal frem til rett etter at cruise power var satt, men så begynte den å avvike. Det er ikke noe spesielt for denne flytypen: Det er helt normalt for fly at hastigheten går noe ned etter at cruise power settes, i løpet av noen få sekunder, og at hastigheten deretter blir tilnærmet konstant.

Det Flight Data Recorder viser er at det oppstod en nødsituasjon rett etter passeringen av F-16. Havarirapporten gir et inntrykk av at det var helt utelukket at F-16 kunne ha noe med saken å gjøre.

Sjokkbølger

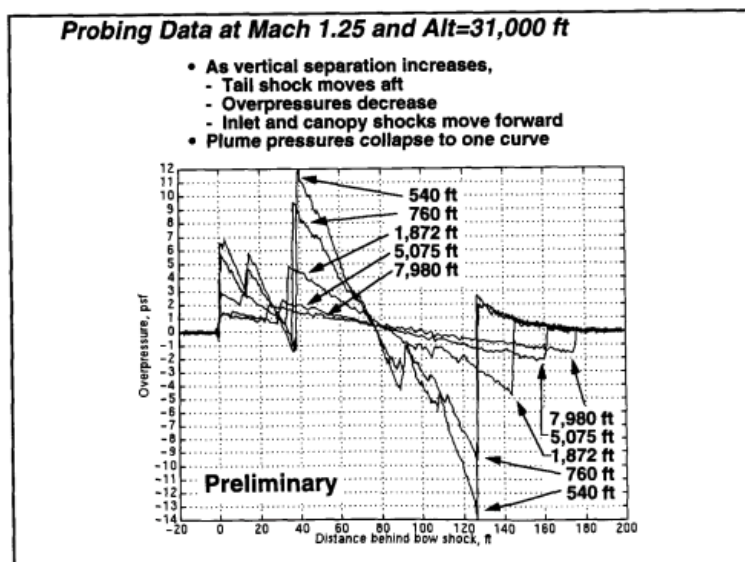
NASA-eksperiment

I 1995 publiserte NASA et dokument som beskriver eksperimenter med sjokkbølger fra et supersonisk fly. De brukte en SR-71 (Blackbird) som kilde for sjokkbølgen, og lot en F-16 fly like under (i samme retning) for å gjøre målinger av den supersoniske sjokkbølgen.

«When the F-16XL aircraft probed within 1000 ft of the SR-71 aircraft, its pilot had several indications of crossing the shock waves. These indications include feeling the pressure changes within the cockpit, being slightly jostled by the shock waves, and hearing the SR-71 engines when aft of the tail shock.

When probings were conducted at vertical separations greater than about 1000 ft, the pilot was unaware when the shock waves were penetrated.» (NASA, 1995, side 5)

Målingene viser at det er svært stor forskjell i trykkbølgen ved henholdsvis 540 fot og 1872 fot avstand. (NASA, 1995, slide 16)



Slide 16

Flygtekniska Försöksanstalten (FFA)

Ingemar A. Lind skrev i sin rapport om studien av denne problemstillingen med en nærpasering av et F-16 i overlydshastighet:

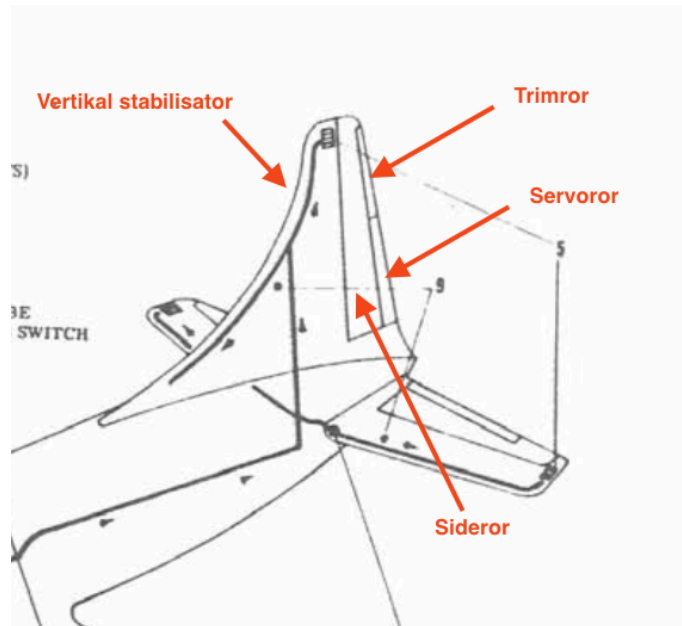
«En erfarenhet av studien i Appendix 2 er är att den transienta lasten på höjdstyrverket pga stötvågen är ganska hög. Den kan för illustrasjonens skull sägas motsvaras av ett skarpt slag mot höjdstyrverkets struktur. Ett överslag pekar mot en kraft på 8000 N i typfallet.» (Lind, 1999, side 45)

National Aerospace Laboratory (NLR)

Forsvarsdepartementet engasjerte NLR for å vurdere hvorvidt en Convair CV-580 kunne bli skadet i forbindelse med en passering med 2000 fots separasjon. I forbindelse med beregningene av om den vertikale finnen kunne bli satt i bevegelse av sjokkbølgen, er følgende regnestykke beskrevet:

«The area of the CV-580's vertical stabiliser is estimated to be equal to 107.48 sq ft (9.99 m²)¹ with which for the peak excitation force is found $2 \times 150 \times 9.99 = 2997 \text{ N}$.» (National Aerospace Laboratory, 2003, side 27)

Det som er verdt å merke seg er at hele den vertikale finnen ikke trenger å bevege på seg for at roret skal kunne komme i bevegelse. Sideroret består av selve rorflaten, samt et mindre servoror og et trimror. En skade i servoror eller trimror kan få katastrofale konsekvenser selv uten at den vertikale stabilisatoren i seg selv blir skadet.



NLR-rapporten tar utgangspunkt i CAR

Part 4b for beregning av belastninger som de forskjellige delene av flyet skal tåle. NLR drøfter derimot ikke hva de forskjellige rorene er designet for å tåle, og har følgelig heller ikke fokusert på trimrorene.

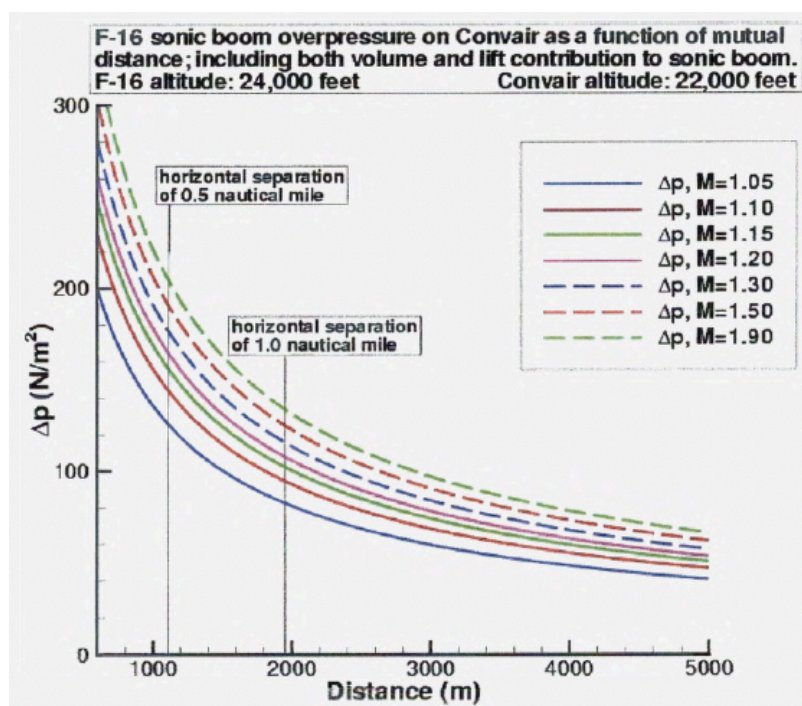
«Trimming tabs shall be designed to withstand loads arising from all likely combinations of tab setting, primary control position, and airplane speed, obtainable without exceeding the flight load conditions prescribed for the airplane as whole, when the effect of the tab is being opposed by pilot effort loads up to those specified in §4b.220 (a).» (Civil Air Regulations Part 4b, 1953, side 14)

Trykkberegning

I NLR-rapporten tas det utgangspunkt i et trykk på 150 N/m^2 , men dette er basert på 2000 fot høydeseparasjon og en horisontal separasjon på 0,5 nautisk mil.

«Fig. 10 shows that, for the second stipulated Mach number of 1.1 and a horizontal separation of 0.5 nautical miles, the overpressure is in the order of 150 N/m^2 . If Fig. 10, influences of Mach number and mutual distance variations are also shown on the sonic boom overpressure.» (National Aerospace Laboratory, 2003, side 10)

«Overpressures produced by aircrafts flying supersonic at altitudes of less than 100 feet, creating between 20 and 144 psf (957.6 to 6,894.8 N/m^2 .) overpressure, have been experienced by humans without injury.» (National Aerospace Laboratory, 2003, side 9)



At mennesker ikke har tatt skade av en sjokkbølge ved nærpasering er ikke ensbetydende med at hengslene i et trimror ikke kan bli skadet av en tilsvarende sjokkbølge. Hele NLR-rapportens konklusjon er basert på et premiss om at høydeseparasjonen var 2000 fot ved passering.

Figuren viser grafer som er basert på verdier som ikke følger invers-kvadratisk lov. Dette skyldes trolig at det er tatt utgangspunkt i en fast høydeseparasjon på 2000 fot, og at x-aksen kun viser horisontal distanse. Ved 0 meters horisontal separasjon vil trykkendringen fra sjokkbølgen, ifølge grafen, være 200 N/m^2 , og den absolute separasjonen vil være 2000 fot.

Ved å bruke invers-kvadratisk lov vil man ved 100 fot separasjon – som er $1/20$ av 2000 fot – få en trykkendring som er $20^2 = 400$ ganger større: $200 \text{ N/m}^2 \times 400 = 80\,000 \text{ N/m}^2$.

Konklusjon

NLR-rapporten fokuserer på tre områder: aerodynamikk, konstruksjoner og flysikkerhet. De aerodynamiske beregningene er basert på et premiss om at den vertikale separasjonen var 2000 fot. Vurderingen av de forskjellige strukturelle konstruksjonene er basert på en trykkendring på 150 N/m^2 .

Det henvises til ni nærpasninger mellom jagerfly og sivile fly, hvor det tilsynelatende ikke har skjedd noen skader på flyene. Det fremkommer ikke tydelig hvilke av disse nærpasningene som har skjedd med overlydshastighet.

«As a result of the study in the three research areas as mentioned above, it is concluded by the multi-disciplinary team of NLR experts that the probability of the RCAF F-16 causing any damage to the Convair CV-580 is extremely small and can be excluded.»
(National Aerospace Laboratory, 2003, side 33)

Ved å kun fokusere på bruddstyrken til den vertikale finnen har NLR-ekspertene oversett muligheten for at trimroret og/eller servorolet ble skadet i forbindelse med nærpasningen. Dersom nærpasningene det henvises til i rapporten er gjort under lydshastighet, vil denne anekdotiske bevisføringen ikke være relevant for en eventuell pasning i overlydshastighet.

Dersom premisset om en høydeseparasjon på 2000 fot er falskt, er det feil i beregningene i NLR-rapporten. Det er lite sannsynlig at NLR hadde kommet til samme konklusjon dersom utgangspunktet var en nærpasning med kun noen få hundre fot separasjon i overlydshastighet.

Nestenulykke

Selv om det ikke er noen kjente ulykker forårsaket av pasning av andre fly uten fysisk kontakt, har det vært mange ulykker og nestenulykker relatert til problemer med flyets ror. Den kanadiske havarikommisjonen undersøkte en hendelse med en King Air hvor kontrollmekanismen til flyets siderortrim løsnet. I denne hendelsen startet det med at mannskapet kjente en svak vibrasjon og en slak sving. Dette er et eksempel på at selv en skade på et trimror kan få store konsekvenser for flyet.

«After approximately one hour of flight, while in level cruise at 11 500 feet asl, the crew experienced a slight vibration and a shallow uncommanded right turn. The aircraft was returned to level flight, the autopilot was selected off and a cockpit check was completed when another uncommanded but steeper turn to the right developed. The aircraft was once again returned to level flight and, as the vibration was continuing, a decision was made to land in North Bay due to its close proximity. During the descent, at approximately 8 500 feet asl, a severe vibration developed which violently shook the aircraft and rapidly moved the rudder and ailerons causing the hands and feet of the pilot flying to be displaced from the control wheel and rudder pedals. After approximately 30 to 45 seconds, the vibration stopped and control was regained. The descent was then continued at 140 knots, as the aircraft seemed controllable at this speed. However, to maintain coordinated flight, the crew had to hold approximately 2/3 left rudder. The remainder of the descent, approach and landing were uneventful and the aircraft landed safely. No injuries occurred. A maintenance recovery team was dispatched and examined the aircraft. They determined that the hardware connecting the rudder trim actuator push/pull rod to the rudder trim horn was missing. After replacement of the missing hardware and a free play check, the aircraft was ferried to Ottawa. The aircraft was returned to service after a severe turbulence check and non-destructive testing (NDT) of fittings in the empennage and wings.» (Transportation Safety Board of Canada, 1997)

Drøfting

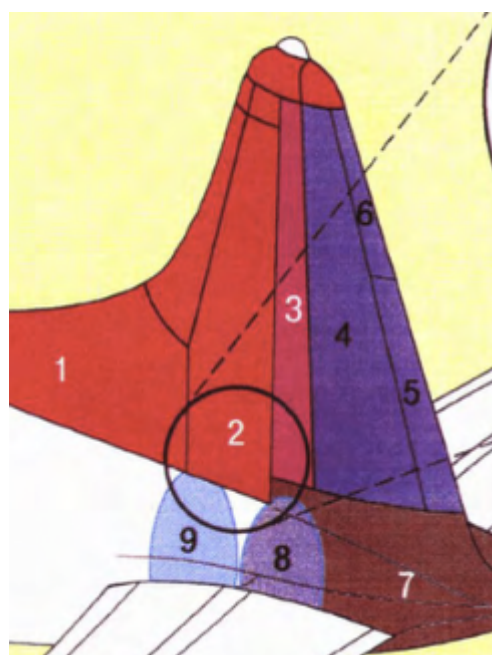
At et jagerfly i overlydshastighet skal kunne rive i stykker et passerende passasjerfly, virker svært lite sannsynlig. Med en separasjon på 2000 fot vil trykkbølgen fra overlydspasseringen trolig ha begrenset mulighet til å forårsake fysiske skader på et fly, selv om den vil være hørbar i det møtende flyet.

Etter at havarirapporten ble publisert har det fremkommet informasjon om radiokommunikasjon mellom flygeleder og F-16-pilot, samt radardata, som indikerer at F-16 passerte LN-PAA på kloss hold. Dersom dette er tilfellet, bør det på nytt vurderes om en overlydspassering kan utelukkes som årsak, gitt at separasjonen mellom LN-PAA og F-16 var mye mindre enn 2000 fot.

I henhold til invers-kvadratisk lov vil energien i sjokkbølgen øke dramatisk ved redusert avstand:

Separasjon	Faktor vs. 2000 fot
500 fot	16×
250 fot	64×
125 fot	256×

For å illustrere det samme prinsippet: Står man 10 meter unna en eksplosjon, mottar man kun 1 % av energien sammenlignet med å stå 1 meter unna. Står man 20 meter unna, er energimengden redusert til 0,25 %. For både eksplosjoner og supersoniske sjokkbølger er det endringen i avstand som gir størst utslag.



(Accident Investigation & Research, 1992, figur 3)
Flight tab (5) og Trim tab (6)

I henhold til figur 3 i havarirapporten er sideroret bygget opp av «tail rudder», «flight tab» og «trim tab». Mellomrommet mellom halefinnen og sideroret dekkes av «shroud doors». Til sammen utgjør disse komponentene en betydelig del av arealet til den vertikale konstruksjonen, og er derfor utsatt for en sjokkbølge fra et overlydsfly som passerer på siden av flyet. Skader på én eller flere av siderorkomponentene vil endre de aerodynamiske egenskapene, noe som resulterer i at flyet begynner å svinge uten input fra mannskapet. I høy hastighet utsettes halekonstruksjonen for store aerodynamiske krefter. Strukturelle skader vil kunne utvikle seg og forverre situasjonen raskt. Med andre ord kan en liten skade på høyde- eller sideroret gi katastrofale konsekvenser.

Havarikommisjonen har viet en stor del av rapporten til å underbygge en hypotese om at årsaken til havariet var vibrasjoner i flyets hale, som over tid utviklet seg til å bli katastrofale. Denne hypotesen bygger på flere underhypoteser med varierende grad av sikkerhet. Frem til 34 minutter FDR-tid anser havarikommisjonen at pilotene oppfattet flygningen som normal, og drøfter i liten grad data fra Flight Data Recorder. Havarikommisjonen avstod også fra å spekulere om hva som skjedde etter at Flight Data Recorder sluttet å registrere data. I praksis har havarikommisjonen dermed kun definert de siste to minuttene av FDR-opptaket som indikasjon på at noe var unormalt.

Havarikommisjonen bruker rundt 10 sider (98–108) på å gi en ekstremt detaljert beskrivelse av hvilke skader som har oppstått, basert på tekniske funn, og hvorfor skadene har oppstått. Det kan virke som om havarikommisjonen tidlig konkluderte med at «falske deler» trolig utløste hendelsesforløpet, og deretter har forklart alle de tekniske funnene på en måte som støtter opp under denne hypotesen.

At vibrasjoner har utviklet seg over lang tid og blitt så kraftige at flyets haleparti brøt sammen, uten at mannskapet oppdaget det, virker ekstremt usannsynlig. Havarikommisjonens hypotese er at da mannskapet forstod at de var i ferd med å tape kontroll over flyet, gikk det så fort at de ikke rakk å reagere ved å trekke gasshåndtakene til tomgang.

«Ved ca 35 min FDR-tid, oppstod en ny retningsforandring til venstre, sammenfallende med et markert tap av hastighet. Den indikerte hastighetsøkningen som startet ca. 35:45 FDR-tid, er av en størrelse som ikke er reell.» (Havarirapporten, 1993, side 102)

FDR-data og beskrivelsen i rapporten tilsier at det gikk omtrent ett minutt fra den siste svingen og det markante hastighetstapet til mannskapet mistet kontrollen. Dette er mer enn nok tid til å gjøre endringer med gasshåndtakene. Det er fullt mulig at den siste fartsreduksjonen skyldtes at mannskapet forsøkte å redusere farten uten at det forbedret situasjonen, og at de deretter økte motorkraften igjen. Ved å tidlig konkludere med at flyet holdt normal marsjhastighet og at motorsettingene var satt til «cruise power», har havarikommisjonen avskåret all videre tolkning av flygefarten slik den ble registrert av Flight Data Recorder.

Passeringen skjedde i underkant av 6 minutter før den siste, katastrofale havarisekvensen startet. I rapporten står det at F-16 passerte ca. 9 minutter før, men det stemmer ikke.

Til tross for at et F-16 passerte nær LN-PAA like før havarisekvensen startet, har havarikommisjonen ikke drøftet dette nærmere. Uten å tolke hastighetsdata fra Flight Data Recorder vil det være vanskelig å se korrelasjonen mellom F-16-passeringen og tidspunktet hvor LN-PAA flygefart sank under normal marsjfart.

En hypotese om at det oppstod en skade på sideroret ved passering av F-16, og at denne skaden utviklet seg til et katastrofalt nivå i løpet av 6 minutters flygning, passer bedre med radar- og FDR-data enn havarikommisjonens hypotese om at vibrasjoner forårsaket av falske deler utløste havariet.

APU

Flyets Auxiliary Power Unit (APU) har fått mye av skylden for havariet ettersom den er plassert i halen og var i drift da havariet skjedde. En APU er en turbinmotor som driver en vekselstrømgenerator. Når man stenger drivstofftilførselen, stopper APU-en i løpet av få sekunder.

Havarikommisjonens konklusjon er bygget på premisset om at bruk av APU-en på denne flyturen var utslagsgivende. Det er ikke nødvendigvis viktig å vite eksakt når APU-en ble stoppet, men den er så sentral i havarikommisjonens årsakshypotese at det ikke burde gjenstå åpne spørsmål rundt den. Det er motstridende funn om når i hendelsesforløpet APU-en ble stoppet, og havarikommisjonen stiller seg selv tvilende til om APU-en kan ha vært den initielle årsaken til skadene i halepartiet.

«Ved normal drift roterer turbinen i APU med over 40 000 RPM. Dersom gnisningene førte til vibrasjon, ville den ha vært høyfrekvent. Det virker derfor usannsynlig at APU med sitt defekte fremre feste skulle være den initielle årsak til de store vekslende belastninger halen for øvrig har vært utsatt for.» (Havarirapporten, 1993, side 99)

«Kreftene rorflatene ble utsatt for, overlastet overføringene mellom cockpit og ror, og førte til brudd i disse.

Besetningen visste sannsynligvis på dette tidspunktet at noe var galt i halen, og utløste brannslukker for APU. Dette førte til at drivstofftilførsel til APU ble stengt av, men hadde ingen innflytelse på det videre hendelsesforløpet.» (Havarirapporten, 1993, side 107)

«I aggregatets turbinseksjon ble det funnet biter av smeltet plast. Plastbitene ble identifisert ved hjelp av IR-spektroskopi og hadde samme sammensetning som materialer brukt i kabininnredningen.» (Havarirapporten, 1993, side 68)

Havarikommisjonen har en hypotese om at APU-en ble stoppet i perioden 34–36 minutter FDR-tid, da mannskapet var i ferd med å miste kontroll over flyet. Dette sammenfaller imidlertid ikke med det faktum at en APU kun bruker noen få sekunder på å stoppe. Dersom det ble funnet brent plast fra kabininnredningen i APU-turbinen, virker det mer sannsynlig at APU-en var i drift da flyet brøt sammen. Alternativt kan det bety at APU-en ble stoppet kun sekunder før flykroppens sammenbrudd.

Å stoppe en APU som drev det ene av flyets to vekselstrømsystemer virker lite sannsynlig dersom mannskapet forsøkte å håndtere et strømproblem. Dersom man er i ferd med å tape kontroll over flyet, vil det være flyets primære kontrollorganer og motorinnstilling som en pilot naturlig vil fokusere på. I så fall kan det bety at pilotene ikke gjorde noe forsøk på å stoppe APU-en, noe som betyr at den var i drift da flyet gikk i oppløsning. Dette stemmer overens med funnet av smeltet plast i APU-ens turbin.

«Sprengladningen (squib), som skal utløse brannslukkeren til APU, ble funnet i avsatt tilstand. Ladningen avsettes elektrisk. Ved prøver har det vist seg at tilført spenning på ca 15 V DC er tilstrekkelig til å sette av en slik ladning.» (Havarirapporten, 1993, side 69)

Havarikommisjonen konkluderer med at brannslukkeren til APU-en var utløst, men forklarer ikke hvordan den kan ha blitt utløst uten at flyet hadde strøm på verken vekselstrømsystemet eller likestrømsystemet. Det ville derfor vært naturlig å stille spørsmål ved om brannslukkingsmekanismen i det hele tatt kan ha blitt utløst av mannskapet. Mangel på strøm og funnet av brent plast fra flyets interiør svekker havarikommisjonens hypotese om at mannskapet aktiverte brannslukkeren.

«De tekniske funnene viser at APU, etter at fremre feste hadde sviktet, ble stående og svinge om tverraksen. Et stort antall slagmerker på fremre feste viser dette. Bevegelse om tverraksen var mulig pga elastisitet i de festene som fortsatt var intakte. "Disse svingningene må nødvendigvis ha påvirket egenskapene til øvrige elementer i halepartiet."» (Havarirapporten, 1993, side 100)

«Sannsynligvis har det forhold at APU vibrerte om tverraksen sammenheng med svingningene i høyderoret, uten at det kan fastslås med sikkerhet hvilken av disse to vibrasjonskildene som initierte reaksjonen i den andre.» (Havarirapporten, 1993, side 107)

Det ville vært interessant å vite om slagmerkene oppstod på ulykkesturen, eller om de har oppstått over tid når flyet har fløyet i turbulens med APU-en avslått. Gyroskopisk presesjon er et fysisk fenomen som gjør at en roterende gjenstand motstår endringer i sin posisjon – på samme måte som et snurrehjul holder seg oppreist så lenge det spinner. Når man flyr rett frem i stabil flyging, vil denne effekten stabilisere APU-en om to akser mens den er i drift. Gitt at APU-ens aksel er montert langs flyets lengdeakse, betyr det at APU-en vil motvirke bevegelser om tverraksen og loddaksen. Kun rotasjon om lengdeaksen vil kunne skje uten påvirkning av gyroskopisk presesjon. Uten noen nærmere forklaring om hva som menes med at APU-en «ble stående og svinge om tverraksen», er det verdt å stille spørsmål ved om dette i det hele tatt er mulig mens APU-en er i drift.

Nærpasseringen

Både F-16 og LN-PAA fløy i henhold til Instrument Flight Rules (IFR). I praksis betyr det at lufttrafikktenesten er ansvarlig for å separere flyene fra hverandre. For at sikkerheten skal ivaretas, må pilotene holde seg til sin tildelte høyde.

Sivile fly hadde i 1989 ingen mulighet til å oppdage andre fly i nærheten, og var derfor avhengig av lufttrafikktenesten for å få informasjon om eventuell annen trafikk i området. «Essensiell trafikk» er lufttrafikk som vil komme nærmere enn den minimumsseparasjonen regelverket tilsier, og som flygelederen plikter å informere pilotene om. I dette tilfellet var flyene separert i henhold til regelverket med 2000 fot høydeforskjell, og trafikken var derfor per definisjon ikke «essensiell». At F-16-piloten likevel omtalte LN-PAA som «essential trafikk» på radioen, er i seg selv en indikasjon på at den faktiske separasjonen var langt mindre enn 2000 fot.

Informasjonen om at det fantes flere jagerfly i luften samtidig, og at de fløy like foran Partnair-flyet, har ikke blitt nevnt av havarikommisjonen. Ettersom mannskapet på F-16 ikke ble informert av verken dansk eller norsk flygeleder om hvilket fly de fikk mot seg i retning Rygge militære flyplass, vil det naturlig nok kunne oppstå forvekslinger.

Radardata som viser at F-16 gikk ned i høyde har havarikommisjonen valgt å utelate fra rapporten. Kombinasjonen av radioopptaket og radarplottet sannsynliggjør at nærpasseringen ikke var en tilfeldighet.

Radiokommunikasjon

For å fly i kontrollert luftrom, som all IFR-trafikk gjør, plikter pilotene å være i kontakt med lufttrafikktenesten på radio. Når en flygeleder bruker et flys kallesignal, betyr det at etterfølgende melding er til det aktuelle flyet. Ettersom man hører kommunikasjonen med andre fly, kan piloter danne seg et mentalt bilde av trafikken i området.

En utfordring med sivile og militære fly i samme luftrom er at sivile fly bruker VHF-frekvenser, mens militære fly bruker UHF. Lufttrafikktenesten kan bruke både VHF og UHF samtidig. I praksis betyr det at sivile fly kun hører stemmen til piloter i andre sivile fly, mens militære fly kun hører andre militære fly. Når lufttrafikktenesten sender på VHF og UHF samtidig, hører alle pilotene i området det flygelederen sier, uavhengig av om vedkommende henvender seg til sivile eller militære fly. Uten å høre begge sider av samtalen er det i mange tilfeller umulig å tolke hvilket fly radiokommunikasjonen gjelder og hvor flyet befinner seg.

F-16 var på UHF-frekvensen til Copenhagen Control da Partnair kontaktet samme flygeleder på VHF-frekvens. F-16-piloten hørte derfor ikke at Partnair rapporterte sin høyde (flight level 220), men kunne bare høre svaret fra flygelederen: «Partnair 394 good afternoon, radar contact, Copenhagen control.» Basert på denne informasjonen hadde F-16-piloten ingen mulighet til å vite at flyet, som tilsynelatende kom fra samme retning som Rygge, var LN-PAA.

Andre jagerfly

Sammen med Partnair-flyet, i luftrommet til Oslo Control, var også militærflyene Viper 20 og Viper 71 på vei mot Aalborg. Dette var trolig amerikanske F-16 som hadde deltatt i en øvelse den dagen. Mannskapet på det norske F-16-flyet hadde trolig kjennskap til at det var andre F-16 i området. Viper 20 og Viper 71 var trolig allerede over Danmark da det norske F-16-flyet (Norwegian 5007) tok av fra Aalborg.

F-16 Fighting Falcon

Mange militærfly har et kallenavn i tillegg til sitt offisielle navn. F-16 sitt kallenavn er «Viper».

«The F-16 was given its name of "Fighting Falcon" on 21 July 1980. Its pilots and crews often use the name "Viper" instead, because of a perceived resemblance to a viper snake as well as to the fictional Colonial Viper starfighter from the television program Battlestar Galactica, which aired at the time the F-16 entered service.» (F16 Fighting Falcon, Wikipedia)

Viper 20 og 71

Samtidig med at Partnair-flyet klatret opp mot sin marsjhøyde, var to militære fly i samme luftrom. Disse hadde kallesignal «Viper 20» og «Viper 71». De fløy begge kort tid etter hverandre, men ikke i formasjon. Ved formasjonsflygning er det kun formasjonslederen som kommuniserer med flygeleder på vegne av alle i formasjonen.

Ifølge radiologgen krysser Viper 20 og Viper 71 over til dansk luftrom omtrent kl. 14:10. De er da omtrent midtveis mellom Rygge og Aalborg, en flytur som ifølge Norwegian 5007 tok omtrent 20 minutter.

«Undertegnede fløy fredag 8. september 89 fra Aalborg flystasjon med takeoff kl 1420 Zulu. Etter ett minutt var flyet etablert i FL 240 på vei mot Rygge. Ca kl 1430Z oppdager jeg et fly på radaren som kommer rett mot meg - omtrent i samme høyde. .. Fløy VFR inn til Rygge og landet ca 1440Z.» (Norwegian 5007, 1989, side 1)

Da Norwegian 5007 tok av fra Aalborg, hadde Viper 20 og Viper 71 trolig allerede nådd det danske fastlandet.

Radiologg

Klareringer og instruksjoner fra flygeleder må leses tilbake av piloten for å bekrefte at meldingen er forstått og vil bli utført. Tilbakelesingen fungerer som en kontrakt mellom flygeleder og pilot.

Militære fly bruker UHF-frekvens, mens sivile fly bruker VHF. Det sivile fly sier på radioen kan derfor ikke høres av militære fly, og omvendt. Flygeleder hører både militære og sivile fly, og sender på både VHF og UHF samtidig slik at alle fly hører hva flygelederen sier.

Radiokommunikasjonen under er hentet fra Oslo Control (1989, side 1–2) og Copenhagen Control (1989, side 1). Hensikten er å vise tidspunktene for relevante hendelser, og irrelevante deler av kommunikasjonen er derfor utelatt.

Tid	Stasjon	Melding	Forklaring
14:04	Oslo Control	Partnair 394 is cleared direct Aalborg	Partnair-flyet får klarering til å fly direkte mot Aalborg
14:04	Partnair 394	Roger - direct Aalborg	Mannskapet bekrefter klareringen
14:08	Oslo Control	Viper 71 - you are cleared direct to Aalborg - AAL	Viper 71 får klarering til å fly direkte mot Aalborg. De er garantert ikke på samme høyde som Partnair.
14:08	Viper 71	(svar på UHF)	Trolig leser Viper 71 tilbake klareringen.
14:09	Oslo Control	Viper 20 cleared direct AAL	Viper 20 får også klarering til å fly direkte mot Aalborg.
14:09	Viper 20	(svar på UHF)	Trolig leser Viper 20 tilbake klareringen.
14:10	Oslo Control	Viper 71 - contact Copenhagen Control - frequency 293.250	Viper 71 får beskjed om å bytte frekvens til Copenhagen Control ettersom flyet snart flyr inn i dansk luftrom.
14:10	Viper 71	(svar på UHF)	Viper 71 svarer trolig: "say again"
14:11	Oslo Control	293.250	Flygeleder gjentar frekvensen som Viper 71 skal bytte til.

14:11	Viper 71	(svar på UHF)	Viper 71 leser trolig tilbake frekvensen
14:11	Oslo Control	Viper 20 - also contact Copenhagen on 293.250	Viper 20 og 71 må ha fløyet relativt nære hverandre ettersom de begge får beskjed om å bytte frekvens på samme tidspunkt.
14:11	Viper 20	(svar på UHF)	Viper 20 leser trolig tilbake frekvensen
14:22	Oslo Control	Partnair 394 - radar services terminated. You will enter Danish airspace two minutes from now. Contact Copenhagen 124.55	Partnair-flyet får beskjed om å bytte frekvens. Dette er ikke samme frekvens som Viper-flyene ettersom de brukte har en UHF-radio og sivile fly har VHF-radio.
14:22	Partnair 394	124.55 - bye	Frekvensen leses tilbake som bekræftelse på at de vil ta kontakt med Copenhagen Control.
14:23	Partnair 394	Copenhagen - Good afternoon - Partnair 394 maintaining flight level two two zero	Partnair-flyet kaller opp Copenhagen Control og forteller at de er etablert på flight level 220 (22.000 fot)
14:23	Copenhagen Control	Partnair 394 - Good afternoon - Radar contact	Flygeleder bekrefter at han/hun ser Partnair-flyet på sin radar.

(Oslo Control, 1989)

Passeringen

Etter møtet med LN-PAA oppstår det en konfrontasjon mellom F-16-piloten og flygelederen. I opptaket av radiokommunikasjonen hører man F-16-piloten si: «Du visste at du hadde han airliner'n som kom rett på trynet her?» Etter respons fra flygelederen fortsetter F-16-piloten: «Bare confirm at du hadde ham, ganske essential trafikk.»

Norwegian 5007 var en toseter F-16 med et mannskap på to kvalifiserte F-16-piloter. Ifølge Forsvaret hadde piloten i baksetet ingen ansvarsoppgaver på turen fra Aalborg til Rygge, men som kvalifisert F-16-pilot og instruktør var han en del av mannskapet. Han vitnet i

rettsaken Partnair førte mot staten, og hevdet også i dokumentaren at F-16-flyet holdt sin tildelte høyde. (Wisting, 2023)

Radioopptaket mellom F-16-piloten og flygelederen viser tydelig at F-16-piloten var opprørt. At han reagerte på et fly 660 meter (2000 fot) under sin egen høyde virker helt ubegripelig. Den eneste logiske forklaringen er at F-16 og LN-PAA passerte hverandre svært nær. Den krasse kritikken rettet mot flygelederen tyder på at F-16-piloten mente han burde blitt informert om det sivile, motgående passasjerflyet som flygelederen hadde på sin radarskerm.

Opptaket av radiokommunikasjon mellom F-16-pilot og flygeleder er ikke omtalt i havarirapporten. At to militærfly, trolig F-16 fra Rygge, fløy mot Aalborg samtidig med Partnair-flyet, har blitt fullstendig utelatt. På denne måten hoppet havarikommisjonen bukk over alt som kunne satt søkelys på Forsvaret.

Motivasjon

Et sentralt spørsmål er hvorfor F-16-mannskapet tilsynelatende forlot sin tildelte høyde og fløy mot LN-PAA. Svaret kan ligge i at de trodde de møtte en kollega.

F-16-mannskapet visste trolig at andre F-16 – sannsynligvis amerikanske fly som hadde deltatt i en øvelse – var på vei mot Aalborg i motgående retning. Da F-16-flyets radar fanget opp et mål i retning Rygge, kan mannskapet ha antatt at dette var ett av disse flyene. Blant jagerflypiloter er det ikke uvanlig å gjøre en nærpassering av en annen jager – et «stunt» som begge parter er trent på og forberedt på å håndtere. I et slikt scenario ville en tett passering blitt ansett som ufarlig av mannskapet, ettersom de forventet at piloten i det motgående flyet var en kollega som var vant til slike møter i luften.

Problemet var at målet på radaren ikke var en F-16, men Partnair-flyet LN-PAA – et sivilt passasjerfly med 55 mennesker om bord. Verken dansk eller norsk flygeleder informerte F-16-mannskapet om at det sivile flyet var i området, og F-16-piloten kunne ikke høre Partnairs radiosamtale med flygelederen ettersom den foregikk på VHF. Forvekslingen ble dermed katastrofal.

Ettersom F-16 er utstyrt med egen radar, kan dette ha gitt mannskapet en falsk trygghet om at de hadde kontroll på situasjonen – noe som kan ha gjort det lettere å bryte sikkerhetsregelen om å holde sin tildelte høyde. Gitt at F-16-piloten skrudde av flyets transponder, ville flyet i praksis blitt usynlig i radarsystemet til den sivile lufttrafikktenesten.

Når F-16-piloten sier på radioen «Du visste at du hadde en airliner'n som kom rett på trynet her?», svarer flygelederen: «Norwegian 5007 will you confirm that you are flight level 240.»

Flygelederens spørsmål kan tyde på at han ikke hadde en oppdatert høydemåling på sin radarskerm, men kanskje bare en prediksjon fra radarsystemet. Dersom F-16-flyets transponder var avslått, ville flygelederen kun hatt den sist kjente høyden å forholde seg til.

The Merge

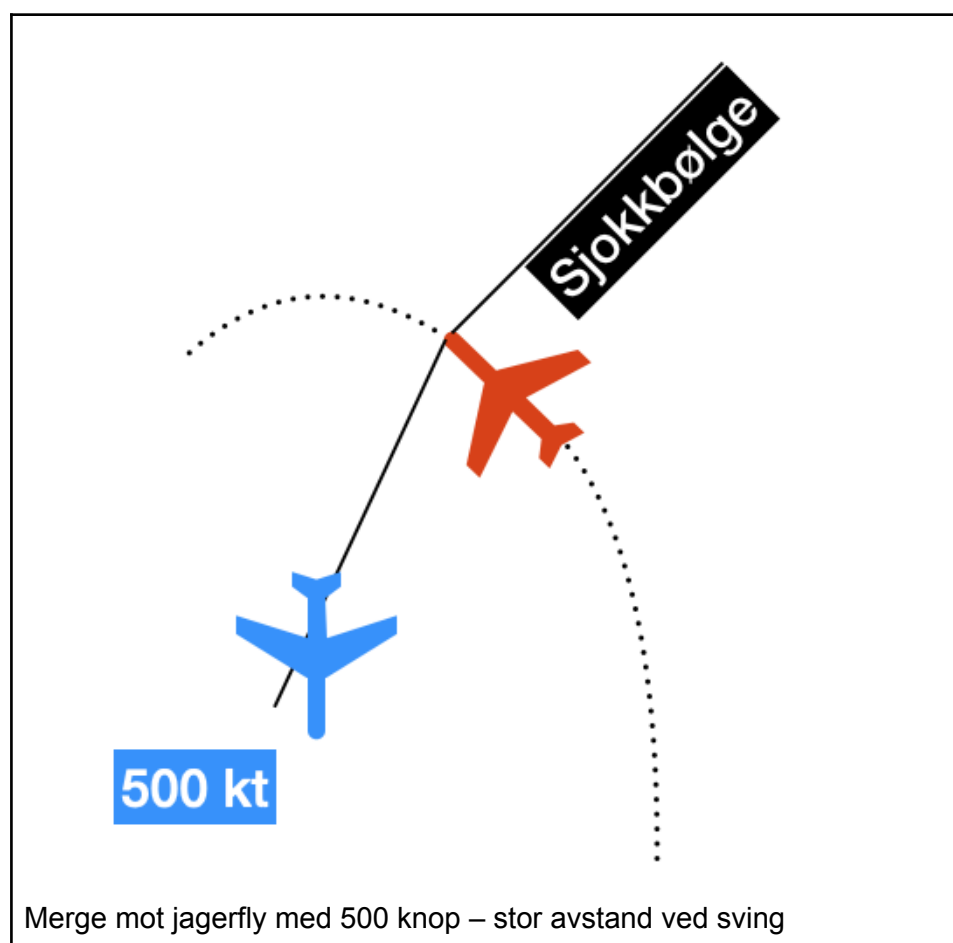
I militær flygning er «the merge» øyeblikket der to motgående fly passerer hverandre. Piloten identifiserer et motgående fly, og i det flyene passerer hverandre svinger piloten for å komme inn bak det andre flyet. Dette er en standardmanøver som alle jagerflypiloter trener på.

AWACS-videoen viser at F-16 svinger til venstre etter å ha passert Partnair-flyet – konsistent med starten på en slik manøver. F-16-piloten har trolig antatt at Partnair-flyet var det siste av jagerflyene som kom mot på samme rute, og handlet deretter.

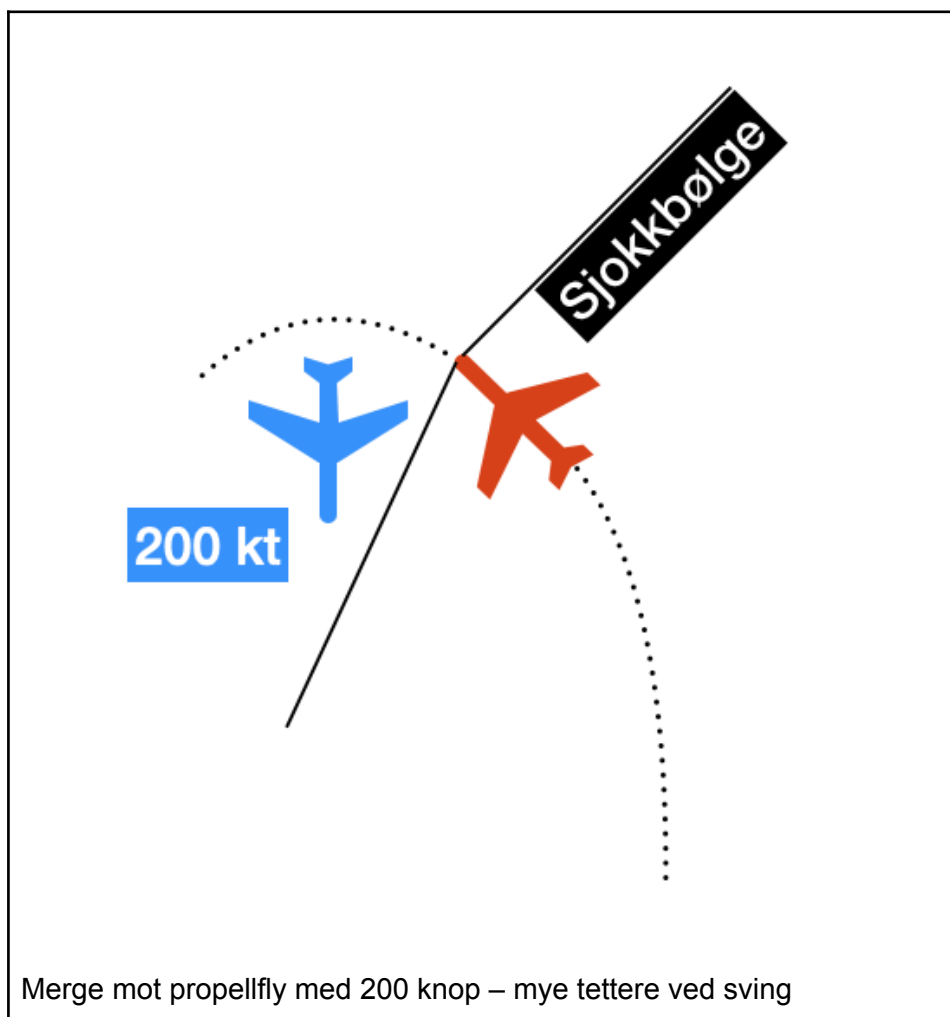
Hastighet og avstand

Ved hastigheter over 1000 km/t er det ikke tid til å tenke og analysere. Piloten handler på ryggmargsreflekser innøvd gjennom trening. Timingen for når svingen starter, og hvor hardt man svinger, er basert på erfaring med motgående fly som beveger seg med tilsvarende hastighet som ens eget fly.

Når det motgående flyet er et jagerfly med 500 knop, beveger begge flyene seg raskt bort fra passeringspunktet. Når F-16-piloten begynner svingen, har det motgående flyet allerede tilbakelagt en betydelig distanse. Resultatet er at svingen skjer i relativt stor avstand fra det andre flyet.



Når det motgående flyet derimot er et propellfly med 200 knop, endres situasjonen dramatisk. Selve passeringen oppleves nesten likt – tilnærmingshastigheten er fortsatt enorm. Men etter passering beveger Partnair-flyet seg med kun en tredjedel av hastigheten til et jagerfly. Når F-16-piloten starter svingen basert på innøvd timing, er avstanden til Partnair-flyet vesentlig kortere enn den ville vært mot et jagerfly. Resultatet er at F-16 svinger inn mye tettere bak Partnair-flyet enn piloten hadde forventet.



Piloten har ingen mulighet til å korrigere. Alt skjer for fort. Innen piloten kan reagere på at avstanden er mindre enn forventet, har F-16 allerede passert.

Sjokkbølgen treffer fra siden

Når F-16 svinger bak Partnair-flyet, rettes sjokkbølgen fra F-16 mot Partnair-flyets side. Ved hastigheter nær lydens hastighet sprer sjokkbølgen seg nesten vinkelrett ut fra F-16-flyet. I det F-16 passerer bak og på siden av Partnair-flyet, treffer sjokkbølgen Partnair-flyets skrog og haleror fra siden.

At sjokkbølgen treffer fra siden har to viktige konsekvenser: Hele lengden av flyets skrog eksponeres for trykkendringen, og sideroret – som står vertikalt på halen – treffes rett på. Når F-16 i tillegg passerer i samme høyde som Partnair-flyet, treffer sjokkbølgen halerorene direkte, uten noen dempende vinkel ovenfra eller nedenfra.

Den mest sårbare delen av halekonstruksjonen er siderorets trimror – en liten flate montert på sideroret. Trimroret er naturlig nok ikke konstruert for like store krefter som resten av sideroret, ettersom det bare skal hjelpe til med å finjustere rorets posisjon. Dersom trimroret slås ut av stilling eller blir fysisk skadet av en sjokkbølge, vil det kunne utløse store aerodynamiske krefter som kan være katastrofale.

Kombinasjonen av en uventet nær passering og en sjokkbølge som treffer siderorets trimror rett fra siden, i samme høyde, utgjør en direkte trussel mot den svakeste delen av flyets halekonstruksjon.

Nødsituasjon

Piloter trener mye på å oppdage og håndtere feil med flyets systemer, og de blir årlig evaluert i simulator. Å oppdage feil tidlig krever at man kontinuerlig overvåker instrumentene. Dersom man får en indikasjon på at noe er unormalt, er det viktig å forsøke å forstå hva problemet er før man konkluderer med hva som må gjøres, slik at man ikke ender opp med å gjøre vondt verre.

Når en feilsituasjon oppstår under flygning, må pilotene identifisere årsaken og gjøre nødvendige tiltak for å redusere risiko, samt vurdere om man kan fortsette flygningen som planlagt eller avbryte den. Noen situasjoner oppstår ved akutte problemer, mens andre ganger er ikke alvorlighetsgraden åpenbar til å begynne med. En motorstopp er enkelt å oppdage, og pilotene er ikke i tvil om hva de må gjøre. Dersom man derimot får en reduksjon i motorytelsen, eller eksempelvis en indikasjon om varierende oljetrykk, kan det være starten på et problem som utvikler seg til å bli alvorlig.

Vibrasjoner

Alle piloter har lært at dersom man får strukturelle skader på flyet, må farten reduseres så snart som mulig for å minimere belastningen på flykonstruksjonen. Oppstår vibrasjoner i motorer eller ror, er det viktig å avdekke om vibrasjonene er relatert til spesifikke hastigheter eller motorinnstillinger. Dersom vibrasjonene ikke raskt avtar, vil de fleste piloter redusere farten betraktelig og finne en egnet landingsplass.

Ytelsestap

En ytelsesreduksjon i en motor betyr ikke nødvendigvis at man har et alvorlig problem, men det må undersøkes. En reduksjon i ytelsen til venstre motor vil medføre at flyet begynner å svinge mot venstre, ettersom trekraften ikke lenger er symmetrisk. Autopiloten vil automatisk korrigere svingen, men pilotene vil kunne registrere at noe er galt ved at farten reduseres og flyet begynner å fly ukoordinert. Årsaken til fartsreduksjonen vil i så fall være at den totale trekraften er redusert, samt at bruk av ror for å korrigere kursen medfører økt luftmotstand.

Prioriteringer

«Aviate, Navigate, Communicate» er prioritetsrekkefølgen til piloter. Det viktigste er å holde kontroll på flyet (aviate). Når man har kontroll, kan man legge en plan for hvor man skal fly og navigere i riktig retning. Nederst på listen er å kommunisere med lufttrafikkjenesten.

Det høres kanskje ulogisk ut å ikke sende nødmelding først, men i praksis er det svært lite en flygeleder kan hjelpe til med dersom piloten ikke er i stand til å kontrollere flyet eller navigere til en flyplass. Dersom man i forbindelse med en flyulykke ikke har mottatt noen nødmelding, betyr det enten at det har gått svært fort, eller at pilotene har valgt å ikke sende nødmelding fordi de har vært opptatt med viktigere oppgaver.

Forløpet til havariet

Havarikommisjonen har basert sin konklusjon på at havariet kom brått og uventet på pilotene, men samtidig at årsaken skyldtes vibrasjoner som har forsterket seg over tid. Problemene skal ikke ha vært mulige å merke eller ha gitt utslag på instrumentene, ellers ville mannskapet ha oppdaget det på denne og tidligere turer. Hovedargumentasjonen for dette er at flyet så ut til å fly normalt – noe som tidligere kapitler har vist at ikke var tilfellet – og at det ikke ble sendt ut noen nødmelding.

Et langt mer sannsynlig scenario er at mannskapet oppdaget at flyet fikk en uønsket sving til venstre, men misforstod årsaken og trodde den var relatert til venstre motor i stedet for sideroret. Da de innså at det var en skade på flyets ror, hadde skaden allerede utviklet seg til å få katastrofale konsekvenser.

Uten opptak fra en Cockpit Voice Recorder er det svært vanskelig å fastslå med sikkerhet hva pilotene tenkte og gjorde i forkant av havariet. Når man kombinerer data fra Flight Data Recorder (FDR) og radarplott med kjennskap til hvordan mannskapet er trent, er det lite sannsynlig at pilotene i LN-PAA var uvitende om problemer med flyet helt frem til sluttsekvensene, slik havarikommisjonen har lagt til grunn.

Piloter bruker sjekklister i de forskjellige fasene av flygningen for å sikre at ingenting viktig blir oversett eller glemt. I tillegg til de normale sjekklister har pilotene også nødsjekklister, som beskriver hvert steg man skal gjøre i en gitt nødsituasjon – eksempelvis sjekkliste for motorbrann og motorstopp.

Uten lydopptak fra cockpit er det vanskelig å vite hvilke sjekklister mannskapet i LN-PAA brukte. I stedet må man basere seg på kunnskap om hva piloter har trent på, samt konteksten for den aktuelle flygningen, for å kunne danne seg et bilde av handlingsmønsteret til mannskapet.

Hastighetstap etter «top of climb»

Etter at flyet hadde nådd «top of climb» og bygget opp hastigheten, satte pilotene motorene til «cruise power». Til tross for at marsjfarten skulle ha stabilisert seg, sank den gradvis. I denne fasen av flygningen er fartsmåleren og Turbine Inlet Temperature (TIT) to essensielle instrumenter. Det er svært stor sannsynlighet for at mannskapet raskt oppfattet at flyet ikke stabiliserte seg på forventet marsjfart, men gradvis mistet flygefart. Basert på en forventet marsjhastighet på 210 knop indikert flygefart, betyr det at mannskapet ble klar over problemet ved omtrent 29 minutter FDR-tid.

Autopilot og feilsøking

Dersom det oppstår problemer med rorene, vil det viktigste være å redusere farten og deretter koble ut autopiloten for å kjenne rorenes og flyets bevegelser gjennom kontrollene. En autopilot vil kunne maskere effekten av strukturelle skader – vibrasjoner og tendenser til rotasjon om en av flyets akser blir vanskelig å oppdage når autopiloten er aktivert. Autopiloten har ingen kontroll over motorene, og dersom man får en indikasjon på et motorproblem, vil det ikke nødvendigvis være naturlig å koble ut autopiloten umiddelbart.

Med tanke på at mannskapet nylig hadde justert motorene, og at resultatet var avtakende flygefart, ville det være naturlig å mistenke at problemet var relatert til motorene. Det er nærliggende å tro at mannskapet forsøkte å justere motorene for å kompensere for hastighetstapet, men det er vanskelig å lese dette direkte ut fra FDR-dataene. Det eneste man kan lene seg på er at motorinnstillingene, en eller annen gang før havariet, ble satt slik at Turbine Inlet Temperature var 850–853 °C i stedet for 847 °C, som ville vært forventet temperatur for «cruise power».

Dersom autopiloten bruker rorene til å korrigere for krefter om loddaksen (yaw), vil det gi utslag på svingindikatoren i flyet. Etter å ha feilsøkt motorinstrumentene ville det være naturlig å koble ut autopiloten for å se om den var årsaken til redusert hastighet. Hvis autopiloten kjempet mot en tendens til venstresving – som ville vært konsekvensen av en ytelsesreduksjon i venstre motor eller økt motstand på venstre side – ville flyet umiddelbart begynt å svinge til venstre da autopiloten ble utkoblet.

De tre kursavvikene

Den første av de tre kursavvikene mot venstre skjer omtrent 1 minutt 30 sekunder etter at flyets hastighet sank lavere enn forventet marsjhastighet. Det virker sannsynlig at kursavviket kom som en følge av at autopiloten ble frakoblet, ettersom dette er et naturlig steg i feilsøkingsprosessen. Ettersom hastigheten ikke gikk dramatisk ned til godt under 200 knop, virker det lite sannsynlig at mannskapet mistenkte strukturelle skader. Dersom de på dette stadiet fortsatt mistenkte et problem med venstre motor, virker det logisk at mannskapet korrigerer kursavviket med balanseror til motsatt side.

Det er umulig å vite i ettertid hva mannskapet tenkte, hvilke lyder de hørte, hvilke bevegelser i flyet de kjente, og hvordan de sammen resonnerte for å forstå hva som var feil. Det som virker helt innlysende er at de må ha forstått at de hadde et problem, og at de jobbet med å håndtere situasjonen. At mannskapet ikke reagerte med å redusere motorkraft og flygefart, kan tolkes dithen at de ikke forstod at flyet hadde strukturelle skader. Da de første indikasjonene oppstod, var det ingen mulighet for pilotene å forstå hvor kort tid de hadde på seg før situasjonen ble katastrofal.

Flyteknikeren i cockpit

Ettersom havarikommisjonens hypotese er at mannskapet ikke visste at flyet hadde problemer før det var for sent, har de heller ikke drøftet hvilken innvirkning det hadde at det var en flymekaniker sammen med pilotene i cockpit.

At problemet oppstod like etter at motorene hadde blitt justert fra «climb power» ned til «cruise power», og at synkende hastighet var den mest synlige indikatoren, gjør det naturlig å mistenke at problemet var motorrelatert. Når man i tillegg har med en tekniker med inngående kompetanse om motorene, kan dette ha forsterket fokuset på at problemet var motorrelatert.

Med tanke på at flyet nærmet seg Danmark, hvor det var flere alternative landingsplasser, og pilotene tilsynelatende hadde kontroll over flyet, er det forståelig at de forsøkte å opprettholde høyde og hastighet – gitt antakelsen om at venstre motor var roten til problemene.

Radarekko av vrakdeler

I tillegg til de detaljerte radarplottene fra Skagen radar, inneholder havarirapporten radardata fra Sverige som viser at det i løpet av en halvtime dalte deler fra flyet ned mot havoverflaten. Kart over vrakområdet viser hvor de forskjellige delene av flyet ble funnet. Uten å sammenstille informasjonen er det vanskelig å få et godt bilde av hva som skjedde på hvilke tidspunkt. Dette kapitlet inneholder bilder fra havarirapporten med påtegninger for lettere å kunne se sammenhengen mellom de forskjellige datakildene.

Havarikommisjonens hypotese er at dekkplater (shroud doors) mellom rorene og stabilisatorene ble slått i stykker tidlig i havarisekvensen, mens flyet fortsatt var i marsjhøyde, og at honeycomb-materialet fra disse dekkplatene er det som ble observert på radar. Denne hypotesen er sentral i havarikommisjonens konklusjon om at vibrasjoner i halepartiet utviklet seg over tid.

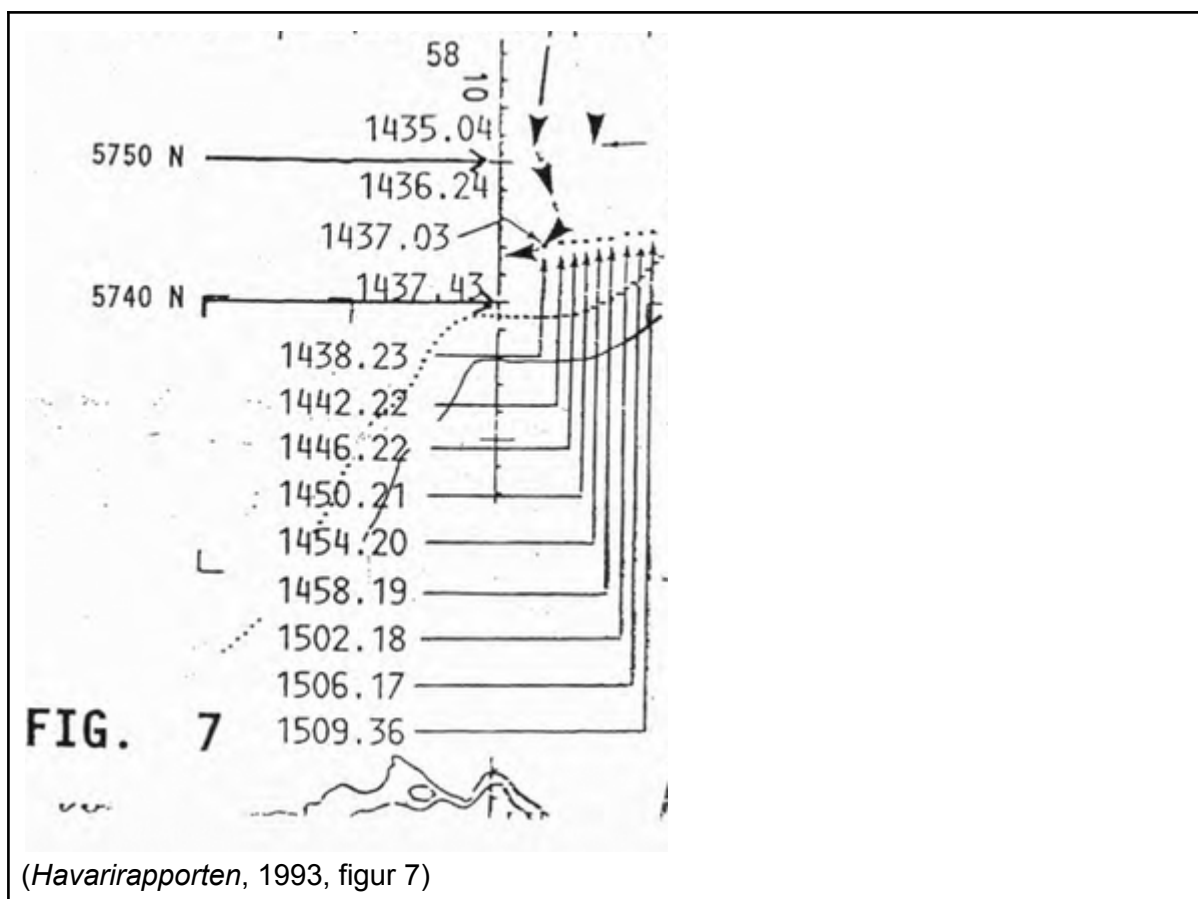
En analyse av radardata og fysiske beregninger viser imidlertid at objektene som ble registrert på radar løsnet fra flyet i den aller siste fasen av havariet – da halepartiet brøt sammen og trykkabinen revnet – og ikke i en tidlig fase av havarisekvensen.

Svenske radardata

Det svenske forsvaret leverte radardata til den svenske havarikommisjonen, som videresendte dem til den norske havarikommisjonen 11. oktober 1989. Dokumentet beskriver observasjonene fra den svenske vestkystradarens film

Det svenske dokumentet fastslår at flyet befant seg på cirka 5000 meters høyde (ca. 16 400 fot) frem til cirka kl. 14:37:40, basert på grove beregninger ut fra hvilke radarstasjoner som oppdaget og mistet målet. Videre beskrives et radarekko som antas å stamme fra gjenstander som separerte fra flyet:

«Underbilaga 2 visar förflyttningen av ett radareko som bedöms ha utgjorts av föremål som separerat från olyckesflygplanet medan dette ännu befann sig på minst 5000 meters höjd.» (Forssberg, 1989, side 2)



Objektet var synlig på vestkystradarens film i drøyt 31 minutter og drev cirka 14,5 km østover med vinden. Da det ble borte fra radaren, anslås høyden å ha vært cirka 400 meter, med en fallhastighet på omtrent 2,5 meter per sekund.

At den svenske vurderingen angir «minst 5000 meters höjd» (ca. 16 400 fot) er forenlig med at flyet allerede hadde mistet flere tusen fot fra sin marsjhøyde på 22 000 fot (6700 meter) før objektene separerte. Dette stemmer overens med en havarisekvens der flyet først gikk inn i et stup og mistet 5000–7000 fot i høyde før halepartiet brøt sammen.

Dalende objekt

Fra radardata er det vanskelig å vite om det er ett objekt som har blitt registrert eller om det er flere. For enkelhets skyld benyttes her «objektet», mens det i realiteten kan ha vært mange objekter.

For å forstå hva radardataene viser, er det avgjørende å fastslå når objektet forlot flyet. De svenske radardataene viser at flyet passerer et gitt punkt kl. 14:37:03. På omtrent samme sted viser radardata objektet i luften 80 sekunder senere (kl. 14:38:23). Dette betyr at objektet har forlatt flyet lenger vestover og deretter blitt fraktet tilbake østover med vinden.

De svenske radardataene dekker hele flyturen og er ikke like nøyaktige som plottet fra Skagen radar. Basert på den svenske radarfilmen går det omtrent 80 sekunder fra flyet

passerer til objektet er registrert tilbake ved omtrent samme punkt. Bruker man plottet fra Skagen radar, som har høyere oppløsning, er den tilsvarende tiden omtrent 93 sekunder.

Beregning av separasjonstidspunkt

Ved å beregne distansen objektet har beveget seg, er det mulig å anslå omtrent når objektet løsnet fra flyet.

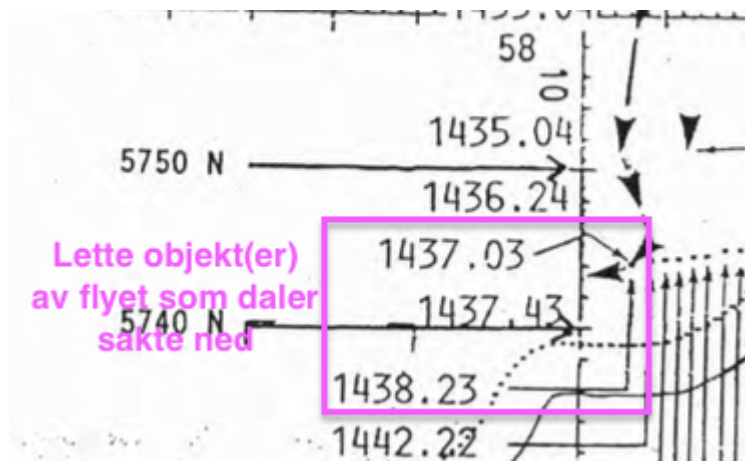
Forutsetninger

På tidspunktet for havariet var det 70 knop vind fra 260° i den høyden flyet befant seg i. Objektet har derfor beveget seg med en bakkefart på 70 knop i omtrent motsatt retning av flyet etter at det ble separert.

Basert på ytelsesdata (Pilot's Handbook Convair 580, 1977, side 4-7) vil en Convair 580 ha en gjennomsnittlig «true airspeed» på rundt 300 knop i 22 000 fots høyde. Med tanke på at den siste delen av flygningen gikk nesten rett mot vinden, vil bakkefarten ha vært omtrent 230 knop.

Beregningen bygger på at den totale tiden – fra flyet passerer referansepunktet til objektet er observert tilbake ved samme punkt – utgjør summen av flyets flytid fremover og objektets drivtid tilbake med vinden:

$\text{Flytid} + \text{drivtid} = 80 \text{ sekunder}$
--



Beregning ved 230 knop bakkefart (normal marsjfart)

Parameter	Verdi
Vind østover (vrakdeler)	70 knop = 36,0 m/s
Flyets bakkefart vestover	230 knop = 118,3 m/s
Flytid før separasjon	19,0 sekunder
Drivtid tilbake	62,4 sekunder
Sum	81,4 sekunder

Beregning ved 130 knop bakkefart (stup med redusert bakkefart)

Dersom flyet var i et stup, peker hastighetsvektoren nedover snarere enn fremover. Den horisontale komponenten – bakkefarten – kan dermed bli vesentlig lavere enn ved normal marsjfart, selv om flyets hastighet gjennom luften øker.

Parameter	Verdi
Vind østover (vrakdeler)	70 knop = 36,0 m/s
Flyets bakkefart vestover	130 knop = 66,9 m/s
Flytid før separasjon	28,0 sekunder
Drivtid tilbake	52,0 sekunder
Sum	80,0 sekunder

Beregning ved 330 knop bakkefart (stup med økt bakkefart)

Avhengig av stupets vinkel kan bakkefarten også bli høyere enn normalt, dersom flyet ikke stuper bratt men akselererer i en grunn nedstigning.

Parameter	Verdi
Vind østover (vrakdeler)	70 knop = 36,0 m/s
Flyets bakkefart vestover	330 knop = 169,8 m/s
Flytid før separasjon	14,0 sekunder
Drivtid tilbake	66,0 sekunder
Sum	80,0 sekunder

Resultat

Avhengig av flyets bakkefart i den siste fasen, løsnet objektene mellom 14 og 28 sekunder etter at flyet passerte referansepunktet. Basert på Skagen-radarskissen tilsvarer dette et tidspunkt mellom omtrent kl. 14:37:04 og 14:37:24. Uavhengig av hvilken bakkefart man legger til grunn, sammenfaller dette tidsrommet med de siste radarregistreringene av flyet – og ikke med en tidlig fase av havarisekvensen.

Beregningene over er basert på radarplottet fra Skagen, som er en NATO-radar. Det er grunn til å stille spørsmål ved nøyaktigheten av disse dataene, noe som drøftes nærmere i et senere kapittel. Det viktigste er imidlertid at den svenske sivile radaren uavhengig bekrefter det samme bildet: objektene ble separert fra flyet for sent til å kunne stamme fra en tidlig fase av havarisekvensen. Også på den svenske radaren er det synlig hvor flyet kommer ut av kontroll. Dersom objektene hadde løsnet i marsjhøyde – tidlig i prosessen – ville de ha dukket opp på den svenske radaren på et vesentlig tidligere tidspunkt og lenger nord enn der de faktisk ble registrert.

Høydeangivelse i radardata

Radardata fra Skagen viser en Mode C-registrering på 21 100 fot kl. 14:37:10. En Mode C-registrering forutsetter at flyets transponder har sendt ut informasjon om trykkehøyden. Havarikommisjonen har konkludert med at transponderen på dette tidspunktet fikk strøm fra flyets 12-volt-batteri.

Det er imidlertid sterke fysiske argumenter for at denne høydeangivelsen ikke kan være korrekt:

Påstand 1: Tidskonflikten

Ved fritt fall fra 22 000 fot tar det omtrent 1 minutt og 40 sekunder ned til havoverflaten. Partnair-flyet traff havoverflaten rundt kl. 14:39 – omtrent to minutter etter at det angivelig var på 21 100 fot. Flykroppen falt imidlertid ikke rett ned, men fløy gjennom luften med vinger som fortsatt ga aerodynamisk løft i varierende retning avhengig av flykroppens orientering. Radartracket bekrefter at flyet ikke falt loddrett. Det er derfor ikke fysisk mulig at flyet var på 21 100 fot kl. 14:37:02 og traff havoverflaten to minutter senere.

Påstand 2: Halepartiet må ha brukket etter et stup

For at flutter skal oppstå i rorene, kreves en hastighet som langt overstiger normal marsjfart. En slik hastighet kan kun oppnås gjennom et stup med betydelig høydetap. Ifølge ekspertvurdering fra en person med inngående kjennskap til flytypen – som mekaniker, pilot og instruktør – vil et høydetap på 5000–7000 fot over omtrent ett minutt trolig gi tilstrekkelig hastighet for at flutter utvikler seg.

Etter at flutter har ødelagt rorene, er det ikke fysisk mulig for flyet å holde høyden. Høyderoret bidrar til å gi de horisontale stabilisatorene negativt løft for å holde flyets nese oppe. Uten dette negative løftet vil det fortunge flyet peke nesen nedover.

Flyet kan dermed ikke ha vært på 21 100 fot kl. 14:37:02, ettersom det på dette tidspunktet allerede hadde vært gjennom et stup med flere tusen fots høydetap og påfølgende sammenbrudd av rorene.

Konklusjon om høydedata

Flyet var i et stup og på vei nedover etter å ha mistet kontroll. Halerorene brøt til slutt sammen, og da var det ingen vei tilbake – det er fysisk umulig for pilotene å få flyet tilbake opp i høyden uten fungerende ror. Radardata fra Skagen som viser 21 100 fot kl. 14:37:02 kan derfor ikke ha vært reelle.

Den svenske radaranalysen understøtter dette:

«Vårt underlag innehåller ej några höjdmätningar. Grove bedömningar av flygplanets höjd har dock kunnats göras på grundval av var olika radarstationer upptäckte och tappade målet. Fram till cirka 1437.40 befann sig flygplanet fortfarande på cirka 5000 meters höjd. (Det var då synligt på en radar i sydöstra Sverige) Som framgår av skissen skedde den sista

presentationen på västkustradarn kl 1437.43. Flygplanet bedöms därför ha störtat brant i havet.» (Forssberg, 1989, side 2)

Svensk radar estimerer altså flyets høyde til cirka 5000 meter (16 400 fot) ved kl. 14:37:40 – bare 38 sekunder etter at Skagen radar angivelig registrerte 21 100 fot. Denne motsetningen bekrefter at høydeangivelsen fra Skagen ikke kan ha vært korrekt.

Objekter observert av sivil radar

Havarikommisjonens hypotese er at dekkplater (shroud doors) fra halepartiet løsnet tidlig i havarisekvensen, mens flyet var i marsjhøyde, og at honeycomb-materialet fra disse platene forklarer radarekkoene. Det er flere problemer med denne hypotesen.

Radarstrålen fra en sivil primærradar på 1980-tallet krever et reflekterende areal på anslagsvis 100 kvadratcentimeter eller større for pålitelig deteksjon. Dekkplatene er relativt små, og når de brytes opp i mindre biter og faller roterende ned, er det svært usannsynlig at de gir kontinuerlig radarrefleksjon. Radarrefleksjon kan i teorien baseres på mange små objekter i nærheten av hverandre som samlet gir en refleksjon, men til dette er dekkplatene for små til at bruddstykker av dem alene kan forklare de observerte radarrefleksjonene.

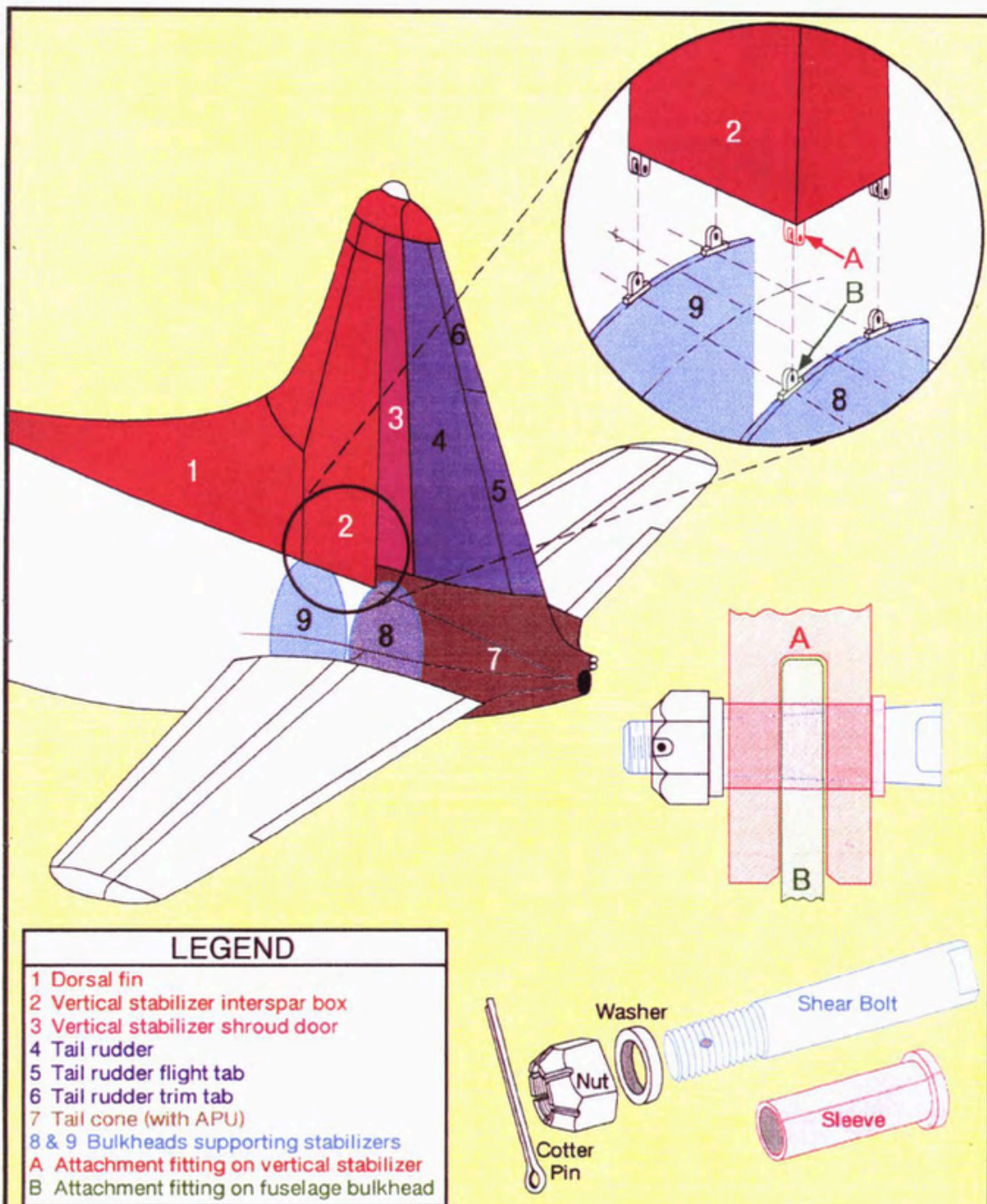


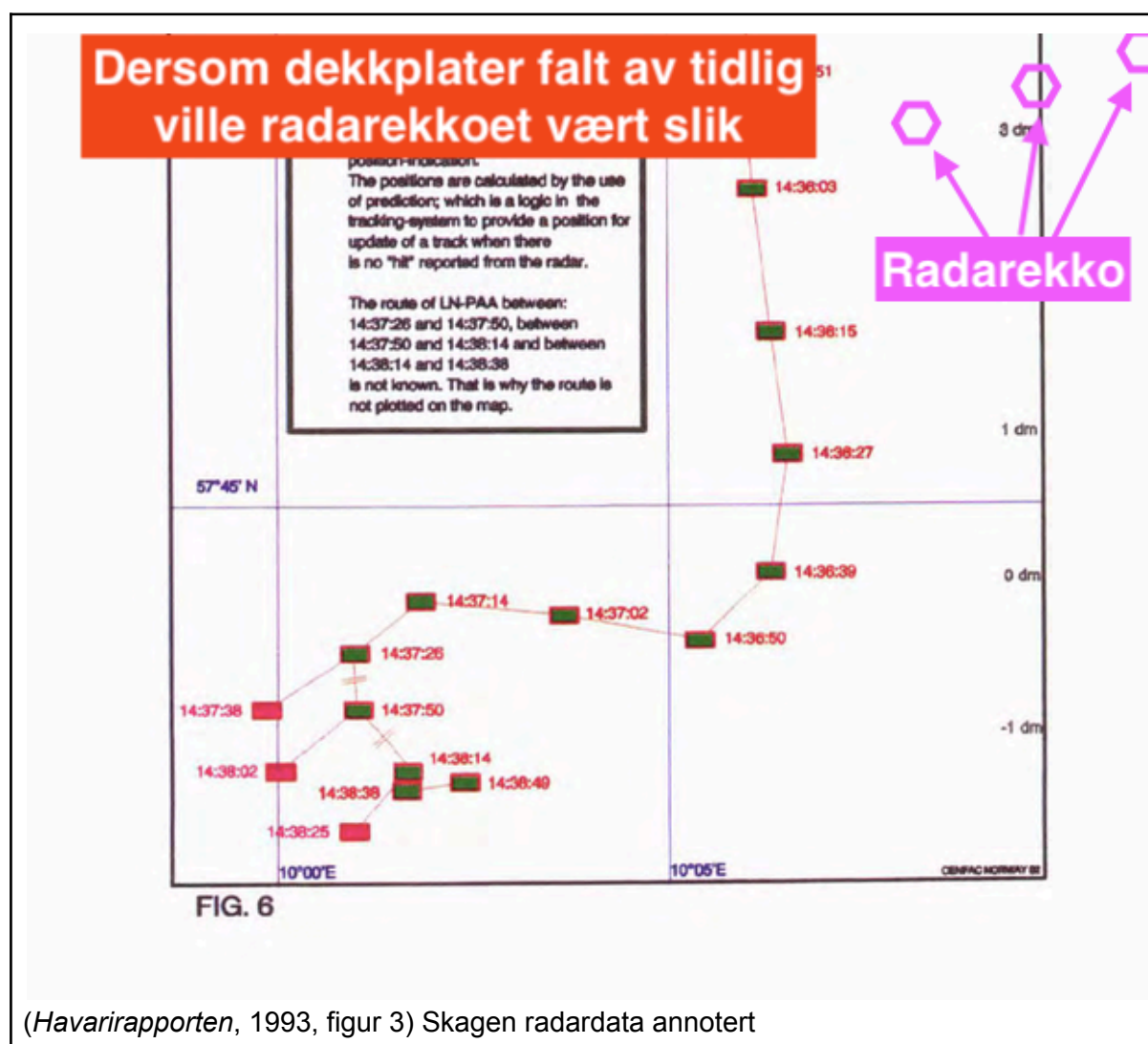
FIG. 3

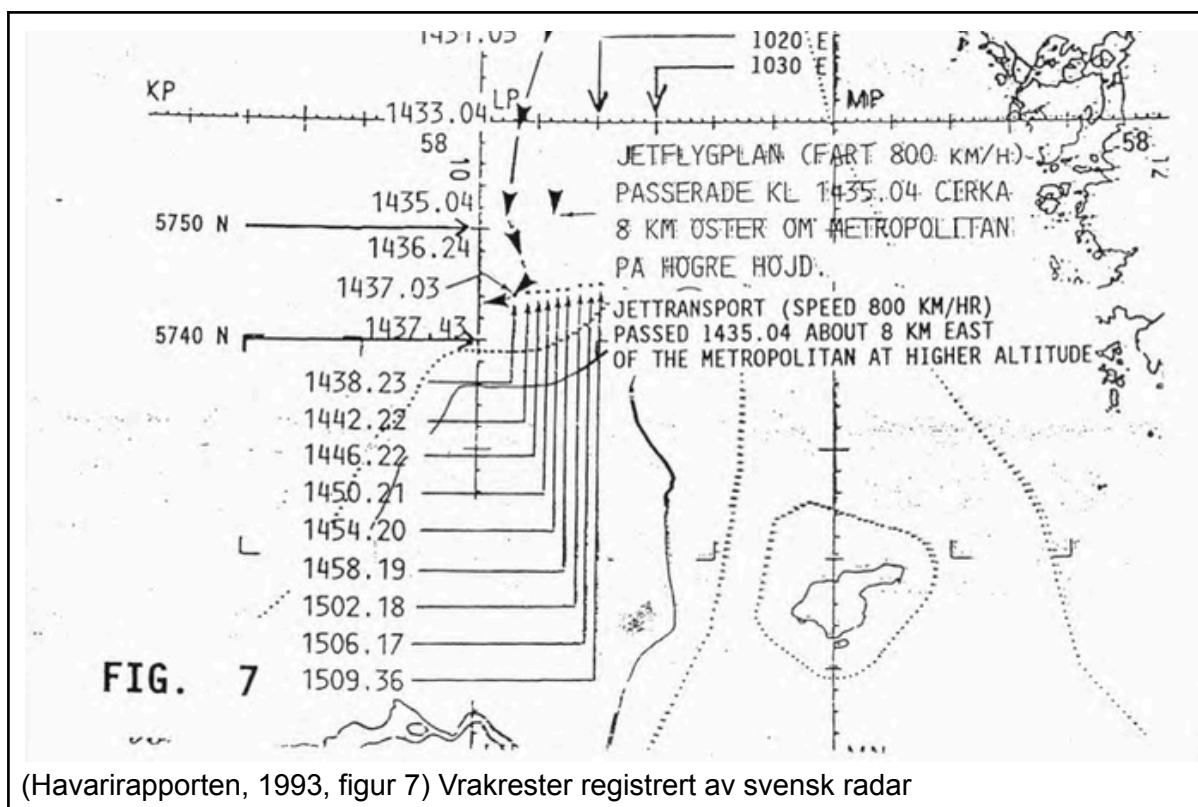
**TAIL & FIN ATTACHMENT SKETCH
PARTNAIR CONVAIR 580, LN-PAA**

(Accident Investigation & Research, 1992, figur 3) Shroud doors (nummer 3 i skissen)

Den eneste logiske forklaringen er at radarrefleksjonene skyldes vrakdeler fra både innsiden og utsiden av flyet da halepartiet brakk av og trykkabinen revnet. Den katastrofale dekompresjonen medførte at gjenstander fra innsiden av flyet ble slynget ut i tillegg til at selve flykroppen brøt opp. Tusenvis av deler med varierende størrelse og radar-reflekterende egenskaper ble spredt utover i høyden – de letteste delene drev med vinden og brukte lang tid på å nå havoverflaten. Delene som spredte seg vertikalt ga samlet tydelige primærradarrefleksjoner og ble registrert av både svensk og dansk radar.

Dersom dekkplatene faktisk hadde løsnet i en tidlig fase av havarisekvensen – mens flyet fortsatt var i marsjhøyde og marsjfart lengre nord – ville radarekkoet ha dukket opp på et helt annet sted enn der det ble observert. Radarplottet viser imidlertid at objektene dukker opp ved en posisjon som sammenfaller med det beregnede tidspunktet for flyets endelige sammenbrudd.





(Havarirapporten, 1993, figur 7) Vrakrester registrert av svensk radar

«Utgangspunktet var at objektet må ha vært lite og meget lett. Det må også ha hatt utmerkede refleksjonsegenskaper for radarutsendt energi. Objektet ble registrert i 2 473 sek (41 min og 13 sek.) ... Fordi denne "honeycomb" var det eneste materialet på flyet som kunne tilfredsstille kravene til lav vekt per flateenhet og perfekt refleksjon av radarenergi, konkluderer HSL med at det objektet som ble registrert av svensk radar og Aalborg innflygningsradar, var en eller flere biter av "honey-comb" fra vertikalfinnens dekkplater.» (Havarirapporten, 1993, side 81–82)

Aalborg innflygningsradar

Radaren ved Aalborg og København registrerte et tilsynelatende stillestående objekt i luften over havaristedet.

«Innflygningsradaren ved Aalborg lufthavn ble også benyttet til å se etter LN-PAA. Flygelederen og hans assistent observerte et tilsynelatende stillestående objekt i posisjon radial 360° 16 NM fra Sindal flyplass. ... Det var også av interesse at København ACC radar registrerte "noe" 40 NM nord av Aalborg kl 1445. Dette faller sammen med posisjonen på objektet registrert av innflygningsradaren ved Aalborg lufthavn.» (Havarirapporten, 1993, side 80)

Aalborg-rapporten beskriver observasjonen i detalj:

«Klokken ca. 1455 UTC modtog LLyt (OF) forespørsel fra Kontrolcentralen (ACC), om der på LLyt's radar kunne observeres et transponderspor på et luftfartøj, der sidst var set 30 NM nord for Aalborg, estimert at være over Aalborg; transponderkode 1211. Transpondersporet kunne ikke observeres på LLyt's radar. På dette tidspunkt forsøgte OF og RN kun at

observere transponderspor. Ca. to minutter senere modtog LLYt (RN) samme anmodning fra ACC, hvorefter LLYt også observerede efter primære radarspor. Straks observerede OF og RN et stationært primært radarekko ca. En NM udenfor 40 NM radar afstandsringen, ret nord for Sindal flyveplads, hvilket svarer til en position 16 NM på radial 360 i forhold til Sindal flyveplads. Da vejret bevirkede, at der var mange regnbyger på radaren, med mulighed for forveksling af primærradarekko og regn, fjernedes alle byger fra radaren med regnfilter. Primærekkoet 16 NM nord for Sindal forringedes ikke, og forblev i størrelse som et primært ekko fra fly. I området omkring dette primære ekko observeredes ikke andre primære ekkoer stillestående eller bevægelige. Observationen foresatte indtil 1520 UTC. Tidspunktet, hvor det primære ekko forsvandt, kendes ikke. Minimumshøjden, på positionen 16 NM nord for Sindal, LLYt1s radar kunne opfange primære ekkoer, var pågældende aften ca. 2000 fod. Dette erfarede ved overflyvninger af området.» (Nielsen, 1989, side 2)

Rapporten viser at flygelederne på Aalborg observerte et stationært objekt på radaren i nærheten av havaristedet umiddelbart etter at de begynte å lete etter primærradarekko. Primærradaren baserer seg kun på reflekterte radarstråler og er ikke avhengig av et aktivt svar fra en transponder, slik sekundærradaren er. Objektet var synlig på radaren fra observasjonen startet, omtrent kl. 14:57, til kl. 15:20.

Dekkplater og havarikommisjonens hypotese

Havarikommisjonen hevder at siderorert slo ut over normalt utslag til begge sider, slo dekkplatene i stykker, og frigjorde honeycomb som ga radarekkoene:

«De tekniske undersøkelsen har vist at sideroret slo ut over normalt utslag til begge sider. Derved slo siderorerets balanseveker mot dekkplatene (shroud doors), slo disse i stykker, og frigjorde honeycomb som var en del av strukturen i dekkplatene. Undersøkelsen har godgjort at bare dette materialet, flak av aluminium-honeycomb, kan ha gitt det radarekko som ble observert av svensk radar og av innflygingsradaren ved Aalborg lufthavn. Utvendig på flyet var det ikke andre materialer eller sammensatte konstruksjoner som kunne tilfredstille kriteriene med hensyn til tetthet, geometrisk form og refleksjonsverdi. Radarobservasjonene viser at honeycomb ble frigjort i stor høyde, mest sannsynlig allerede i marsjhøyde. Når flyet er i bevegelse med marsjfart, skal det så store krefter til for å gi sideroret fulle utslag at det ikke er mulig å overføre disse via rorkontrollsystemet. Svingningene kan derfor ikke være initiert av besetningen eller autopiloten, eller ved at det har oppstått en feil i selve rorkontrollene eller overføringene.

For at siderorert skulle kunne gjøre slike utslag mens flyet holdt marsjfart, må det ha vært utsatt for unormale aerodynamiske påkjenninger, eventuelt kombinert med mekanisk overførte krefter fra den vertikale stabilisatoren (halefinnen).» (Havarirapporten, 1993, side 100)

«Det er kommisjonens oppfatning at svingningene i finnen nådde et nivå der siderorert ble påvirket både aerodynamisk via forstyrrelsene i luftstrømmen, og at mekaniske påkjenninger overført gjennom siderorshengslene. Denne påvirkningen satte siderorert i svingninger som rorets balanseveker etter hvert ikke hadde kapasitet til å dempe. Da dekkplatene ble slått i stykker, ble forholdene ytterligere forverret av økningen i turbulens i spalten mellom sideror og finne.» (Havarirapporten, 1993, side 101)

Flyprodusentens vurdering

Havarikommisjonen mottok et svar fra Convair, flyprodusenten, om erfaringer med skader på dekkplater. Svaret gir et vesentlig annerledes bilde enn det havarikommisjonen la til grunn:

«In regard to the yaw produced by a failure of the shroud panels, we have no test data available. We have, however, gone through our correspondence files from 1952 through the present time. This search showed that we have received reports from the operators telling us of delaminated shroud panels both on the vertical and the horizontal stabilizers. In one case a horizontal stabilizer shroud panel was completely delaminated for a length of two feet. This panel was replaced. None of these reports contained any mention of adverse flight control conditions resulting from the delamination. We have issued repair limits for delamination of these panels and published it in our 440 Structural Repair Manual.

In only one instance was any mention made as to the reaction of the airplane to a problem such as this. This incident was a case where the horizontal stabilizer shroud panel hinge pin had backed out of the hinge for a distance of 30 inches, leaving the end of the shroud panel loose. The report stated that the end of the panel protruded into the airstream causing heavy control forces. Convair subsequently issued service bulletin 640(340D) S.B. No. 55-1 to improve the method of retention of the hinge pins. A copy of the first page of this bulletin is enclosed for your information.

In addition the above our file search revealed several cases of torn balance curtains. We have also issued repair information for rips and tears in the curtains. No specific limitations were given except that if the repairs caused the control forces to feel high, the curtain must be replaced. Since we found no reports of a massive failure or loss of a shroud panel, we cannot comment specifically on the effect of such a failure. It is apparent, however, that the normal in-service delamination that have been experienced in the past did not result in an airplane control problem to the extent that it was considered reportable to Convair.»
(General Dynamics, 1991, side 1-2)

Convairs egen gjennomgang av korrespondanse gjennom nesten 40 år viser at det har forekommet delaminering av dekkplater på både vertikale og horisontale stabilisatorer – i ett tilfelle over en lengde på to fot – uten at det ble rapportert om problemer med flyets styring. Havarikommisjonen har tilsynelatende antatt at ødeleggelse av dekkplatene i seg selv forverret situasjonen dramatisk, men dette står i kontrast til Convairs erfaringsdata.

Militær radar

Vrakdelene ble registrert av både svensk og dansk sivil radar. Militær radar i området hadde trolig også registrert de samme observasjonene, men det er ikke mottatt radardata fra Forsvaret, og det foreligger ingen uttalelser om hva deres primærradar observerte etter havariet.

Konklusjon

Havarikommisjonen har oversett elementære logiske brister som burde vært drøftet:

1. **Flutter krever stup.** Det kan ikke ha oppstått flutter i rorene uten at flyet var i et stup, gitt at rorene var intakte ved marsjhastighet. En skade grunnet nærpasering er utelukket av havarikommisjonen, som har konkludert med at F-16 aldri var i nærheten av Partnair-flyet.
2. **Stup betyr høydetap.** Flyet må ha mistet mange tusen fot for å oppnå hastigheter som gir flutter, og kan derfor ikke ha vært på marsjhøyden (21 100 fot) slik Mode C-radardata viser kl. 14:37:02.
3. **Radarekkoet viser sen separasjon.** Beregningene viser at objektene som ble registrert av svensk radar løsnet fra flyet i den siste fasen av havariet – ved det beregnede tidspunktet for sammenbrudd – og ikke i en tidlig fase. Dersom dekkplatene hadde falt av mens flyet var i marsjhøyde lengre nord, ville radarekkoet ha dukket opp på et helt annet sted.
4. **Convairs erfaringsdata.** Produsentens egen gjennomgang viser at delaminering av dekkplater aldri har resultert i rapporterte styringsproblemer, noe som svekker hypotesen om at ødeleggelse av dekkplater i seg selv forverret situasjonen dramatisk.

Feil angivelse av høyde via Mode C kan ikke bortforklares med radarsystemets prediksjonslogikk. Dette er det tydeligste beviset på at det er feil i radardataene for havarisekvensen.

En mer sannsynlig hypotese er at en skade oppstod i sideroret og utviklet seg til å bli katastrofal. Dekkplatene ble trolig slått løs midtveis i havarisekvensen, men ikke mens flyet var i marsjhøyde. Flyet stupte, og mens det raskt mistet høyde oppstod flutter grunnet overspeed. Da halepartiet gikk i oppløsning, revnet trykkabinen og tusenvis av deler ble slynget ut. Det er disse vrakrestene som ble observert med svensk og dansk radar.

Det er vanskelig å forstå hvorfor havarikommisjonen oversåg disse logiske bristene. Den enkleste forklaringen er at de tidlig konkluderte med at årsaken var slark i hengsler og ikke-herdede bolter som medførte vibrasjoner, og at de deretter kun tolket observasjoner og funn på en måte som understøttet denne konklusjonen.

Radardata

Radardata er essensielt i etterforskning av flyulykker. I Partnair-saken har radardataene vært avgjørende for havarikommisjonens konklusjoner og for utfallet av de etterfølgende rettssakene mellom Partnair og staten.

Til tross for at det i teorien burde ha vært store mengder radardata tilgjengelig fra flere radarstasjoner, foreligger det overraskende lite data. De radardataene som er lagt frem bærer preg av etterbehandling, inneholder uforklarlige feil og motstridende informasjon, og har blitt overlevert i flere versjoner med innbyrdes avvik. Det er ikke mulig å bruke de foreliggende radardataene til å bevise nøyaktig hvor nære flyene var fra hverandre, men det er mulig å fastslå at dataene har blitt endret.

Bakgrunn

Det er primært to aspekter radardata kan hjelpe til med å belyse:

1. Når Partnair-flyet begynte å avvike fra sin kurs, marsjfart og høyde
2. Om andre fly i området var nære nok til å ha kunnet påvirke Partnair-flyet

Havarikommisjonen konkluderte med at alt virket normalt nesten helt frem til Partnair-flyet forsvant fra radar, og at ingen andre fly var nærme nok til å ha vært en innvirkende faktor. I etterfølgende rettssaker mellom Partnair og staten, vedrørende om F-16 forårsaket ulykken, vant staten basert på radardata-bevisene.

At radardataene er korrekte og har høy nok oppløsning, er grunnleggende premisser for å kunne bruke radardata som bevis.

Radarteknologi

Prinsippet for en primærradar er relativt enkelt: Et radiosignal sendes ut og en antenne mottar det reflekterte signalet. Ved å måle tiden det tar fra signalet sendes til refleksjonen mottas, kan distansen beregnes. Radarhodet roterer kontinuerlig og registrerer retning (asimut) og avstand til flyene.

Det er ikke mulig å fastslå nøyaktig høyde ved bruk av primærradar. Dette er grunnen til at sivil luftfart primært benytter sekundærradar (Secondary Surveillance Radar). Denne radaren sender ut et signal som mottas av transponderen i flyet, og transponderen svarer med informasjon tilbake. I 1989 var det «mode A» (identifikator/squawk-kode) og «mode C» (trykkhøyde) som ble benyttet. I tillegg til retning og avstand ga sekundærradaren altså en firesifret ID og nøyaktig høydemåling fra det enkelte flys transponder.

Til militære formål kan man naturlig nok ikke stole på informasjon som sendes ut fra en transponder i et fly, og derfor er det langt mer utstrakt bruk av primærradar til militære formål enn i sivil sammenheng. En 3D-radar er en primærradar som scanner himmelen med en smal radarstråle slik at radaren også kan beregne flyets høyde. Partnair-flyet var innenfor

dekningssområdet til Forsvarets 3D-radar i Eigersund, men det er i denne saken ikke fremlagt noe datamateriale fra denne.

Stereoskopisk projeksjon

Posisjonsdata fra radarkildene i denne saken er basert på stereoskopisk projeksjon. For å kunne plote posisjonene på et kart eller beregne hastighet, må datapunktene konverteres til lengde- og breddegrader. Projeksjonsalgoritmen tar utgangspunkt i radarstasjonens koordinater som sentrum, og posisjonene i rådataene er angitt i «data miles» som deretter konverteres til meter før de transformeres til geografiske koordinater.

NATINADS

«The NATO Integrated Air Defense System» (NATINADS) er et nettverk av radarstasjoner og kontrollsentraler. Mågerø og Skagen radar var en del av dette nettverket. Neråsen skrev 13. september, i brev vedrørende radardata fra Mågerø radar:

«Det gjøres oppmerksom på at alle data er basert på informasjoner som automatisk overføres fra Dansk radar til Lstn Måkerøy.» (Neråsen, 1989, side 1)

I praksis betyr dette at radardata fra Skagen og Mågerø kan bestå av informasjon fra andre radarstasjoner enn kun den stasjonen utskriften stammer fra.

Radarkilder

«HSL har hatt tilgang til opplysninger fra følgende kilder: Oslo ACC radar Den militære radaren på Måkerøy Den militære radaren ved Skagen på Jylland Radardata fra Skagen overført til Måkerøy Et NATO AWACS-fly som sirklet nord av Sjælland ca 120 NM (220 km) fra havaristedet To radarstasjoner i det svenske forsvaret Innflygningsradaren ved Aalborg lufthavn København ACC radar» (Havarirapporten, 1993, side 78)

For å tegne et bilde av hvor Partnair-flyet og andre fly beveget seg, har havarikommisjonen hatt flere kilder å støtte seg på. Havarikommisjonen har tidlig i prosessen sett bort fra at F-16 kan ha påvirket hendelsesforløpet, og har således ikke hatt noe behov for å bevise at F-16 har fløyet nære Partnair-flyet.

Radardataene som er lagt til grunn gir ikke noe bevis for en nærpassering, men de gir heller ingen bevis på at en nærpassering ikke har funnet sted. Datagrunnlaget fra NATO-radarene er tilsynelatende upålitelig og mangelfullt. Fra svensk militær radar, og sivile radarer i Norge, Sverige og Danmark, foreligger det ikke data som kan brukes til å etterprøve havarikommisjonens konklusjoner.

Faktiske radardata som kan plottes inn på et kart, kommer fra kun tre kilder: AWACS, Skagen og Mågerø. AWACS-dataene for F-16 inneholder kun 9 koordinater, og ingen av dem viser passeringspunktet. Skagen-dataene er oversendt i to forskjellige versjoner med innbyrdes avvik. Mågerø-dataene er basert på en simulering.

Radarkilde	Type data	Kommentar	Verdi for bevisføring
Oslo ACC radar	Ukjent	Ikke drøftet i havarirapporten	Ukjent
Måkerøy	Datadump	Simulerte data, som ikke viser den reelle situasjonen	Ingen: ikke reelle data
Skagen	Datadump	Datadump med mange feil, viser tilsynelatende fysisk umulige situasjoner	Ingen: ikke reelle data
Skagen overført til Måkerøy	Datadump	Samme data som Skagen, altså ingen separat datakilde.	Ingen: ikke reelle data
AWACS	Datadump og skisser	9 punkter for F-16, men ingen datapunkter ved passering	Lav: for lite data
Svensk radar	Skisser og beskrivelser av opptak fra radarskjerm	Kun 1 av 2 skisser er vedlagt i rapporten. Den ene skissen viser deler fra Partnair-flyet.	Lav: mangler grunndata
Aalborg radar	Rapport med beskrivelse	Observasjon av stillestående objekt 41 NM nord for Aalborg	Ingen: mangler data
København ACC radar	Beskrivelse	Rapporten viser til at "noe" ble sett 40 NM nord for Aalborg	Ingen: mangler data

Tidslinje for overleveringen av radardata

Til tross for at Forsvaret visste at F-16 passerte Partnair-flyet, og hadde norske, danske og amerikanske radardata som viser passeringen, benektet Forsvaret først at det var noe annet fly enn et Braathens i området. Først tre uker etter havariet oversendte Forsvaret radardata som viser F-16 i området.

Fem måneder etter havariet leverer Forsvaret et komplett radar-datasett for Partnair-flyet, mens det kun er bruddstykker av radardataene for F-16. Ingen av datasettene fra Måkerøy eller Skagen kan være datadumper direkte fra radarsystemene, men har tydelige tegn på å være etterbehandlet.

To og et halvt år senere, når havarikommisjonen er i ferd med å slutføre rapporten, oversender Forsvaret en ny versjon av radardataene. Dette datasettet inneholder også store feil, og stemmer hverken med det første datasettet eller virkeligheten.

Dato	Fra	Til	
13.09.1989	Richard Nielsen Lufttrafikkjentesten Aalborg Lufthavn	Havarikommisjonen	Observasjon av stasjonært objekt over havaristedet mellom 14:55 og 15:20.
13.09.1989	Bjørn Neråsen	Havarikommisjonen	<i>Herved oversendes alle data som Luftforsvarets stasjon Måkerøy kan bidra med vedrørende overnevnte havari. Herved oversendes alle data som Luftforsvarets stasjon Måkerøy kan bidra med vedrørende overnevnte havari.</i> (Neråsen, 1989, side 1) Hvert tredje plott fra de simulerte Måkerøy-dataene er vedlagt brevet.
19.09.1989	Nato Airborne Early Warning Force, Geilenkirchen, NATO Air Base	Kontroll og Varslingsgruppen ATEN: O-afdelingen Denmark	AWACS dataplott av F-16, Partnair og Braathens. (Vedlagte datasett består 9 punkter for F-16, og mangler ca. 3,5 minutter i forbindelse med passering.)
19.09.1989	Bjørn Neråsen	Havarikommisjonen	<i>"I henhold til avtale mellom Rygnestad Flyhavarikommisjonen og Johannessen Lstn Måkerøy, oversendes herved data over andre flybevegelser i området nær ulykkestidspunktet.</i> <i>Som vedlegget viser er det kun registrert som en - 1 - flybevegelse i nærheten av ulykkestedet. Det er Braathens SAFE BRA 405 fra ENFB til EKBI."</i> (Neråsen, 1989, side 1)
22.09.1989	Luftfartsverket	Havarikommisjonen	<i>"Oversender lydbåndkopi av samtale mellom Oslo ACC og M5007 8.9.89."</i> ("Brev Om Lydbåndkopi," 1989, side 1)
26.09.1989	Dansk havarikommisjon	Havarikommisjonen	Barvik henter utskrift av radardata fra Skagen radar hos havarikommisjonen i Danmark.
27.09.1989	Bjørn Neråsen	Havarikommisjonen	<i>"Herved oversendes utplottet track for PARTNAIRs fly og F-16 på motsatt kurs"</i>

			(Neråsen, 1989, side 1)
28.09.1989	F-16-pilot	Havarikommisjonen	“Ca kl 1430Z oppdager jeg et fly på radaren som kommer rett mot meg - omtrent i samme høyde.” (Norwegian 5007, 1989, side 1)
11.10.1989	Olle Forssberg	Havarikommisjonen	Skisser laget basert på radardata fra militære radarstasjoner i Sverige.
07.02.1990	Sigve Barvik	Havarikommisjonen	Datasett fra Måkerøy, og Skagen.
19.08.1992	Sigve Barvik	Havarikommisjonen	Ny versjon av datasett fra Skagen radar

Datamengde og kvalitet

Potensiell datamengde

På både Mågerø og Skagen var det tre radarhoder: to 2D-radarer og én høyderadar. Det foreligger kun radardata fra 2D-radar, ikke fra høyderadar. Rotasjonshastigheten til Skagen radar var 5 omdreininger per minutt. Mågerøs radarhoder roterte 6 ganger per minutt. AWACS-flyets radarhode roterte 6 ganger per minutt.

Dersom man tok utgangspunkt i rådataene fra Skagen, Mågerø og AWACS, ville man hatt omtrent 980 datapunkter for Partnair og 560 for F-16 fra de fem radarhodene. For å kunne studere avvik og fastslå presisjonen i målingene, er det viktig med så mye data som mulig. De fem radarhodene registrerte til sammen flyene 28 ganger per minutt. Selv når man studerer kun et lite segment av flygningen, skal det potensielt være svært god dekning av radardata for både F-16 og Partnair-flyet.

Fly	Flytid	Skagen x 2	Mågerø x 2	AWACS	Totalt
Partnair	35 min	350	420	210	980
F-16	20 min	200	240	120	560

Foreliggende datamengde

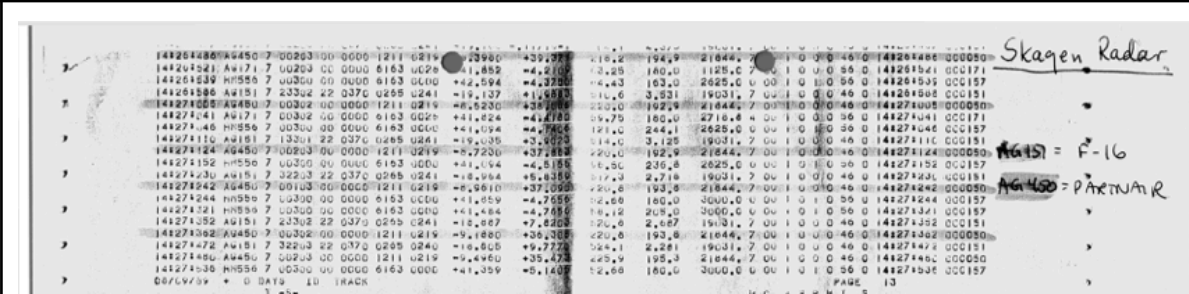
Det foreligger rådata fra Skagen, Mågerø og AWACS. Den totale datamengden er svært liten i forhold til hvor mange registreringer radarene gjorde. For Skagen og Mågerø dekker rådataene kun en periode på fem minutter. Det er med andre ord ikke mulig å bruke rådata for å ettergå alle de etterbehandlede radardata-dokumentene, ettersom disse dekker et større tidsrom.

Fly	Skagen	Mågerø	AWACS	Totalt
Partnair	23	21	69	113
F-16	24	19	9	52
Braathens	13	16	66	95

Rådata kontra etterbehandlede data

Radardata foreligger i to typer dokumenter. Den ene typen ser ut til å være utskrift fra trackeren i radarsystemet, mens den andre ser ut til å være etterbehandlet av mennesker. I 1989 var det ikke like enkelt å utveksle data mellom systemer som vi er vant med i dag. Det er derfor nærliggende å anta at overføringen av data fra radarsystemet til en tekstbehandler har vært basert på en manuell prosess.

Mens man med maskinell, digital overføring av data vil kunne forvente null feil, er det stor sannsynlighet for tastefeil der mennesker manuelt har overført data fra ett system til et annet.



Skagen Radar

14127152 = F-16

14127153 = Partnair

Eksempel på rådata fra Skagen radar

TRACK DATA PRINTOUT OF TRACK AG151.

F-16 to Rygge

DATE 08 SEP 89, SKAGEN RADAR

SYST TIME HH:MM:SEC	TRACK NUMBR	T Q	ACTIV 123CC	SIF/IFF M1 MOD2 3/A 3/C	X.POS DATA M	Y.POS DATA M	SPEED DM/HR	HDGNG DEGRE	HIGHT FEET	OK
14:27:11.0	AG151	7	13301	 0265 ---	-19,035	+3,9023	514,0	3,125	24100	3/C
14:27:23.0	AG151	7	32203	 0265 0241	-18,984	+5,8359	517,3	2,718	24100	3/C
14:27:35.2	AG151	7	23302	 0265 0241	-18,887	+7,8203	520,8	2,687	N/M	
14:27:47.2	AG151	7	32203	 0265 0240	-18,805	+9,7770	524,1	2,281	24000	3/C
14:27:59.2	AG151	7	23302	 0265 0240	-18,477	+11,723	524,9	3,812	N/M	
14:28:11.2	AG151	7	32203	 0265 0241	-17,785	+13,758	528,4	7,625	24100	3/C
14:28:23.4	AG151	7	23302	 0265 0241	-17,152	+15,617	528,8	10,31	N/M	
14:28:35.6	AG151	7	32203	 0265 0241	-16,574	+17,508	530,8	11,43	24100	3/C
14:28:47.5	AG151	7	23302	 0265 0241	-15,805	+19,453	536,2	14,03	N/M	
14:28:59.5	AG151	7	32203	 0265 0241	-15,207	+21,348	538,0	14,75	24100	3/C
14:29:11.5	AG151	7	31103	 0265 0241	-14,496	+23,297	544,1	15,71	24100	3/C
14:29:23.6	AG151	7	23302	 0265 0241	-13,887	+25,152	541,7	16,18	N/M	
14:29:35.6	AG151	7	32203	 0265 0241	-13,367	+27,000	540,8	15,81	24100	3/C
14:29:47.5	AG151	7	23102	 0265 0241	-12,719	+28,926	541,7	16,18	N/M	
14:29:59.6	AG151	7	32003	 0265 0241	-12,027	+30,855	543,8	16,90	24100	3/C
14:30:11.5	AG151	7	23302	 0265 0241	-11,461	+32,813	546,1	16,43	N/M	
14:30:23.4	AG151	7	32203	 0265 0241	-11,145	+34,637	538,8	15,09	24100	3/C
14:30:27.6	AG151	7	32203	 0265 0241	-11,145	+34,637	538,8	15,09	24094	MC
14:30:32.7	AG151	7	32203	 0265 0241	-10,281	+36,576	604,6	15,15	22687	H/F
TRACK RAPPORTERING OVER TIL MAKERØY RADAR										
14:30:42.6	AG151	7	32303	 0265 0241	-10,016	+38,203	594,2	14,03	24844	H/F

Eksempel på etterbehandlede radardata for F-16.

Rådataene fra radarsystemene inneholder data for flere fly. Posisjonsdataene er basert på stereografisk projeksjon. I dokumentene med de etterbehandlede radardataene er data for de forskjellige flyene separert, og posisjonsdata er konvertert til lengde- og breddegrader. Det er også eksempler på at radardata fra forskjellige radarstasjoner er slått sammen i ett dokument.

Det er naturlig å anta at de etterbehandlede radardataene er basert på rådatautskriftene, og at de derfor har eksakt de samme dataene. Rådataene inneholder informasjon fra både primær- og sekundærradar, og det foreligger ingen informasjon om at andre radarkilder har blitt brukt som grunnlag for de etterbehandlede dokumentene. Alle avvik mellom rådataene og de etterbehandlede radardataene er derfor viktige, for de kan indikere avskriftsfeil eller at ukjente radarkilder har blitt benyttet.

Identifisering av radarkilder i rådataene

Basert på den forskjellige rotasjonshastigheten til radarene kan Mågerø-radardata identifiseres ved at radarhodene registrerte flyene hvert 10. sekund. Skagens radarhoder brukte 12 sekunder per omdreining.

Utskriftene fra radarsystemene ved Skagen og Mågerø har samme format. I et følgebrev til etterbehandlede radardata er det en beskrivelse av hva de forskjellige kolonnene i datautskriftene betyr, men ikke alle kolonnene er beskrevet. (Barvik, 1992, side 7)

Kolonne-tittel	Kolonne-beskrivelse	Kommentar
SYST TIME	Tidspunkt	
TRACK NUMBER	Identifikatoren til tracket	
TRACK Q	Indikasjon på hvor hvor lenge siden tracket ble oppdatert	
AIF ACT 123CC	Kvalitetsindikator for hvor gamle data fra sekundærradar er	3 = ferske data 0 = gamle data Det midterste av de 5 sifferene angår "mode 3/A og 3/C"
SIF CODES	Data mottatt fra transponderen i flyet	Mode 1 og 2 er kun for militære fly. Mode 3/A (ident/squawk) og 3/C (trykkehøyde) brukes også av sivile fly.
X POS. / Y POS.	Posisjon, stereoskopisk projisert	Posisjonen er kalkulert med utgangspunkt i den aktuelle radarstasjonens posisjon, uavhengig av hvilken radarstasjon som informasjonen kommer fra.
SPEED DM/HR	Hastighet i "data mile" per time	1 DM = 6000 fot. DM/1.012 = knop
HDG. DEG.	Retning mellom datapunktene	Radarsystemet kalkulerer retningen basert på endringen i posisjon. Verdiene kan ha blitt "utjevnet" av radarsystemet ved å bruke gjennomsnitt fra flere målinger.
HEIGHT FT.	Høyde i fot	
HT STALE	Indikasjon på hvor lenge siden høyden ble målt	0 = oppdatert siste scan 7 er høyeste verdi, og indikerer at det er lenge siden data ble oppdatert
CONS ADD		Ukjent betydning
AUTO/MAN		Trolig: Binær verdi for "automatisk" versus "manuell". 0=auto, 1=man
SIM/LIVE		Trolig: Binær verdi for "simulering" versus "live". 0=sim, 1=live
REM/LOC		Trolig: Binær verdi for "remote" versus "local". 0=remote, 1=local
MASS R		Ukjent betydning
IDENT		Ukjent betydning
SEC ID		Ukjent betydning
SIM. TIME	Simulerings-tidspunkt	Har i datasettet alltid samme verdi som systemtid
TRACK SLOT		Trolig numerisk tracknummer i den lokale trackeren

Spesielt interessante er de binære verdiene (0/1) som beskriver hvor dataene kommer fra.

Ved å studere rådataene fra Mågerø ser man at data med 10 sekunders intervall er merket med «1» i «rem/loc»-kolonnen, noe som indikerer at remote=0 og local=1. Det er nærliggende å tro at de andre binære kolonnene, «auto/man» og «sim/live», er kodet på samme måte. Ettersom radardata ble distribuert i NATOs NATINADS-nettverk, er det behov for å skille data som ble registrert av den lokale radarstasjonen fra de som kom fra en annen stasjon.

Plot	System time	Interval	3/C-	Speed	Heading	Height	Stale	Rem/Loc
2	14:28:08.0		0000	200.3	195.2	21 750	7	1
8	14:28:17.0	9	0000	200.3	195.2	21 750	7	1
14	14:28:27.6	10.6	0000	200.3	195.2	21 750	7	1
21	14:28:37.8	10.2	0000	200.3	195.2	21 750	7	1
28	14:28:47.5	9.7	0000	200.3	195.2	21 750	7	1
34	14:28:57.8	10.3	0000	200.3	195.2	21 750	7	1
40	14:29:07.8	10	0000	200.3	195.2	21 750	7	1

Eksempel fra Mågerø-dataene som viser Partnair-flyet med 10 sekunders intervall

For F-16 ser det i Mågerø-dataene ut til å bestå av to målinger gjort av Mågerø radar, før intervallet endres til 12 sekunder og rem/loc-verdien går fra 1 til 0. Dette indikerer at radardata for F-16 kommer fra en annen radarstasjon enn Mågerø.

Plot	System time	Interval	3/C-	Speed	Heading	Height	Stale	Rem/Loc
3	14:28:12.2		0000	509.1	9.125	18 750	7	1
9	14:28:20.2	8	0000	509.1	9.125	18 750	7	1
16	14:28:30.3	10.1	0241	634.7	18.71	24 937	0	0
26	14:28:42.3	12	0241	611.4	18.4	24 937	0	0
31	14:28:54.5	12.2	0241	616.9	17.9	25 031	0	0
38	14:29:06.5	12	0241	615.9	17.59	25 031	1	0
45	14:29:18.4	11.9	0241	629.3	17.21	25 219	0	0

Eksempel fra Mågerø-dataene som viser F-16 med skiftende intervall og rem/loc-verdi

Radaranalyse

En primærradar måler retning og distanse til objekter, mens sekundærradar i tillegg mottar identifikasjonsnummer og høydemåling fra flyets transponder. Trackeren i radarsystemet filtrerer ut støy fra målingene, følger fly over tid og beregner flyets hastighet og kurs. I 1989 var noen radarstasjoner fortsatt analoge, mens andre hadde gått over til digital teknologi. Dataanalyse fra et analogt radarsystem måtte typisk gjøres ved å observere radardataene på en skjerm, mens de digitale systemene også gjorde det mulig å eksportere dataene som tallverdier.

Forskjellige radarer har ulik presisjon i sine målinger, avhengig av distansen mellom radarstasjonen og flyet. Radarsystemene til både Mågerø og Skagen bestod av flere radarhoder med primær-, sekundær- og en dedikert høyderadar. Data fra alle radarhodene ble sammenstilt av trackeren og dannet grunnlaget for utskriftene. Støy i radardataene er allerede filtrert ut, og sammenstillingen av data fra flere radarhoder gir målinger med relativt høy presisjon.

For å kunne bruke radardata til å fastslå nøyaktig hvor to fly befant seg i forhold til hverandre, trengs flere komplette, korrelerende datasett fra objektive kilder. I denne saken er ikke Forsvaret en objektiv kilde, og det er derfor behov for å ettergå radardataene ekstra nøye samt bruke andre kilder for å verifisere dem. Radardata fra Sverige kunne ikke brukes til å fastslå nøyaktig avstand, fordi ved passeringen var flyene så nære at punktene smeltet sammen på radarskjermen og derfor ikke ble registrert i opptaket.

Utover skissene som det svenske forsvaret har utlevert, er det tilsynelatende bare Forsvaret/NATO som har utlevert radardata til havarikommisjonen. Radardataene har store feil og mangler, spesielt for bevegelsene til F-16-flyet, og viser fysisk umulige situasjoner. Det eneste man kan fastslå med sikkerhet er at radardata har blitt endret etter registrering, og det er derfor ikke mulig å bruke dem som bevis for hvor flyene befant seg i forhold til hverandre.

Datagrunnlag

Mågerø, Skagen og AWACS var alle sammenkoblet i NATOs radarnettverk (NATINADS) og utvekslet kontinuerlig radardata med hverandre. Radaroperatørene kunne se radardata fra en rekke stasjoner på sine skjermer, og disse radardataene ble lagret på teip for senere avspilling.

Havarikommisjonen har hatt tilgang til utskrifter fra Mågerø, Skagen og AWACS. Sverige leverte ut skisser av Partnair- og F-16-flyets track, men disse var basert på bildeopptak av radarskjermen hvert 40. sekund og inneholdt ingen høydeinformasjon. Et track basert på 40 sekunders intervall vil ikke kunne registrere hyppige kursendringer, og trackene vil potensielt gi en mer rett linje enn flyets faktiske bevegelser.

På dansk sivil radar (Aalborg og København) ble det observert et stasjonært objekt etter havariet. Dette sammenfaller med observasjonene fra svensk radar, som havarikommisjonen har fastslått stammer fra deler av flyet som drev østover med vinden.

Hele flyturen til F-16-, Partnair- og Braathens-flyene ble registrert av radarene fra Mågerø, Skagen og AWACS. Med tanke på at Mågerø og Skagen hver hadde to radarhoder med rotasjonsperiode på henholdsvis 10 og 12 sekunder, ble flyene registrert hvert 5.–6. sekund av hver stasjon. Det finnes mange hundre datapunkter for hvert av flyene i NATOs radardatasett, men kun en liten del av dette har blitt utlevert.

Kvaliteten på radardataene er svært lav. AWACS-utskriften viser posisjoner med innbakt usikkerhet som gir et «sikk-sakk-track». Det er store mengder blanke eller statiske verdier i data fra Mågerø og Skagen. Det mangler konsistens mellom de to stasjonene, men også innenfor det enkelte datasett er det inkonsistente verdier.

Datautskriftene fra alle tilgjengelige radarstasjoner burde vært lagt frem for havarikommisjonen umiddelbart etter havariet. Ettersom radardata i praksis kun er en eksport av målinger gjort av et radarsystem, skulle det ikke vært behov for mer enn denne dataeksporten. I forbindelse med Partnair-ulykken er det fremlagt radardata med en rekke feil, og noen av datasettene er lagt frem i flere versjoner – noe som skulle vært helt unødvendig.

Datautskrifter fra Mågerø og Skagen

De mest tidsnære radardataene fra Mågerø og Skagen stammer fra kort tid etter havariet. 13. september ble det oversendt radardata fra Mågerø til havarikommisjonen, men dette er kun noen få punkter med koordinater og tidspunkter.

N A T O U N C L A S S I F I E D				
C A R D *****		*** C O N V E R T E D P O I N T ***		
		X O C T Y O C T ***		
-004.9492	-052.5350 14:28:080	581728N0101725E	D	
-005.6875	-054.4260 14:28:378	581535N0101603E	0	
-006.1875	-056.2970 14:29:078	581346N0101507E	0	
-006.9336	-058.1560 14:29:331	581153N0101345E	0	
-007.5664	-060.6330 14:30:184	580928N0101233E	0	
-008.3200	-062.6520 14:30:480	580728N0101111E	0	
-008.6910	-064.5080 14:31:183	580538N0101030E	0	

(Neråsen, 13.09.1989, side 3)

Radardata som Neråsen sendte til havarikommisjonen stammer tilsynelatende fra Mågerø-utskriften, ettersom tidspunktene og koordinatene er identiske. Det er verdt å merke seg at det kun er hvert tredje punkt for Partnair-flyet som ble med i Neråsens oversendelse – kun posisjon og tidspunkt – så det er naturlig å stille spørsmålet om dette virkelig var «alle data som Luftforsvarets stasjon Måkerøy kan bidra med». (Neråsen, 1989, 13. september, side 1)

Plot	System time	Interval	Track Number
2	14:28:08.0		AG450
8	14:28:17.6	9.6	AG450
14	14:28:27.6	10.0	AG450
21	14:28:37.8	10.2	AG450
28	14:28:47.5	9.7	AG450
34	14:28:57.8	10.3	AG450
40	14:29:07.8	10.0	AG450
44	14:29:17.9	10.1	AG450
51	14:29:28.1	10.2	AG450
58	14:29:38.1	10.0	AG450
72	14:29:58.2	20.1	AG450
79	14:30:07.9	9.7	AG450
85	14:30:18.4	10.5	AG450
88	14:30:28.6	10.2	AG450
94	14:30:38.6	10.0	AG450
99	14:30:48.0	9.4	AG450
104	14:30:58.1	10.1	AG450
109	14:31:08.1	10.0	AG450
114	14:31:18.3	10.2	AG450
117	14:31:28.6	10.3	AG450
128	14:31:38.5	9.9	AG450

Partnair med ~10 sekunders intervall i Mågerø-datasettet.

I følgebrevet fra Neråsen står det også:

«Det gjøres oppmerksom på at alle data er basert på informasjoner som automatisk overføres fra Dansk radar til Lstn Måkerøy. Tøktet har i vår datamaskin track nummer AG 450.» (Neråsen, 1989, 13. september, side 1)

Dette kan ikke stemme, ettersom Skagen radar hadde 12 sekunders intervall, mens radarhodene på Mågerø brukte 10 sekunder på én rotasjon.

19. september oversendte Neråsen mer radardata fra Mågerø-datasettet. I følgebrevet står det:

«Som vedlegget viser er det kun registrert en – 1 – flybevegelse i nærheten av ulykkesstedet. Det er Braathens SAFE BRA 405 fra ENFB til EKBI.» (Neråsen, 1989, 19. september, side 1)

Først etter at VG avslørte at det var en F-16 i luften over Skagerrak, oversendte Neråsen radardata som viser F-16:

«Herved oversendes utplottet track for PARTNAIRs fly og F-16 på motsatt kurs.» (Neråsen, 1989, 27. september, side 1)

F-16-piloten sendte inn rapport til havarikommisjonen 28. september, dagen etter at Neråsen sendte radardata.

Datautskriften fra Skagen radar ble hentet på Flyvestation Skagen den 26. september 1989 av Sigve Barvik, på vegne av den norske havarikommisjonen.

18 00000000 14:27:44131

T -S-
R I
A F
C
K A C

-----SIF CODES----- - STEREOGRAPHIC -

SYST TIME TRACK	HH:MM:SSS	NUMER	Q	123CC	1-	2---	3/A-	3/C-	DN	X POS.	Y POS.	SPEED	HDB.	HEIGHT	LD	AV	SIP.	TIME TRACK
HH:MM:SSS	NUMER	Q	123CC	1-	2---	3/A-	3/C-	DN	DN	DN	DN	DN/HR	DEG.	FT.	LD	AV	HH:MM:SSS	SLOT
14:28:000	HM556	7	00300	00	0000	6163	0000	+46.891	-90.730	24.56	180.0	3000.0	0	00	1	0	14:28:000	000066
14:28:080	AG450	7	00000	00	0000	0000	0000	-4.9492	-52.525	200.3	195.2	21750.7	0	00	1	0	14:28:080	000041
14:28:122	AG151	7	00000	00	0000	0000	0000	-11.203	-67.363	509.1	9.125	18750.7	0	00	1	0	14:28:122	000110
14:28:126	HM556	7	00300	00	0000	6163	0000	+46.891	-90.891	24.56	180.0	3000.0	0	00	1	0	14:28:126	000066
14:28:137	AG571	7	00000	00	0000	0000	0000	-1.8438	-35.961	277.6	180.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:137	000172
14:28:139	AG601	7	00000	00	0000	0000	0000	+26.116	-33.961	137.0	180.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:139	000173
14:28:141	AG212	7	00000	00	0000	0000	0000	-29.063	-39.828	193.8	135.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:141	000174
14:28:170	AG450	7	00000	00	0000	0000	0000	-5.0273	-52.973	200.3	195.2	21750.7	0	00	1	0	14:28:170	000041
14:28:202	AG151	7	00000	00	0000	0000	0000	-10.766	-66.262	509.1	9.125	18750.7	0	00	1	0	14:28:202	000110
14:28:204	HM556	7	00300	00	0000	6163	0000	+47.156	-91.379	24.56	180.0	3000.0	0	00	1	0	14:28:204	000066
14:28:214	AG571	7	00000	00	0000	0000	0000	-1.8438	-36.582	277.6	180.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:214	000172
14:28:214	AG601	7	00000	00	0000	0000	0000	+25.116	-34.160	137.0	180.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:214	000173
14:28:215	AG212	7	00000	00	0000	0000	0000	-28.859	-40.156	193.8	135.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:215	000174
14:28:270	AG450	7	00000	00	0000	0000	0000	-5.3047	-53.703	200.3	195.2	21750.7	0	00	1	0	14:28:270	000041
14:28:301	HM556	7	00300	00	0000	6163	0000	+47.156	-91.520	24.56	180.0	3375.0	0	00	1	0	14:28:301	000066
14:28:303	AG151	7	32303	22	0370	0265	0241	-9.8480	-65.168	634.7	12.71	24537.0	0	00	1	0	14:28:303	000110
14:28:303	AG571	7	00300	00	0000	1261	0000	-2.8438	-38.043	277.6	180.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:303	000172
14:28:305	K4577	7	00303	00	0000	6413	1122	-23.449	-13.3242	197.5	293.5	12537.0	0	00	1	0	14:28:305	000177
14:28:307	AG601	7	00300	00	0000	7171	0000	+23.766	-33.023	137.0	180.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:307	000173
14:28:313	AG212	7	00300	00	0000	1273	0000	-25.781	-41.734	173.8	135.0	0.0000	7	00	1	0	14:28:313	000174
14:28:378	AG450	7	00000	00	0000	0000	0000	-5.6875	-54.426	200.3	195.2	21750.7	0	00	1	0	14:28:378	000041
14:28:408	HM556	7	00300	00	0000	6163	0000	+47.156	-91.738	24.56	180.0	3375.0	0	00	1	0	14:28:408	000066

MAKERØY RADAR
BLATT

Datautskrift fra Mågerø, september 1989

361190

Skagen Radar

uten mode C

med blinkende indikator

hentet på Skagen 26.09.89

av Sigve Barvik

Vee

Ind- og utleveringsseddel

361190

Indlevering ☒ Utlevering ☐

Dato 26.09.89

Godkjennt

Korrekturest

Lager nr. 3 sider Datautskrift - TRACK HISTORY

nr. 04013 - 04015

Mengde

Vedlegg

Antall

1

2

3

4

5

6

7

8

9

10

Reference

Flystasjon i Tannistruet 1989

Denne seddel fortrykkes til

Indlevering ☐ Utlevering ☐

For mottagelsen av mottakende fortrykkes denne:

Sigve Barvik for Havarikommisjonen

VF825a(71) (578.5010)

7530-22-400-0001

Datautskriften fra Skagen radar ble hentet på "Flyvestation Skagen" den 26.09.1989, av Sigve Barvik, på vegne av den norske havarikommisjonen.

Kilde til radardata

At F-16-radardata, som ble overlevert fra Mågerø i september 1989, stammer fra Skagen radar er en essensiell detalj. Registreringene gjort av radarhodene på Skagen ble overført via NATINADS til Mågerø. Sammenlikner man utskrifter med F-16-data fra Skagen og Mågerø, må hver enkelt registrering være identisk. Dette er ikke tilfellet – ingen av registreringene er identiske. Det er to mulige grunner: Data stammer fra andre radarkilder, eller de er helt eller delvis syntetiske.

Plot	System time	Interval	Track Number
3	14:28:12.2		AG151
9	14:28:20.2	8.0	AG151
16	14:28:30.3	10.1	AG151
26	14:28:42.3	12.0	AG151
31	14:28:54.5	12.2	AG151
38	14:29:06.5	12.0	AG151
45	14:29:18.4	11.9	AG151
52	14:29:30.5	12.1	AG151
62	14:29:42.3	11.8	AG151
68	14:29:54.3	12.0	AG151
75	14:30:06.3	12.0	AG151
82	14:30:18.3	12.0	AG151
89	14:30:30.3	12.0	AG151
96	14:30:42.3	12.0	AG151
100	14:30:54.2	11.9	AG151
106	14:31:06.1	11.9	AG151
111	14:31:18.1	12.0	AG151
118	14:31:30.1	12.0	AG151
131	14:31:42.2	12.1	AG151

F-16 med ~12 sekunders intervall i Mågerø-datasettet (kan ikke stamme fra radarhodene på Mågerø).

Statistiske verdier for Partnair-flyet

For Partnair er det i praksis kun tid og posisjon som endrer seg i Mågerø-dataene, mens hastighet, kurs og høyde er helt statiske. Transponder-verdiene for høyde (3/C) mangler, til tross for at flyets transponder fungerte. I forbindelse med passering av F-16 mangler det en linje med data, og etter dette er identifikasjonen (3/A) fra flyets transponder registrert.

Trackeren i radarsystemet beregner hastighet og kurs basert på endringer i posisjon mellom hver registrering. Ved å gjøre tilsvarende beregning bekreftes at de statiske verdiene for hastighet og kurs ikke er reelle.

Partnair, Mågerø - statiske verdier

SYST TIME TRACK HH:MM:SS TRACK #	T 12300	I-2---	S/A-3/C-	STEREOGRAPHIC X POS. Y POS. DK Dn		SPEED FT/MK	HIG. DEG.	HEIGHT FT.	A L A M I O R T U L A V C E L A N E		SIM. TIME TRACK HH:MM:SS SLCT									
141264486	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-8.3980	+39.371	218.2	194.9	218444	7	001	0	0	46	0	141264486	000050
141271005	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-8.5230	+38.500	220.0	192.9	218444	7	001	0	0	46	0	141271005	000050
141271124	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-8.7230	+37.880	220.0	192.9	218444	7	001	0	0	46	0	141271124	000050
141272442	A6450	7	00103	00	0000	1211	0219	-8.5610	+37.090	220.6	193.8	218444	7	001	0	0	46	0	141272442	000050
141273682	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-9.1880	+36.380	220.8	193.8	218444	7	001	0	0	46	0	141273682	000050
141274800	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-9.4960	+35.470	225.9	195.3	218444	7	001	0	0	46	0	141274800	000050
141275999	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-9.6950	+34.750	225.0	194.4	218444	7	001	0	0	46	0	141275999	000050
141281119	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-9.9180	+33.970	225.0	194.4	218444	7	001	0	0	46	0	141281119	000050
141281238	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-10.246	+33.222	226.8	196.1	218444	7	001	0	0	46	0	141281238	000050
141281357	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-10.457	+32.465	225.9	195.3	218444	7	001	0	0	46	0	141281357	000050
141281475	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-10.727	+31.700	223.5	195.4	218444	7	001	0	0	46	0	141281475	000050
141281995	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-11.031	+30.940	224.5	197.2	218444	7	001	0	0	46	0	141281995	000050
141291114	A6450	7	00103	00	0000	1211	0219	-11.305	+30.242	224.5	197.2	218444	7	001	0	0	46	0	141291114	000050
141291232	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-11.465	+29.496	222.5	195.5	218444	7	001	0	0	46	0	141291232	000050
141291351	A6450	7	00203	00	0000	1211	0216	-11.789	+28.727	224.5	197.2	218444	7	001	0	0	46	0	141291351	000050
141291470	A6450	7	00102	00	0000	1211	0216	-12.012	+28.035	220.1	196.6	218444	7	001	0	0	46	0	141291470	000050
141291868	A6450	7	00303	00	0000	1211	0219	-12.355	+27.313	222.2	198.4	218444	7	001	0	0	46	0	141291868	000050
141301107	A6450	7	00502	00	0000	1211	0219	-12.659	+26.533	222.2	198.4	218444	7	001	0	0	46	0	141301107	000050
141301226	A6450	7	00203	00	0000	1211	0219	-12.789	+25.830	221.1	197.3	218444	7	001	0	0	46	0	141301226	000050
141311345	A6450	7	00302	00	0000	1211	0219	-12.918	+25.110	221.8	196.0	218444	7	001	0	0				

Partnair, Skagen

Mågerø-datasettet er tydelig produsert for å vise passeringstidspunktet. Utskriften starter nøyaktig kl. 14:28:00.0, og for både F-16 og Braathens-flyet er det 0-verdier der transponder-dataene skulle vært på de første linjene. I tillegg er hastighet og kurs helt statiske, mens posisjonen endrer seg.

18 00000000 14:27:44131

MAKERØY RADAR
BLATT

SYST TIME TRACK T
HH:MM:SSS NUMBER Q 123CC 1- 2--- 3/A- 3/C-

14:28:000 HM556 7 00300 00 0000 6163 C000 +46.891 -90.730 24.56 180.0 3000.0 0 00 1 0 1 0 56 0 14:28:000 00060

14:28:122 AG151 7 00000 00 0000 0000 -11.203 -67.363 509.1 9.125 18750.7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:122 000110

Mågerø-utskriften starter 14:28:00.0

SYST TIME TRACK T
HH:MM:SSS NUMBER Q 123CC 1- 2--- 3/A- 3/C-

14:28:122 AG151 7 00000 00 0000 0000 -11.203 -67.363 509.1 9.125 18750.7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:122 000110

14:28:202 AG151 7 00000 00 0000 0000 -10.766 -66.262 509.1 9.125 18750.7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:202 000110

14:28:303 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -9.8480 -65.168 634.7 12.71 24537.0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:303 000110

14:28:423 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -9.3320 -63.465 611.4 12.40 24537.0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:423 000110

14:28:545 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -8.7420 -61.406 616.9 17.90 25031.0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:545 000110

F-16, Mågerø: Statiske data i de 2 første linjene

Plot	System time	Interval	Track Number	Track Q	SIF ACT	1-	2---	3/A-	3/C-	X Pos.	Y. Pos	Speed	Heading	Height	HT Stale	
5	14:28:13.7		AG571	7	00000	0	0	0	0	-1.844	-35.961	277.6	180.0	0	7	
11	14:28:21.4	7.7	AG571	7	00000	0	0	0	0	-1.844	-36.582	277.6	180.0	0	7	
17	14:28:30.3	8.9	AG571	7	00300	0	0	0	1261	0	-2.844	-38.063	277.6	180.0	0	7
23	14:28:41.0	10.7	AG571	7	00300	0	0	0	1261	0	-3.219	-38.836	277.6	180.0	0	7
32	14:28:54.5	13.5	AG571	7	00303	0	0	0	1261	290	-3.465	-40.727	359.6	184.4	29906	0
39	14:29:06.6	12.1	AG571	7	00303	0	0	0	1261	290	-3.566	-41.887	356.1	184.5	29906	1
46	14:29:18.5	11.9	AG571	6	00303	0	0	0	1261	290	-3.656	-43.066	356.1	184.5	29906	1

Braathens, Mågerø: Statiske data i de 4 første linjene

Det mest plausible scenarioet er at data er spilt tilbake fra teip inn i radarsystemet. Der trackeren ikke har fått oppdaterte data, forblir det 0-verdier eller en tidligere verdi frem til det kommer inn nye radardata fra teipen. Det eneste som endrer seg i de første linjene er posisjonen, noe som tyder på at den ikke kommer fra teip. Det er vanskelig å fastslå om disse posisjonene er produsert av simuleringsfunksjonen i radarsystemet, om de er lagt inn manuelt, eller om de kommer fra en annen ukjent kilde.

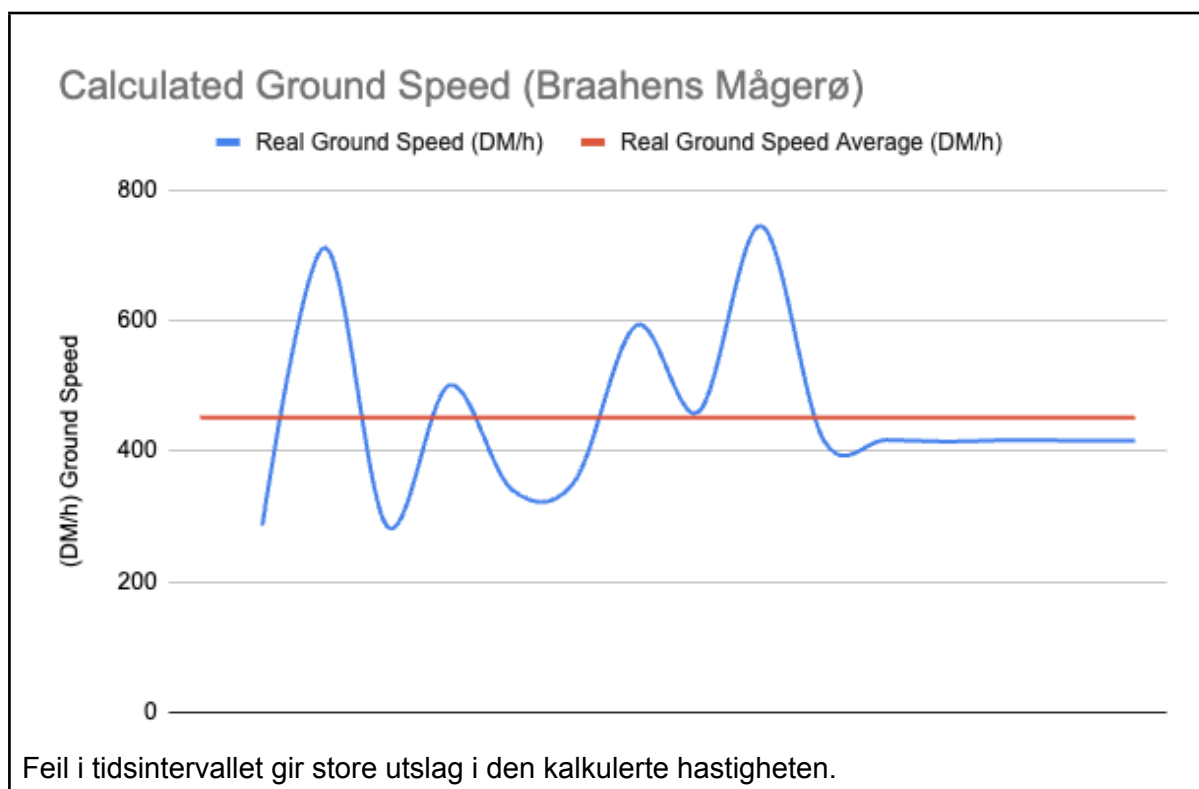
Hovedpoenget er: Utskriften fra Mågerø er ikke en normal eksport av radardata, slik man ville forvente i forbindelse med gransking av en flyulykke, men en utskrift basert på radardata som er produsert mindre enn fem døgn etter ulykken for å vise passeringen mellom F-16 og Partnair-flyet. Datautskriften viser at umiddelbart etter ulykken var det fokus på passeringen, og at det er fremstilt radardata som bærer preg av å være manuelt justert.

Braathens

Hovedfokus er naturlig nok på radardata for F-16 og Partnair-flyet, men datasettet inkluderer også informasjon om Braathens-flyet (tracknummer AG571). Som nevnt over starter Braathens-dataene med noen statiske linjer, men det er også andre avvik som er vanskelig å finne en naturlig forklaring på.

Radarens varierende rotasjonshastighet kan ikke forklares med bytte mellom Mågerø og Skagen, ettersom intervallene skulle vært enten ca. 10 eller ca. 12 sekunder. Remote/Local-kolonnen indikerer et skifte av kilde, men endringene i rotasjonshastighet skjer med både «remote» og «local» data. Den reelle hastigheten til Braathens-flyet var nær lydens hastighet, men selvsagt ikke over eller langt under.

System time	Interval	Track Number	3/C Flight Level	Speed	Speed Kalkulert	Heading Kalkulert	Rem/Loc
14:28:13.7		AG571	0	277.6			1
14:28:21.4	7.7	AG571	0	277.6	286.2	179.95	1
14:28:30.3	8.9	AG571	0	277.6	712.1	213.93	1
14:28:41.0	10.7	AG571	0	277.6	284.9	205.76	1
14:28:54.5	13.5	AG571	290	359.6	501.3	187.31	0
14:29:06.6	12.1	AG571	290	356.1	341.5	184.90	0
14:29:18.5	11.9	AG571	290	356.1	352.6	184.26	0
14:29:30.6	12.1	AG571	290	402.3	593.1	185.66	0
14:29:39.1	8.5	AG571	290	423.2	460.5	185.37	0
14:29:42.4	3.3	AG571	290	423.2	745.4	184.41	0
14:29:54.4	12.0	AG571	290	423.2	417.2	184.65	0
14:30:06.4	12.0	AG571	290	423.2	417.4	184.49	0
14:30:18.4	12.0	AG571	290	423.2	414.7	184.35	0
14:30:30.4	12.0	AG571	290	432.2	417.2	184.64	0
14:30:42.4	12.0	AG571	290	423.2	416.3	184.49	0
14:30:54.3	11.9	AG571	290	423.2	415.8	184.37	0



Hastighetsforskjeller for F-16

Det mest iøynefallende med Mågerø-radardata for F-16 er at de viser overlydshastigheter både før og i forbindelse med passering av Partnair-flyet.

18 00000000 14:27:44131

T
R
A
C
K

-----SIF CODES----- - STEREOGRAPHIC -

SYST TIME TRACK
HH:MM:SSS NUMBER Q 123CC 1- 2--- 3/A- 3/C-

X POS. Y POS. SPEED HDG. HEIGHT
DM DM DM/HR DEG. FT.

14:28:122 AG151 7 00000 00 0000 0000 0000 -11.203 -67.363 509.1 9.125 18750.7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:122 000110

14:28:202 AG151 7 00000 00 0000 0000 0000 -10.766 -66.262 509.1 9.125 18750.7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:202 000110

14:28:303 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -9.8480 -65.168 634.7 12.71 24537.0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:303 000110

14:28:423 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -9.3220 -63.465 611.4 18.40 24537.0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:423 000110

14:28:545 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -8.7420 -61.406 616.9 17.90 25031.0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:545 000110

14:29:065 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -8.1560 -59.457 615.9 17.59 25031.1 00 1 0 0 0 46 0 14:29:065 000110

14:29:184 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -7.5313 -57.234 629.3 17.21 25219.0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:184 000110

14:29:303 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -7.0508 -55.672 610.5 17.36 25219.0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:303 000110

14:29:423 AG151 7 12203 22 0370 0265 0219 -6.4609 -53.651 613.8 16.96 25219.0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:423 000110

14:29:543 AG151 7 03303 22 0370 0265 0240 -5.8320 -51.587 635.0 16.71 22687.0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:543 000110

14:30:063 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -5.3438 -49.448 629.6 16.18 22687.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:063 000110

14:30:183 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -5.0078 -47.719 604.6 15.15 22687.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:183 000110

14:30:303 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -4.6914 -45.858 594.2 14.03 22687.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:303 000110

14:30:423 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -4.4375 -44.219 573.8 13.09 24844.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:423 000110

14:30:542 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -4.1602 -41.577 599.1 11.50 24281.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:542 000110

14:31:061 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -3.9141 -40.055 597.0 10.50 24537.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:061 000110

14:31:181 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -3.6953 -38.203 588.3 9.625 24844.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:181 000110

14:31:301 AG151 7 23303 22 0370 0265 0241 -3.4336 -36.039 601.6 9.063 24844.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:301 000110

14:31:422 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -3.1523 -34.125 597.6 8.781 24844.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:422 000110

MAKERØY RADAR
BLATT

F-16, Mågerø

I henhold til opplysninger fra Forsvaret, og 12-sekunders intervallet mellom hver registrering, skal registreringene være gjort av Skagen radar. Registreringene i utskriften fra Skagen skal derfor være identiske – noe de ikke er.

Med tanke på at F-16-flyets hastighet er av spesiell interesse i denne saken, er det verdt å merke seg at Mågerø-utskriften viser overlydshastigheter, mens Skagen viser hastigheter som ligger betydelig lavere. To radarstasjoner som måler samme fly kan få forskjellige enkeltverdier i kalkulert hastighet, men over flere minutter skal hastigheten i snitt bli identisk.

T
R
A
C
K

-----SIF CODES----- - STEREOGRAPHIC -

SYST TIME TRACK
HH:MM:SSS NUMBER Q 123CC 1- 2--- 3/A- 3/C-

X POS. Y POS. SPEED HDG. HEIGHT
DM DM DM/HR DEG. FT.

14:26:586 AG151 7 23302 22 0370 0265 0241 -19.137 +19.953 510.6 3.531 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:26:586 000151

14:27:110 AG151 7 13301 22 0370 0265 0241 -19.035 +3.9020 514.0 3.125 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:27:110 000151

14:27:230 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -18.964 +5.8359 512.3 2.716 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:27:230 000151

14:27:352 AG151 7 23302 22 0370 0265 0241 -18.887 +7.8203 520.6 2.687 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:27:352 000151

14:27:472 AG151 7 32203 22 0370 0265 0240 -18.805 +9.7270 524.1 2.281 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:27:472 000151

14:27:592 AG151 7 23302 22 0370 0265 0240 -18.477 +11.723 524.9 3.812 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:27:592 000151

14:28:112 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -17.785 +13.758 526.4 7.625 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:28:112 000151

14:28:234 AG151 7 23302 22 0370 0265 0241 -17.152 +15.612 528.8 10.31 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:28:234 000151

14:28:356 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -16.574 +17.558 530.8 11.43 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:28:356 000151

14:28:478 AG151 7 23302 22 0370 0265 0241 -16.805 +19.746 536.2 14.03 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:28:478 000151

14:28:595 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -15.207 +21.348 536.0 14.75 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:28:595 000151

14:29:115 AG151 7 31103 22 0370 0265 0241 -14.496 +23.297 544.1 15.71 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:29:115 000151

14:29:236 AG151 7 23302 22 0370 0265 0241 -13.887 +25.152 541.7 16.18 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:29:236 000151

14:29:356 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -13.367 +27.000 540.6 15.81 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:29:356 000151

14:29:475 AG151 7 23102 22 0370 0265 0241 -12.719 +28.926 541.7 16.16 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:29:475 000151

14:29:596 AG151 7 32003 22 0370 0265 0241 -12.027 +30.855 543.8 16.50 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:29:596 000151

14:30:119 AG151 7 23302 22 0370 0265 0241 -11.461 +32.810 546.1 16.43 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:30:119 000151

14:30:234 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -11.145 +34.637 538.8 15.09 19031.7 00 1 0 0 0 46 0 14:30:234 000151

14:30:356 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -11.145 +36.467 538.6 15.09 24094.4 07 0 0 0 0 46 0 14:30:356 000151

14:30:475 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -10.281 +38.370 609.8 15.88 22500.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:475 000151

14:30:596 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -10.281 +36.570 609.8 15.55 22500.0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:596 000151

14:31:115 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -10.015 +38.200 609.8 15.56 22500.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:115 000151

14:31:234 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -9.8910 +36.370 609.8 15.68 22500.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:234 000151

14:31:356 AG151 7 32203 22 0370 0265 0241 -9.6410 +40.600 609.8 15.65 22500.0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:356 000151

F-16, Skagen

Fremfor å ha hastighetsverdier som endrer seg for hver måling, benyttes teknikker for «smoothing» i radarsystemets tracker – i praksis gjennomsnittsverdier fra et gitt antall målinger. Smoothing kan ikke forklare store hastighetsforskjeller over flere minutter, slik datasettene viser mellom Skagen og Mågerø. Etterkalkulerte verdier basert på endring i posisjon over tid gir også en klar indikasjon på at hastighetsverdiene i Skagen-dataene er lavere enn det F-16-flyet hadde i virkeligheten.

Skagen Tidspunkt	Skagen Speed	Skagen Kalkulert	F-16	Mågerø Tidspunkt	Mågerø Speed	Mågerø Kalkulert
14:28:47.5	536.2	631.5		14:28:30.3	634.7	507.8
14:28:59.5	538.0	595.0		14:28:42.3	611.4	532.9
14:29:11.5	544.1	621.2		14:28:54.5	616.9	630.9
14:29:23.6	541.7	579.8		14:29:06.5	615.9	609.4
14:29:35.6	540.8	574.9		14:29:18.4	629.3	697.3
14:29:47.5	541.7	613.6	Passering	14:29:30.5	610.5	485.3
14:29:59.6	543.8	608.6		14:29:42.3	613.8	629.4
14:30:11.5	546.1	617.2		14:29:54.3	635.0	715.2
14:30:23.4	538.8	557.2		14:30:06.3	629.6	607.5
14:30:27.6	538.8	0		14:30:18.3	604.6	518.7
14:30:32.7	609.8	1495.4		14:30:30.3	594.2	553.5
14:30:32.8	609.8	0		14:30:42.3	573.8	508.5
14:30:42.6	609.8	824.6		14:30:54.2	599.1	682.2
14:30:52.7	609.8	311.6		14:31:06.1	597.0	585.2
14:31:02.8	609.8	419.4		14:31:18.1	588.3	558.5

Tidsforskjeller for F-16

Klokkeslettene i radardata har vært et gjennomgående tema i rettssakene etter Partnair-ulykken. Forsvaret har slått fast at Mågerø-klokkeslettene er korrekte, mens Skagen og AWACS har feil tidsangivelse:

«Skagen radar: klokken er 15 sek for rask Måkerøy radar: klokken er omtrent riktig AWACS radar: klokken er 15 sek for sen» (Barvik, 1990, side 2)

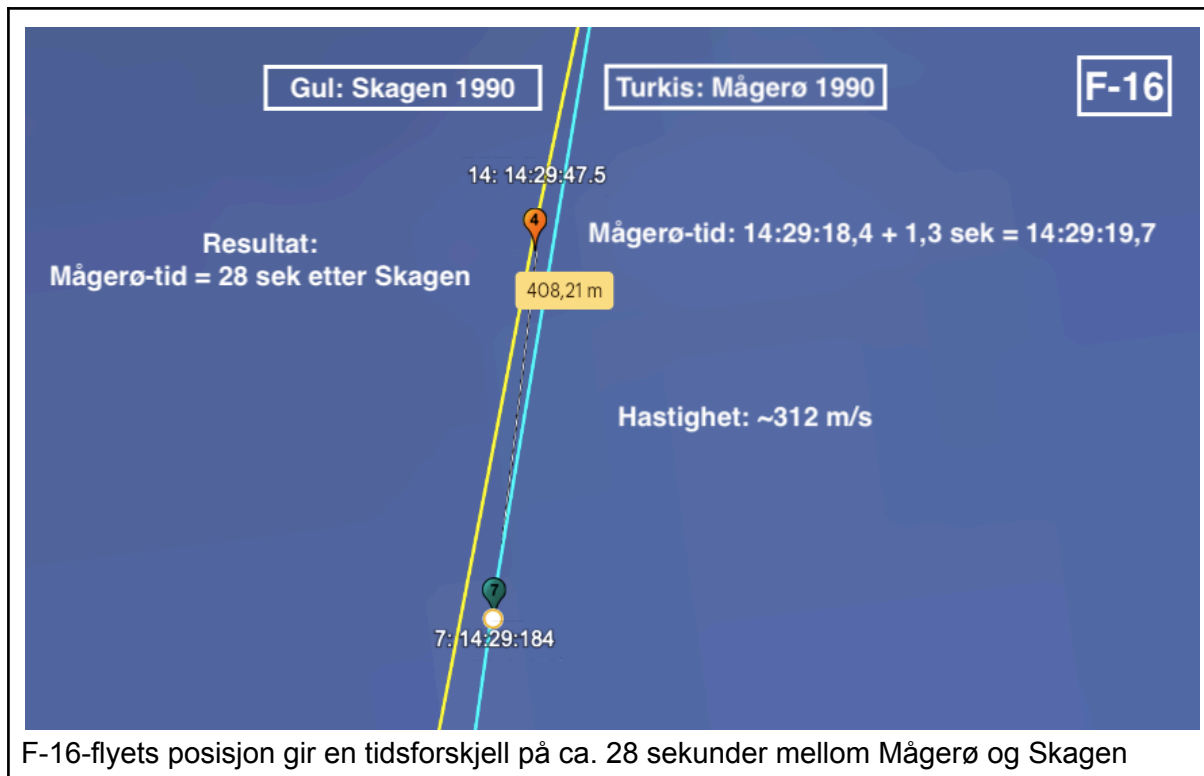
I praksis betyr dette at alle radardata som viser ett fly på samme posisjon i henholdsvis Skagen- og Mågerø-datasettene, skal ha ca. 15 sekunders forskjell i klokkeslettet. Ettersom

utskriftene fra Mågerø og Skagen har separate datakilder, er ingen av punktene identiske. For å beregne tidsforskjellen må man:

1. Finne et punkt som er nære hverandre i begge datasettene
2. Beregne distansen mellom de to punktene
3. Justere klokkeslettet for å kompensere for tiden det tar flyet å fly distansen

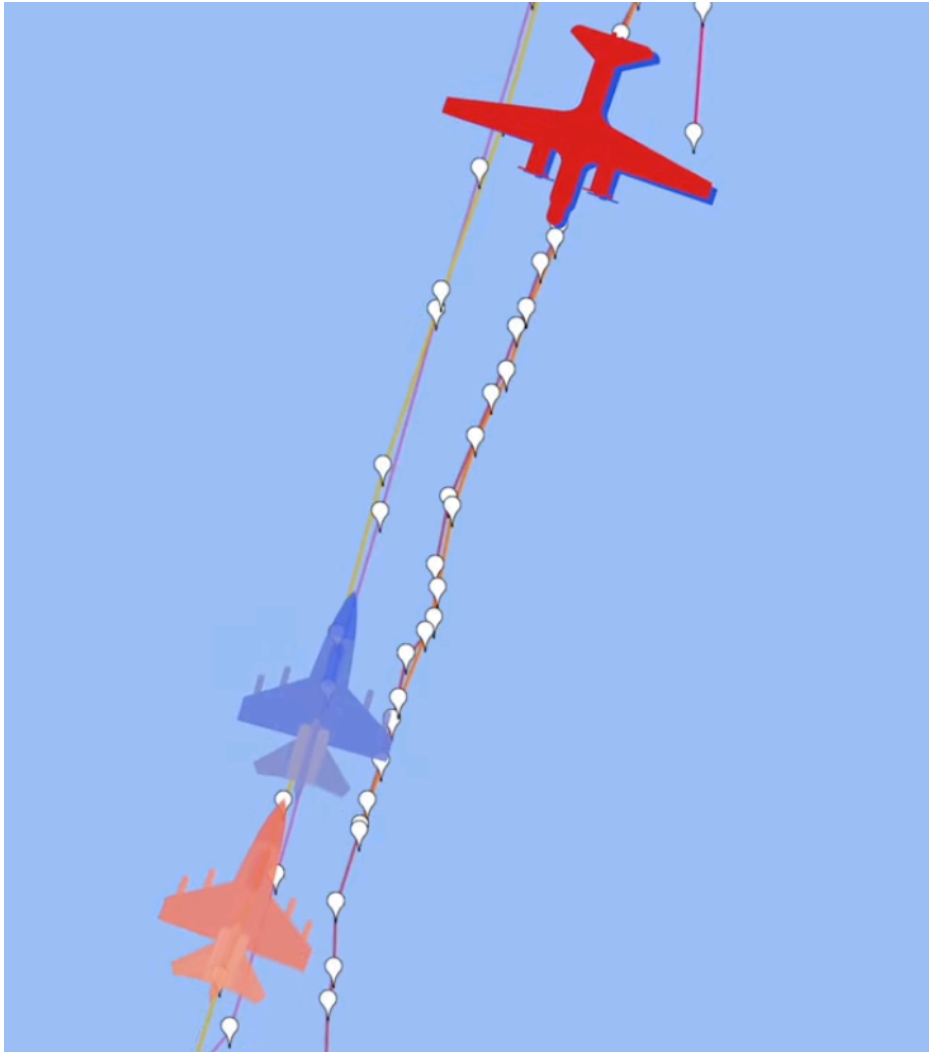
For alle fly i de to datasettene skal denne øvelsen alltid gi den samme tidsforskjellen. Slik er det ikke. Sammenlikner man klokkeslettene for Partnair-flyet, stemmer det med ca. 15 sekunders tidsforskjell. For F-16 er tidsforskjellen omtrent dobbelt.





Dette viser en fysisk umulig situasjon hvor Skagen og Mågerø registrerer at F-16 på et gitt tidspunkt befinner seg på to forskjellige steder med flere kilometers avstand. Det er vanskelig å se for seg denne umuligheten ved å studere talldata, men ved å animere radardataene blir det åpenbart.

I animasjonen er klokkeslettene synkronisert slik at de stemmer overens mellom Skagen og Mågerø for Partnair-flyet. Dersom radardataene var reelle, ville det røde og blå F-16-flyet vært like sammenstilte som Partnair-flyet. Det er ikke mulig å forklare dette store tidsavviket med lav presisjon i radarsystemene. Forskjellen mellom Skagen og Mågerø utgjør en periode som er lengre enn rotasjonsperioden til radarhodene på begge stasjoner.



Radardata viser en fysisk umulig observasjoner av F-16.

<https://www.youtube.com/watch?v=7brfTxEplAQ>

Umulige situasjoner i Skagen-dataene

I henhold til radardataene fra Skagen oppstår det abnormale situasjoner i forbindelse med passeringen av Partnair-flyet: Radaren endrer rotasjonshastighet, og F-16 registreres i nøyaktig samme posisjon til tross for at det går flere sekunder mellom målingene.

En annen umulighet er «HT Stale»-kolonnen til høyre for høydemålingen. Denne verdien kan øke eller gå tilbake til 0, men den kan ikke gå fra en høy verdi til en lavere verdi uten å ha gått via 0 først. I Skagen-datasettet for F-16 er det en forekomst av at verdien endrer seg fra 7 til 4 – noe som ikke vil forekomme i et reelt datasett.

14:29:59.6	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-12.027	+30.855	543.8	16.50	19031	7	00	1	0	0	0	46	0	14:29:59.6	000151
14:30:11.9	AG151	7	23302	22	0370	0265	0241	-11.461	+32.813	546.1	16.43	19031	7	00	1	0	0	0	46	0	14:30:11.9	000151
14:30:23.4	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-11.145	+34.637	538.8	15.09	19031	7	00	1	0	0	0	46	0	14:30:23.4	000151
14:30:27.6	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-11.145	+34.637	538.8	15.09	24094	4	07	0	0	0	0	46	0	14:30:27.6	000151
14:30:32.7	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-10.281	+36.576	609.8	15.68	22500	0	00	1	0	1	0	46	0	14:30:32.7	000151
14:30:32.8	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-10.281	+36.576	609.8	15.68	22500	0	00	1	0	1	0	46	0	14:30:32.8	000151
14:30:42.6	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-10.016	+38.809	609.8	15.68	22500	0	00	1	0	1	0	46	0	14:30:42.6	000151
14:30:52.7	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-9.891	+39.676	609.8	15.68	22500	0	00	1	0	1	0	46	0	14:30:52.7	000151
14:31:02.8	AG151	7	32203	22	0370	0265	0241	-9.641	+40.828	609.8	15.68	22500	0	00	1	0	1	0	46	0	14:31:02.8	000151

F-16, Skagen

Plot	System time	Interval	Track Number	Track Q	SIF ACT	1-	2---	3/A-	3/C-	X Pos.	Y. Pos	Speed	Heading	Height	HT Stale
4	14:26:58.6		AG151		7 23302	22	370	265	241	-19.137	1.988	510.6	3.531	19031	7
8	14:27:11.0	12.4	AG151		7 13301	22	370	265	241	-19.035	3.902	514.0	3.125	19031	7
11	14:27:23.0	12.0	AG151		7 32203	22	370	265	241	-18.984	5.836	517.3	2.718	19031	7
15	14:27:35.2	12.2	AG151		7 23302	22	370	265	241	-18.887	7.820	520.8	2.687	19031	7
17	14:27:47.2	12.0	AG151		7 32203	22	370	265	240	-18.805	9.777	524.1	2.281	19031	7
20	14:27:59.2	12.0	AG151		7 23302	22	370	265	240	-18.477	11.723	524.9	3.812	19031	7
22	14:28:11.2	12.0	AG151		7 32203	22	370	265	241	-17.785	13.758	528.4	7.625	19031	7
28	14:28:23.4	12.2	AG151		7 23302	22	370	265	241	-17.152	15.617	528.8	10.31	19031	7
45	14:28:35.6	12.2	AG151		7 32203	22	370	265	241	-16.574	17.508	530.8	11.43	19031	7
51	14:28:47.5	11.9	AG151		7 23302	22	370	265	241	-15.805	19.453	536.2	14.03	19031	7
57	14:28:59.5	12.0	AG151		7 32203	22	370	265	241	-15.207	21.348	538.0	14.75	19031	7
65	14:29:11.5	12.0	AG151		7 31103	22	370	265	241	-14.496	23.297	544.1	15.71	19031	7
77	14:29:23.6	12.1	AG151		7 23302	22	370	265	241	-13.887	25.152	541.7	16.18	19031	7
85	14:29:35.6	12.0	AG151		7 32203	22	370	265	241	-13.367	27.000	540.8	15.81	19031	7
93	14:29:47.5	11.9	AG151		7 23102	22	370	265	241	-12.719	28.926	541.7	16.18	19031	7
103	14:29:59.6	12.1	AG151		7 32003	22	370	265	241	-12.027	30.855	543.8	16.9	19031	7
111	14:30:11.5	11.9	AG151		7 23302	22	379	265	241	-11.461	32.813	546.1	16.43	19031	7
124	14:30:23.4	11.9	AG151		7 32203	22	370	265	241	-11.145	34.637	538.8	15.09	19031	7
127	14:30:27.6	4.2	AG151		7 32203	22	370	265	241	-11.145	34.637	538.8	15.09	24094	4
129	14:30:32.7	5.1	AG151		7 32203	22	370	265	241	-10.281	36.576	609.8	15.68	22500	0
130	14:30:32.8	0.1	AG151		7 32203	22	370	265	241	-10.281	36.576	609.8	15.68	22500	0
138	14:30:42.6	9.8	AG151		7 32203	22	370	265	241	-10.016	38.809	609.8	15.68	22500	0
146	14:30:52.7	10.1	AG151		7 32203	22	370	265	241	-9.891	39.676	609.8	15.68	22500	0
154	14:31:02.8	10.1	AG151		7 32203	22	370	265	241	-9.641	40.828	609.8	15.68	22500	0

F-16, Skagen

Skagen-versjonene

Versjon 1990

I de etterbehandlede radardataene, som Forsvaret overleverte til havarikommisjonen flere måneder etter flyulykken, har data for de forskjellige flyene blitt splittet opp i separate dokumenter. De mest åpenbare feilene – endring av radarens rotasjonsintervall og identiske registreringer på to forskjellige tidspunkter – er fortsatt i denne utskriften.

Til tross for at både Skagen og Mågerø var del av NATINADS-nettverket og begge mottok data fra hverandre i sanntid, er det lagt inn en linje som sier «track rapportering over til Måkerø radar». Utskriften fra Skagen er produsert av trackeren på Skagen, og både F-16 og Partnair var godt innenfor rekkevidde. Linjen markerer et skille der man har satt sammen radardata fra forskjellige kilder. Uansett om man velger å tro på denne forklaringen, og hvorfor den bare gjaldt F-16-flyet, forklarer det ikke de fysiske umulighetene kort tid i forveien.

TRACK DATA PRINTOUT OF TRACK AG151. F-16 to Rygge														
DATE 08 SEP 89, SKAGEN RADAR														
SYST TIME	TRACK T	ACTIV	SIF/IFF		X.POS	Y.POS	SPEED	HDGNG	HIGHT	OK				
HH:MM:SEC	NUMBR	Q	123CC	M1	MOD2	3/A	3/C	DATA	M	DATA	M	DM/HR	DEGRE	FEET
14:27:11.0	AG151	7	13301	..		0265	----	-19,035	+3,9023	514,0	3,125	24100	3/C	
14:27:23.0	AG151	7	32203	..		0265	0241	-18,984	+5,8359	517,3	2,718	24100	3/C	
14:27:35.2	AG151	7	23302	..		0265	0241	-18,887	+7,8203	520,8	2,687	N/M		
14:27:47.2	AG151	7	32203	..		0265	0240	-18,805	+9,7770	524,1	2,281	24000	3/C	
14:27:59.2	AG151	7	23302	..		0265	0240	-18,477	+11,723	524,9	3,812	N/M		
14:28:11.2	AG151	7	32203	..		0265	0241	-17,785	+13,758	528,4	7,625	24100	3/C	
14:28:23.4	AG151	7	23302	..		0265	0241	-17,152	+15,617	528,8	10,31	N/M		
14:28:35.6	AG151	7	32203	..		0265	0241	-16,574	+17,508	530,8	11,43	24100	3/C	
14:28:47.5	AG151	7	23302	..		0265	0241	-15,805	+19,453	536,2	14,03	N/M		
14:28:59.5	AG151	7	32203	..		0265	0241	-15,207	+21,348	538,0	14,75	24100	3/C	
14:29:11.5	AG151	7	31103	..		0265	0241	-14,496	+23,297	544,1	15,71	24100	3/C	
14:29:23.6	AG151	7	23302	..		0265	0241	-13,887	+25,152	541,7	16,18	N/M		
14:29:35.6	AG151	7	32203	..		0265	0241	-13,367	+27,000	540,8	15,81	24100	3/C	
14:29:47.5	AG151	7	23102	..		0265	0241	-12,719	+28,926	541,7	16,18	N/M		
14:29:59.6	AG151	7	32003	..		0265	0241	-12,027	+30,855	543,8	16,90	24100	3/C	
14:30:11.5	AG151	7	23302	..		0265	0241	-11,461	+32,813	546,1	16,43	N/M		
14:30:23.4	AG151	7	32203	..		0265	0241	-11,145	+34,637	538,8	15,09	24100	3/C	
14:30:27.6	AG151	7	32203	..		0265	0241	-11,145	+34,637	538,8	15,09	24094	MC	
14:30:32.7	AG151	7	32203	..		0265	0241	-10,281	+36,576	604,6	15,15	22687	H/F	
TRACK RAPPORTERING OVER TIL MAKERØY RADAR														
14:30:42.6	AG151	7	32303	..		0265	0241	-10,016	+38,203	594,2	14,03	24844	H/F	
14:30:52.7	AG151	7	23303	..		0265	0241	-09,891	+39,078	573,8	13,09	24844	H/F	
14:31:02.8	AG151	7	32303	..		0265	0241	-09,641	+40,828	599,1	11,50	24281	H/F	
14:31:12.8	AG151	7	23303	..		0265	0241	-09,141	+43,953	597,0	10,50	24937	H/F	
14:31:32.7	AG151	7	32303	..		0265	0241	-08,875	+45,828	588,3	9,625	24844	H/F	
14:31:42.9	AG151	7	23303	..		0265	0241	-08,625	+47,703	601,6	9,063	24844	H/F	
14:31:53.0	AG151	7	32303	..		0265	0241	-08,625	+48,953	597,6	8,781	24844	H/F	
14:32:02.8	AG151	7	23303	..		0265	0241	-08,250	+50,703	601,1	8,719	24844	H/F	
14:32:12.9	AG151	7	32303	..		0265	0241	-07,984	+52,703	622,4	8,750	24094	H/F	
14:32:23.1	AG151	7	32303	..		0265	0241	-07,859	+53,703	622,4	7,750	24100	3/C	
14:32:33.3	AG151	7	23303	..		0265	0241	-07,484	+56,078	633,4	8,938	24094	H/F	
14:32:43.2	AG151	7	32303	..		0265	0241	-07,109	+58,203	636,8	8,875	23437	H/F	
14:32:53.4	AG151	7	23303	..		0265	0241	-06,718	+60,328	647,8	9,031	22687	H/F	
14:33:03.5	AG151	7	32303	..		0265	0236	-06,593	+61,578	651,8	9,281	22687	H/F	
14:33:14.3	AG151	7	23303	..		0265	0214	-06,218	+63,828	631,6	9,906	21400	3/C	
14:33:33.5	AG151	7	32303	..		0265	0177	-05,578	+66,578	628,2	9,969	17700	3/C	
14:33:43.8	AG151	7	23303	..		0265	0145	-05,203	+68,703	642,6	10,06	16125	H/F	

F16, Skagen, 1990

Sammenlikner man utskriften fra 1989 med 1990-versjonen, ser man at en linje er fjernet. I tillegg er kolonnen med høydedata endret. De statiske hastighets- og høydemålingene til slutt i datasettet, som viser overlydshastighet og en høyde for F-16 på 22 500 fot, har blitt endret. HT-Stale-kolonnen, som viser 0-verdier til slutt i datasettet og indikerer helt ferske høydemålinger, har ikke blitt med over i 1990-versjonen.

Samlet sett ser det ut til at det er gjort forsøk på å korrigere noen av dataene, samt få høydedataene til å bli noe mer konsistente.

1990 DATA PRINTOUT OF TRACK AG151. F-16 to Rygge

DATE 08 SEP 89, SKAGEN RADAR

SYST TIME	TRACK	T	ACTIV	SIF/IFF	X.POS	Y.POS	SPEED	HOGN	HIGHT	OK
HH:MM:SS	NUMBR	Q	123CC	M1	MOD2	3/A	3/C	DATA M	DATA N	DR/HR DEGRE FEET
14:27:11.0	AG151	7	13301	0265	----	-19,035	+3,9023	514,0	3,125	24100 3/C
14:27:12.0	AG151	7	32203	0265	0241	-18,984	+5,8359	517,3	2,718	24100 3/C
14:27:13.0	AG151	7	32203	0265	0241	-18,887	+7,8203	520,8	2,687	N/H
14:27:14.2	AG151	7	32203	0265	0240	-18,477	+11,723	524,9	3,812	24000 3/C
14:27:15.2	AG151	7	32203	0265	0240	-17,785	+13,758	528,4	7,625	24100 3/C
14:27:16.2	AG151	7	32203	0265	0240	-17,152	+15,617	528,8	10,31	N/H
14:27:17.2	AG151	7	32203	0265	0240	-16,574	+17,508	530,8	11,43	24100 3/C
14:27:18.2	AG151	7	32203	0265	0241	-15,805	+19,453	536,2	14,03	N/H
14:27:19.2	AG151	7	32203	0265	0241	-15,207	+21,348	538,0	14,75	24100 3/C
14:27:20.2	AG151	7	32203	0265	0241	-14,586	+23,297	544,1	15,71	24100 3/C
14:27:21.2	AG151	7	32203	0265	0241	-13,887	+25,152	541,7	16,18	N/H
14:27:22.2	AG151	7	32203	0265	0241	-13,367	+27,000	540,8	15,81	24100 3/C
14:27:23.2	AG151	7	32203	0265	0241	-12,719	+28,926	541,7	16,18	N/H
14:27:24.2	AG151	7	32203	0265	0241	-12,027	+30,855	543,8	16,90	24100 3/C
14:27:25.2	AG151	7	32203	0265	0241	-11,461	+32,813	546,1	16,43	N/H
14:27:26.2	AG151	7	32203	0265	0241	-10,875	+34,837	538,8	15,09	24000 HC
14:27:27.2	AG151	7	32203	0265	0241	-10,281	+36,876	604,6	15,15	22687 H/F
14:27:28.2	AG151	7	32203	0265	0241	-9,641	+38,926	604,6	15,15	22687 H/F

1992 DATA PRINTOUT OF TRACK AG151. F-16 to Rygge

DATE 08 SEP 89, SKAGEN RADAR

SYST TIME	TRACK	T	ACTIV	SIF/IFF	X.POS	Y.POS	SPEED	HOGN	HIGHT	OK
HH:MM:SS	NUMBR	Q	123CC	M1	MOD2	3/A	3/C	DATA M	DATA N	DR/HR DEGRE FEET
14:27:11.0	AG151	7	13301	0265	----	-19,035	+3,9023	514,0	3,125	24100 3/C
14:27:12.0	AG151	7	32203	0265	0241	-18,984	+5,8359	517,3	2,718	24100 3/C
14:27:13.0	AG151	7	32203	0265	0241	-18,887	+7,8203	520,8	2,687	N/H
14:27:14.2	AG151	7	32203	0265	0240	-18,477	+11,723	524,9	3,812	24000 3/C
14:27:15.2	AG151	7	32203	0265	0240	-17,785	+13,758	528,4	7,625	24100 3/C
14:27:16.2	AG151	7	32203	0265	0240	-17,152	+15,617	528,8	10,31	N/H
14:27:17.2	AG151	7	32203	0265	0240	-16,574	+17,508	530,8	11,43	24100 3/C
14:27:18.2	AG151	7	32203	0265	0241	-15,805	+19,453	536,2	14,03	N/H
14:27:19.2	AG151	7	32203	0265	0241	-15,207	+21,348	538,0	14,75	24100 3/C
14:27:20.2	AG151	7	32203	0265	0241	-14,586	+23,297	544,1	15,71	24100 3/C
14:27:21.2	AG151	7	32203	0265	0241	-13,887	+25,152	541,7	16,18	N/H
14:27:22.2	AG151	7	32203	0265	0241	-13,367	+27,000	540,8	15,81	24100 3/C
14:27:23.2	AG151	7	32203	0265	0241	-12,719	+28,926	541,7	16,18	N/H
14:27:24.2	AG151	7	32203	0265	0241	-12,027	+30,855	543,8	16,90	24100 3/C
14:27:25.2	AG151	7	32203	0265	0241	-11,461	+32,813	546,1	16,43	N/H
14:27:26.2	AG151	7	32203	0265	0241	-10,875	+34,837	538,8	15,09	24000 HC
14:27:27.2	AG151	7	32203	0265	0241	-10,281	+36,876	604,6	15,15	22687 H/F
14:27:28.2	AG151	7	32203	0265	0241	-9,641	+38,926	604,6	15,15	22687 H/F

F-16, Skagen, 1989 vs 1990

Versjon 1992

I august 1992 sendte Forsvaret over nok en versjon av radardataene. Den mest åpenbare endringen var at alle tidspunktene var justert med -15 sekunder. Endringene er gjort for hånd, ettersom det har kommet inn flere feil som er rettet opp med penn. Gitt at den nye versjonen ble utlevert under påskudd av at klokkeslettene måtte endres, skulle dette også vært den eneste endringen. Det er derimot gjort flere andre korrigeringer.

1990 DATA PRINTOUT OF TRACK AG151.

F-16 to Rygge

DATE 08 SEP 89, SKAGEN RADAR

SYST TIME	TRACK	T	ACTIV	SIF/IFF	X.POS	Y.POS	SPEED	HOGN	HIGHT	OK
HH:MM:SS	NUMBR	Q	123CC	M1	MOD2	3/A	3/C	DATA M	DATA N	DR/HR DEGRE FEET
14:27:11.0	AG151	7	13301	0265	----	-19,035	+3,9023	514,0	3,125	24100 3/C
14:27:12.0	AG151	7	32203	0265	0241	-18,984	+5,8359	517,3	2,718	24100 3/C
14:27:13.0	AG151	7	32203	0265	0241	-18,887	+7,8203	520,8	2,687	N/H
14:27:14.2	AG151	7	32203	0265	0240	-18,477	+11,723	524,9	3,812	N/H
14:27:15.2	AG151	7	32203	0265	0240	-18,477	+11,723	524,9	3,812	N/H
14:27:16.2	AG151	7	32203	0265	0241	-17,785	+13,758	528,4	7,625	24100 3/C
14:27:17.2	AG151	7	32203	0265	0241	-17,152	+15,617	528,8	10,31	N/H
14:27:18.2	AG151	7	32203	0265	0240	-16,574	+17,508	530,8	11,43	24100 3/C
14:27:19.2	AG151	7	32203	0265	0241	-15,805	+19,453	536,2	14,03	N/H
14:27:20.2	AG151	7	32203	0265	0241	-15,207	+21,348	538,0	14,75	24100 3/C
14:27:21.2	AG151	7	32203	0265	0241	-14,586	+23,297	544,1	15,71	24100 3/C
14:27:22.2	AG151	7	32203	0265	0241	-13,887	+25,152	541,7	16,18	N/H
14:27:23.2	AG151	7	32203	0265	0241	-13,367	+27,000	540,8	15,81	24100 3/C
14:27:24.2	AG151	7	32203	0265	0241	-12,719	+28,926	541,7	16,18	N/H
14:27:25.2	AG151	7	32203	0265	0241	-12,027	+30,855	543,8	16,90	24100 3/C
14:27:26.2	AG151	7	32203	0265	0241	-11,461	+32,813	546,1	16,43	N/H
14:27:27.2	AG151	7	32203	0265	0241	-10,875	+34,837	538,8	15,09	24100 3/C
14:27:28.2	AG151	7	32203	0265	0241	-10,281	+36,876	604,6	15,15	22687 H/F

TRACK RAPPORTERING OVER TIL MAKØRER RADAR

14:30:42.6	AG151	7	32303	0265	0241	-10,016	+38,203	594,2	14,03	24844 H/F
14:30:52.7	AG151	7	32303	0265	0241	-09,891	+39,078	573,8	13,09	24844 H/F
14:31:02.8	AG151	7	32303	0265	0241	-09,641	+40,828	599,1	11,50	24281 H/F
14:31:12.9	AG151	7	32303	0265	0241	-09,141	+45,983	597,0	10,50	24537 H/F
14:31:22.7	AG151	7	32303	0265	0241	-08,875	+45,828	598,3	9,625	24844 H/F
14:31:42.9	AG151	7	32303	0265	0241	-08,625	+47,703	601,6	9,063	24844 H/F
14:31:53.0	AG151	7	32303	0265	0241	-08,625	+47,703	601,6	9,063	24844 H/F
14:32:03.8	AG151	7	32303	0265	0241	-08,250	+49,597	6,781	24844 H/F	
14:32:12.9	AG151	7	32303	0265	0241	-07,984	+52,703	622,4	8,750	24094 H/F
14:32:23.1	AG151	7	32303	0265	0241	-07,859	+53,703	622,4	8,750	24100 3/C
14:32:33.3	AG151	7	32303	0265	0241	-07,484	+56,078	623,4	8,938	24094 H/F
14:32:43.2	AG151	7	32303	0265	0241	-07,109	+58,203	636,8	8,875	23437 H/F
14:32:53.4	AG151	7	32303	0265	0241	-06,718	+60,328	647,8	9,031	22687 H/F
14:33:03.5	AG151	7	32303	0265	0236	-06,593	+61,578	651,8	9,281	22687 H/F
14:33:13.4	AG151	7	32303	0265	0214	-06,218	+63,828	631,6	9,906	21400 3/C
14:33:23.5	AG151	7	32303	0265	0177	-05,758	+66,578	628,2	9,969	17700 3/C
14:33:43.8	AG151	7	32303	0265	0145	-05,203	+68,703	642,6	10,06	16125 H/F

F-16, Skagen 1990 vs 1992

Vedlegg 3

TRACK DATA PRINTOUT OF TRACK: AG151, F-16

DATE 08 SEP 89, SKAGEN RADAR

SYST TIME	TRACK	T	ACTIV	SIF/IFF	POSITION	SPEED	HOGN	HIGHT	SOU	
HH:MM:SS	NUMBR	Q	123CC	3/A	3/C	LAT	LONG	DR/HR DEGRE FEET	RCE	
14:26:56	AG151	7	13301	0265	----	574824N	100057E	514,0	3,125	24100 3/C
14:27:08	AG151	7	32203	0265	0241	575016N	100101E	517,3	2,718	24100 3/C
14:27:20	AG151	7	32302	0265	0241	575214N	100110E	520,8	2,687	N/H
14:27:32	AG151	7	32303	0265	0241	575411N	100117E	524,9	3,812	24000 3/C
14:27:44	AG151	7	32302	0265	0240	575606N	100151E	524,9	3,812	N/H
14:27:56	AG151	7	32203	0265	0241	575808N	100306E	528,4	7,625	24100 3/C
14:28:08	AG151	7	32302	0265	0241	575958N	100415E	528,8	10,31	N/H
14:28:20	AG151	7	32303	0265	0241	580150N	100513E	530,8	11,43	24100 3/C
14:28:32	AG151	7	32302	0265	0241	580347N	100642E	536,2	14,03	N/H
14:28:44	AG151	7	32203	0265	0241	580537N	100748E	538,0	14,75	24100 3/C
14:28:56	AG151	7	31103	0265	0241	580735N	100845E	544,1	15,71	24100 3/C
14:29:08	AG151	7	32302	0265	0241	580924N	101013E	541,7	16,18	N/H
14:29:20	AG151	7	32203	0265	0241	581111N	101128E	540,8	15,81	24100 3/C
14:29:32	AG151	7	23102	0265	0241	581308N	101221E	541,7	16,18	N/H
14:29:44	AG151	7	32003	0265	0241	581508N	101339E	543,8	16,90	24100 3/C
14:29:56	AG151	7	32302	0265	0241	581701N	101442E	546,1	16,43	N/H
14:30:08	AG151	7	32203	0265	0241	581852N	101516E	538,8	15,09	24100 3/C
14:30:20	AG151	7	32302	0265	0241	582038N	101557E	538,8	15,09	24100 3/C
14:30:32	AG151	7	32203	0265	0241	582216N	101722E	539,2	14,03	24100 3/C
14:30:44	AG151	7	32303	0265	0241	582308N	101735E	537,8	13,09	24100 3/C
14:30:56	AG151	7	32303	0265	0241	582457N	101803E	539,1	11,50	24100 3/C
14:31:08	AG151	7	32203	0265	0241	582656N	101828E	569,4	11,00	24100 3/C
14:31:20	AG151	7	32303	0265	0241	582765N	101857E	597,0	10,50	24100 3/C
14:31:32	AG151	7	32303	0265	0241	582950N	101927E	588,3	9,625	24100 3/C
14:31:44	AG151	7	32303	0265	0241	583142N	101953E	601,6	9,063	24100 3/C
14:31:56	AG151	7	32303	0265	0241	583253N	101953E	597,6	8,781	24100 3/C
14:32:08	AG151	7	32303	0265	0241	583442N	102034E	601,1	8,719	24100 3/C
14:32:20	AG151	7	32303	0265	0241	583637N	102105E	622,4	8,750	24100 3/C
14:32:32	AG151	7	32303	0265	0241	583738N	102118E	622,4	8,750	24100 3/C
14:32:44	AG151	7	32303	0265	0241	583956N	102159E	633,4	8,938	24100 3/C
14:32:56	AG151	7	32303	0265	0241	584204N	102242E	636,8	8,875	24100 3/C
14:33:08	AG151	7	32303	0265	0241	584411N	102326E	647,8	9,031	24100 3/C
14:33:20	AG151	7	32303	0265	0236	584524N	102339E	651,8	9,281	23600 3/C
14:33:32	AG151	7	32303	0265	0214	584738N	102423E	631,6	9,906	21400 3/C
14:33:44	AG151	7	32303	0265	0177	585020N	102535E	628,2	9,969	17700 3/C
14:33:56	AG151	7	32303	0265	0145	585229N	102616E	642,6	10,06	14500 3/C

Handstent

den siste delen har få Mode C-registreringer. Det er tydelig at noen har ønsket å fjerne enhver tvil om hvilken høyde F-16 hadde, og derfor manuelt skrevet inn antall fot i høydekolonnen i 1992-datasettet. At dette er gjort manuelt bekreftes av at en av linjene har en regnefeil: Flight level 241, registrert i 3/C-kolonnen, blir 24 100 fot når man ganger med 100 – ikke 24 000 fot slik det står.

AWACS

Utskrifter

Utskriftene fra AWACS-registreringene har innbakt støy og avvik mellom det som er registrert med henholdsvis primær- og sekundærradar. Hovedproblemet er at de fleste registreringene av F-16 er hemmeligstemplet. Kun 9 punkter er utgitt som «NATO Unclassified».

6:38:17.67 AM 13/09/1989 ***** NATO UNCLASSIFIED ***** 7: SE25R60C JOB06 PAGE 00046
SAS 16:50 TUESDAY, SEPTEMBER 12, 1989 16

F-16

NORWEGIAN AIRLINE CRASH CORR RADAR, 1400-1450

TRACK 00310

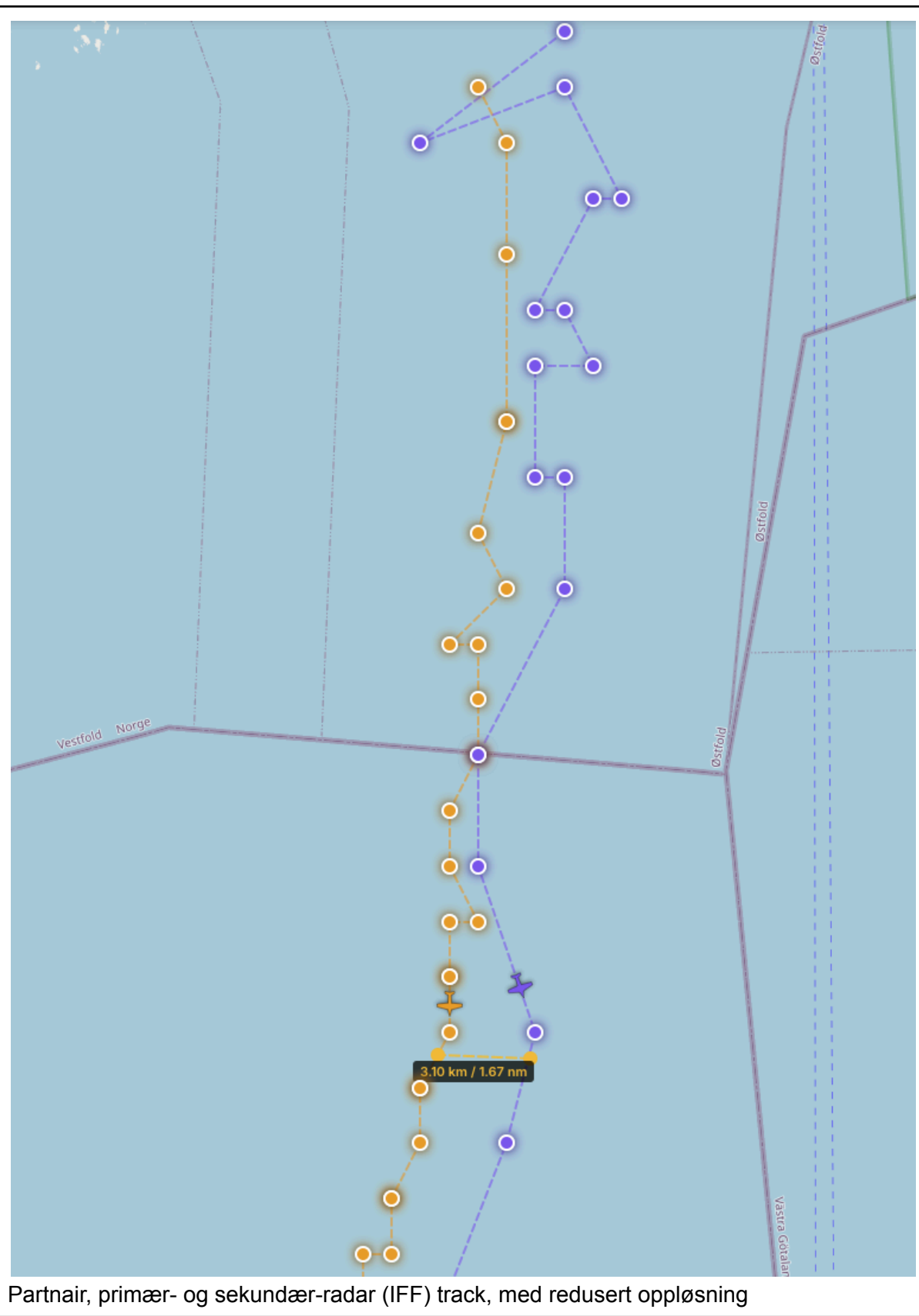
GHT	DLRN	SRN	NTN	TKD	HEADING	SPEED	ALT	LAT	LONG	GEOREF	UCOORD	VCOORD	AZIMUTH	RANGE	NRGT	RTYP	QUAL
1425+03	4415	00310	LG105	20	343	27605	57.28N	009.56E	NKKN5728	-1.70	148.20	331	67	407.5	0	4	
1426+32	4415	00310	LG105	3	551	27268	57.41N	009.57E	NKKN5841	-1.20	141.53	329	79	477.5	0	4	
1426+42	4415	00310	LG105	2	548	28216	57.42N	009.58E	NKKN5843	-1.06	1163.11	329	80	470.0	0	4	
1430+19	4415	00310	LG105	16	590	28152	58.17N	010.12E	NKLP1217	6.41	197.37	334	123	480.0	0	4	
1430+48	4415	00310	LG105	15	594	27424	58.21N	010.13E	NKLP1422	7.09	202.16	335	130	490.0	0	3	
1430+58	4415	00310	LG105	14	591	32009	58.23N	010.14E	NKLP1424	8.75	203.87	336	132	487.5	0	4	
1431+08	4415	00310	LG105	14	589	24169	58.25N	010.14E	NKLP1525	7.87	205.50	336	135	492.5	0	5	
1431+28	4415	00310	LG105	13	587	26654	58.28N	010.15E	NKLP1628	8.20	208.66	337	139	497.5	0	4	
1431+38	4415	00310	LG105	12	587	23895	58.30N	010.16E	NKLP1730	8.71	210.40	337	142	505.0	0	3	

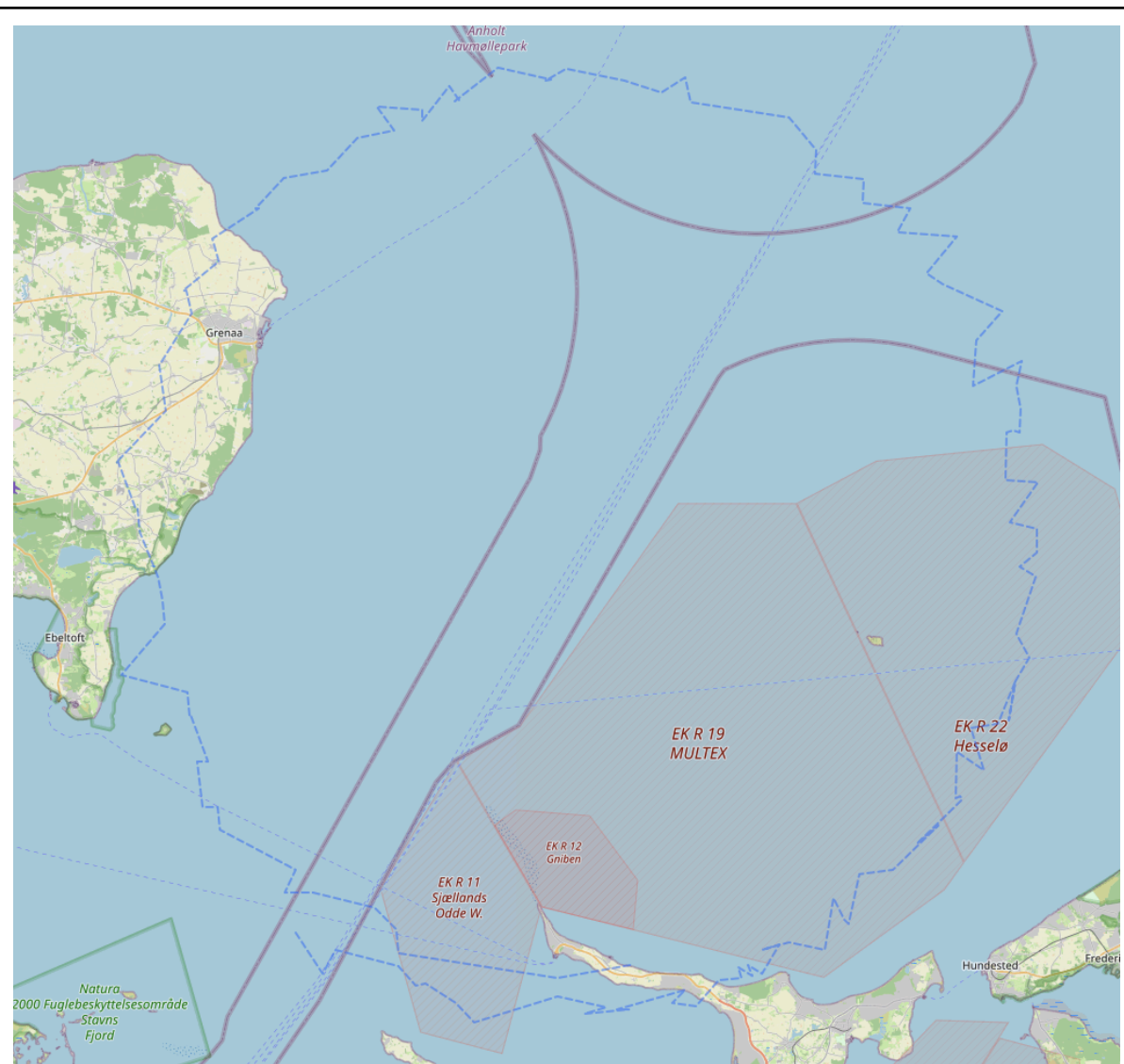
F-16, AWACS

Støy

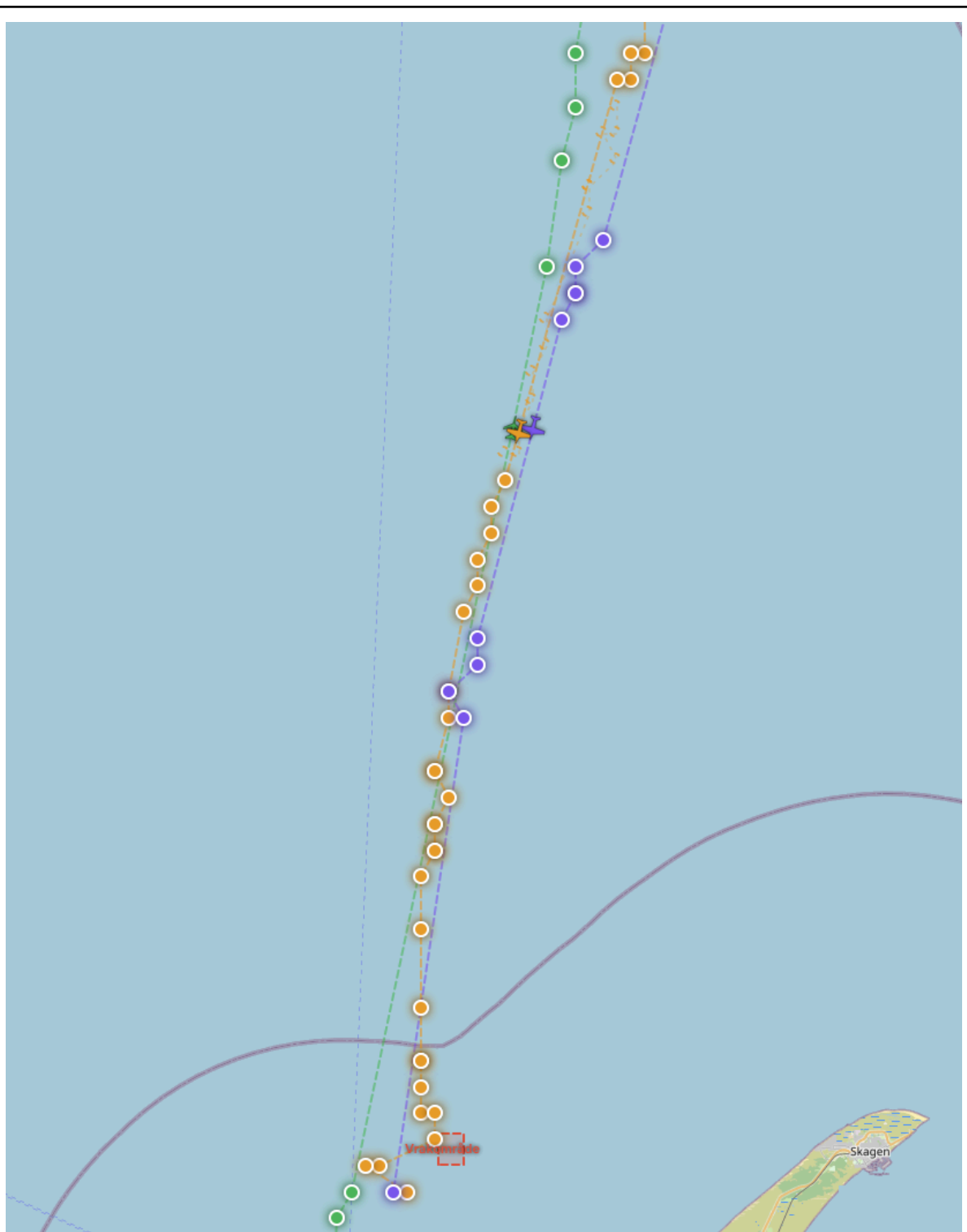
AWACS-radarutskriftene har åpenbart redusert oppløsning. Uavhengig av om dette er gjort for å ikke avsløre militære hemmeligheter om radarenes presisjon eller av en annen årsak, utgjør det svært mye støy i dataene. Det er systematisk lagt inn støy med så store avvik at dataene ikke kan brukes til å fastslå hvor F-16 og Partnair var i forhold til hverandre ved passering.

Det er utlevert to sett med data for Partnair: primærradar og sekundærradar (merket IFF i datasettet). Disse trackene skulle i teorien vært tilnærmet like, men det er tidvis flere kilometer avstand mellom dem.





AWACS-flyets track med redusert oppløsning, hakkete track i stedet for jevn sirkel

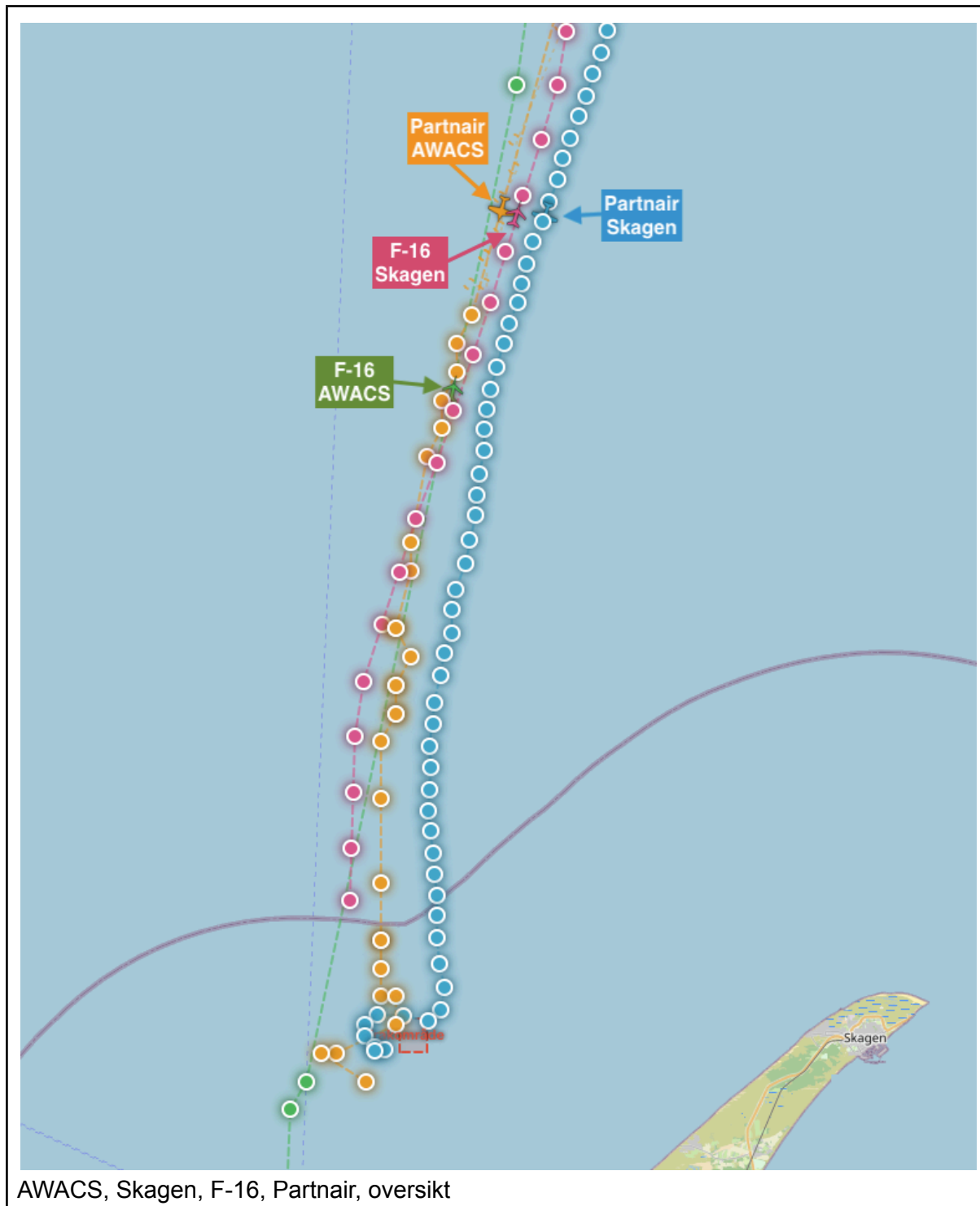


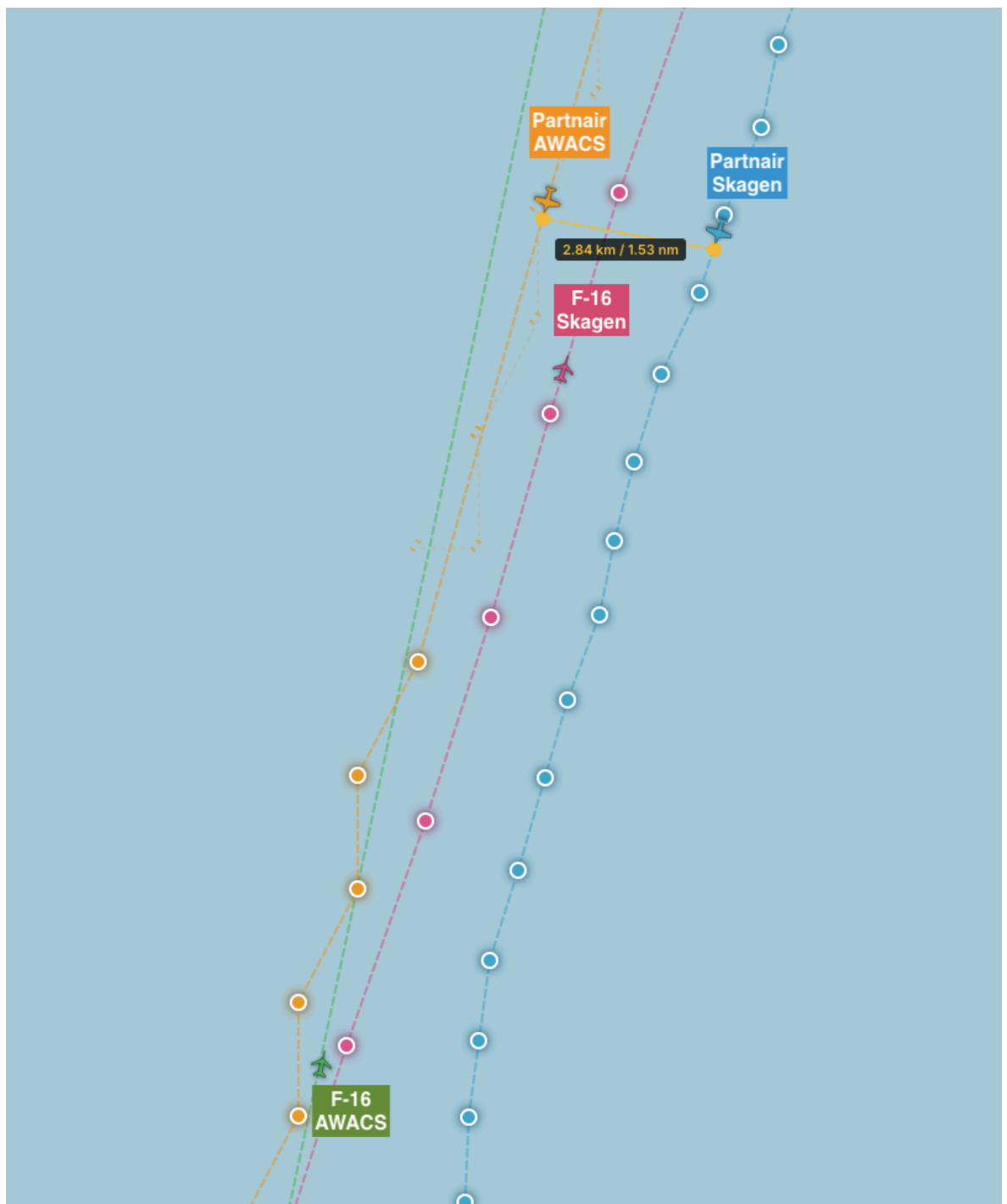
AWACS, F-16, Partnair (Primær + Sekundær/IFF)

AWACS versus Skagen

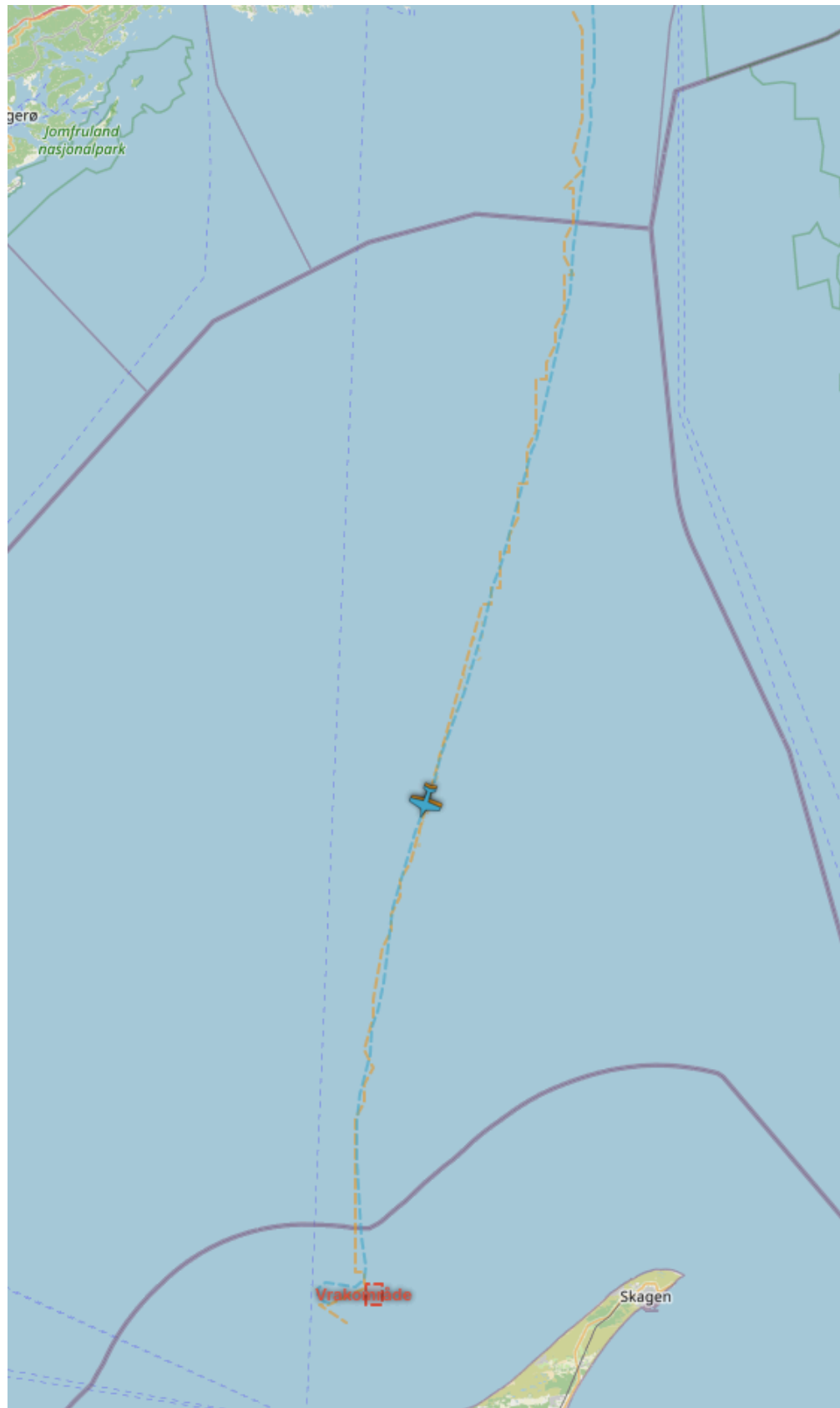
Både Skagen og AWACS var relativt nære F-16 og Partnair-flyene og burde ha relativt høy presisjon. Et systematisk avvik på flere kilometer er vanskelig å forstå.

Sammenlikner man tracket til Partnair-flyet mellom Skagen og AWACS, ser det ganske sammenfallende ut, men trackene ser ut til å ha en systematisk målefeil på 3 kilometer i øst/vest-retning.





AWACS, Skagen, F-16, Partnair, nær møtepunktet



Partnair AWACS track, med hele Skagen-tracket flyttet 3 km vestover

AWACS-video

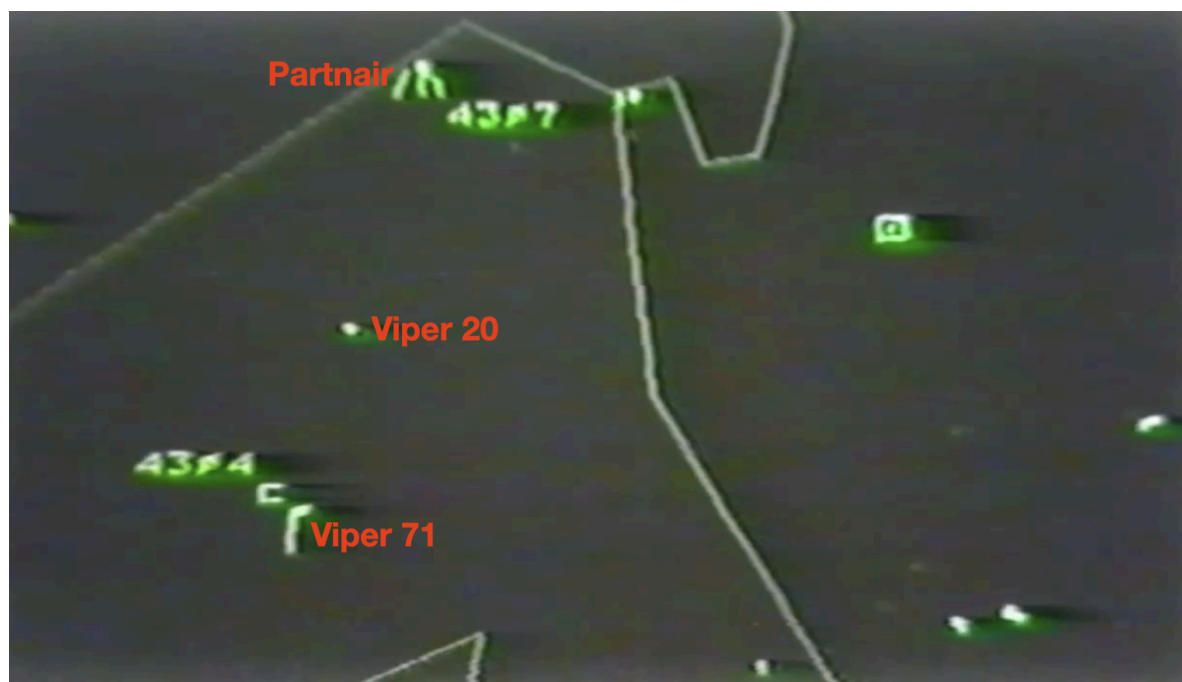
[Data fra AWACS er videofilmet](#) for hånd og viser Partnair (track 4307), den norske F-16 (track 4310) og Braathens-flyet (track 4311). Dette er en simulering i ettertid, hvor det tilsynelatende er brukt opptak av radardata fra ulykken.

I tillegg er track 4304 synlig på radarskjermen. Track 4304 flyr i retning Aalborg med relativt høy hastighet og befinner seg over Danmark når Norwegian 5007 tar av og flyr nordover. Radarbildene viser at 4304 reduserer farten og tilsynelatende gjør en innflygning mot Aalborg.

AWACS-radardataene viser en rekke andre fly i området, noe som tilsier at Mågerø-dataene burde inkludert langt flere fly. Viper 20 og 71 er fly som naturlig nok burde vært med i datasettet, ettersom det var to militærfly som opererte i samme område like før havariet.

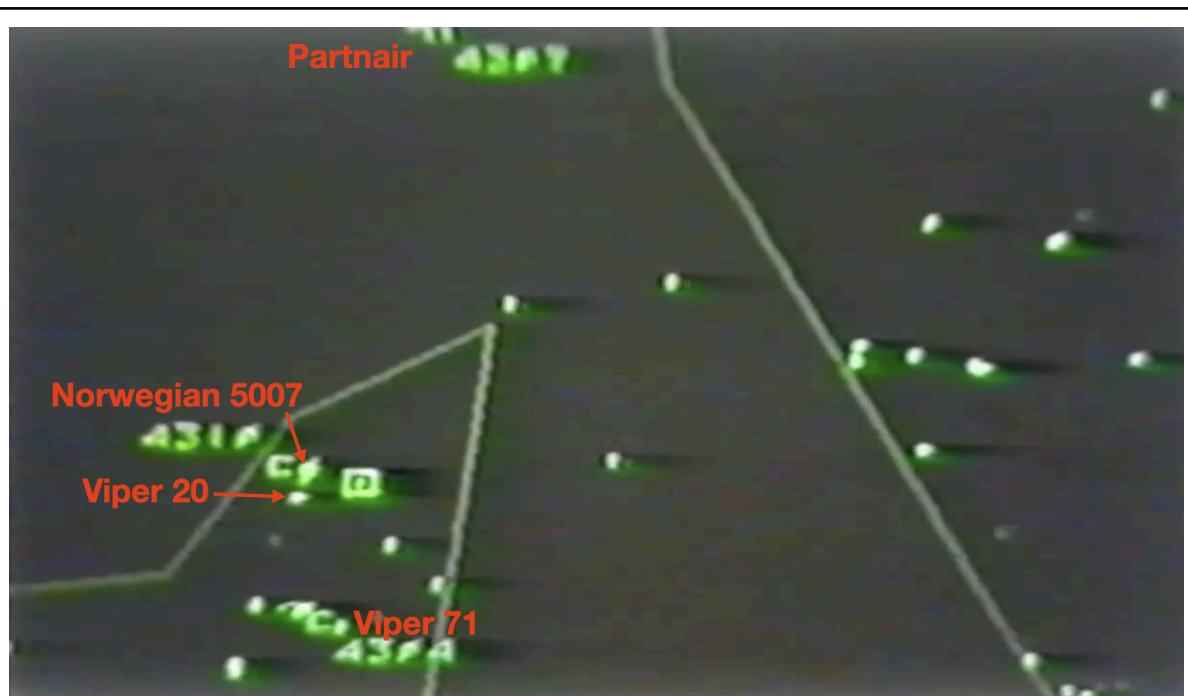
Viper 71 og 20

I forkant av Partnair fløy først Viper 71, etterfulgt av Viper 20. Viper 71 er registrert som track 4304 av AWACS.



Viper 71 og 20 på AWACS-radar

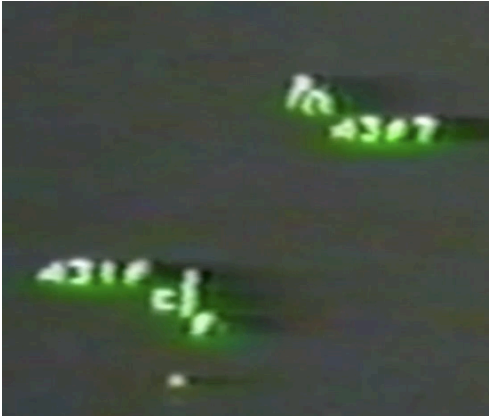
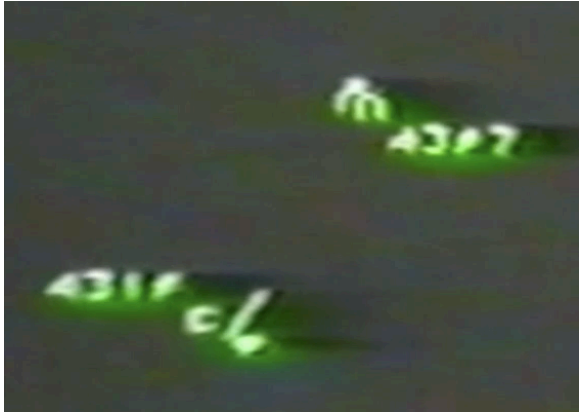
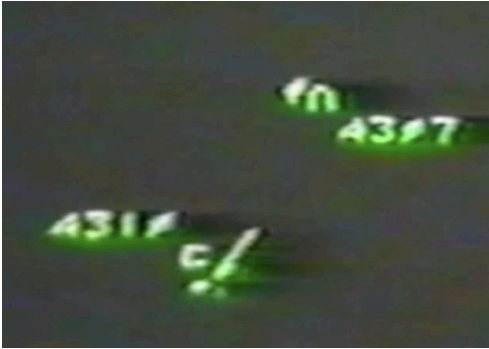
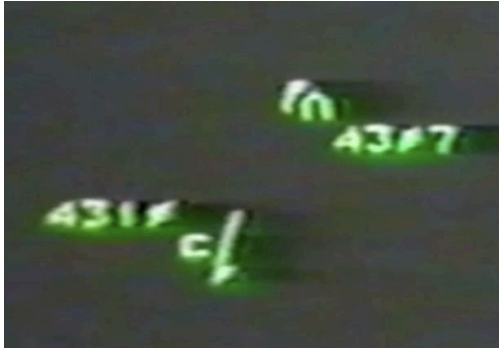
Rett over Hirtshals viser AWACS-radaren at Viper 20 og Norwegian 5007 møtes. Det kan være at mannskapet i F-16 antok at dette var det første av de to jagerflyene, mens det i virkeligheten var det siste. Denne antakelsen kan ha blitt forsterket ved at F-16 sin radar registrerte Partnair-flyet, som da befant seg over Skagerrak i retning mot Rygge.



Møtet mellom Viper 20 og Norwegian 5007

F-16 kursendringer

I forkant av møtet med Partnair gjør F-16 flere kurskorreksjoner og ser ut til å passere Partnair-flyet svært tett.

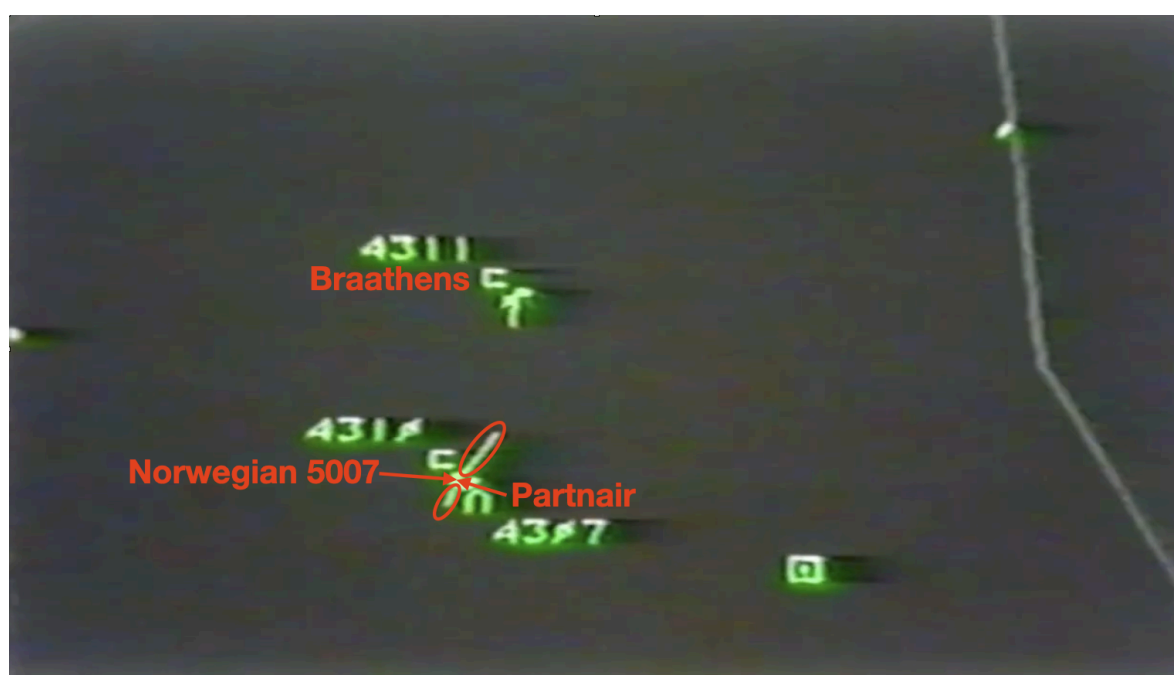
1) F-16 like før sving mot høyre	2) Sving mot høyre
	
3) Farten økes (lengden på kurs-streken indikerer hastighet)	4) F-16 svinger nordover
	
5) Fortsetter rett nordover, øker hastigheten	6) Svinger til høyre mot Partnair-flyet
	

Passeringen i AWACS-video

Like før passering klikker operatøren med markøren på radarplottet for Partnair-flyet og F-16-flyet, trolig for å få informasjon fra radarsystemet:

«The subject track has track 4310 off its nose, bearing 211 for two miles. The altitude separation appears to be 2000 feet, there is a difference of altitude of 21800 feet and 24100 feet. The subject aircraft is flying underneath the northbound track.» (19:21 i videoen)

Passering skjer før operatøren er ferdig med å lese opp sitatet. «Two miles» er to nautiske mil, og med en relativ hastighet på 450–500 m/s tilbakelegges dette på 7–8 sekunder. Basert på radardata fra Skagen skal F-16 ikke ha kommet nærmere enn én nautisk mil, men AWACS-videoen viser at flyene fortsetter å nærme seg hverandre til radarplottene smelter sammen. Etter møtet svinger F-16 mot venstre.



Radarplottene smelter sammen ved passering, F-16 holder høy hastighet



Etter passering viser AWACS-videoen hvordan F-16 svinger mot venstre.

Svensk radar

De svenske radarstasjonene var av eldre, analog type. Opptak ble gjort ved å ta bilde av radarskjermen hvert 40. sekund. I praksis beveget F-16 seg 12 kilometer mellom hvert bilde. Dette er ikke god nok presisjon for å se om F-16 gjorde kurskorreksjoner. Når F-16 i tillegg passerte så nære Partnair-flyet at bildepunktene smeltet sammen og ble usynlige, hadde man ved passeringen kun to punkter for F-16 med 80 sekunders mellomrom – en rett strek i skissen som tilsvarer 24 kilometer.

Hastighetsberegningen viser at F-16 holdt rett oppunder Mach 1 i dette strekket. Enhver sving utenom den rette linjen gir en økt distanse, og dermed i praksis overlydshastighet. Det er også verdt å nevne at til tross for et svært rett track – grunnet få registreringer – er passeringen registrert med en separasjon på 0,5 nautiske mil, altså halvparten av separasjonen som vises i radardata fra Skagen og Mågerø.

7. januar 1993 skrev Jon P. Pran til Chief Radar Analyst Gunno Gunnvall:

«Rapporten vedrørende Metropolitan-havariet 8. September 1989 har vært ute til høring. Enkelte høringsinstanser har påpekt at radarinformasjonene fra det svenske forsvaret ikke inneholder posisjonen der et norsk F-16 jagerfly passerte Metropolitanflyet LN-PAA. Ifølge norsk radar og angjeldende flyger skjedde det kl 1429:30 UTC ved at F-16 passerte ca 1 NM vest for LN-PAA. Dersom du fortsatt har disse radarinformasjonene, kunne du sende oss tidspunkt og posisjon for passering.» (Pran, 1993, side 1)

Radar-analytikeren Gunnvall svarte og la ved en ny skisse:

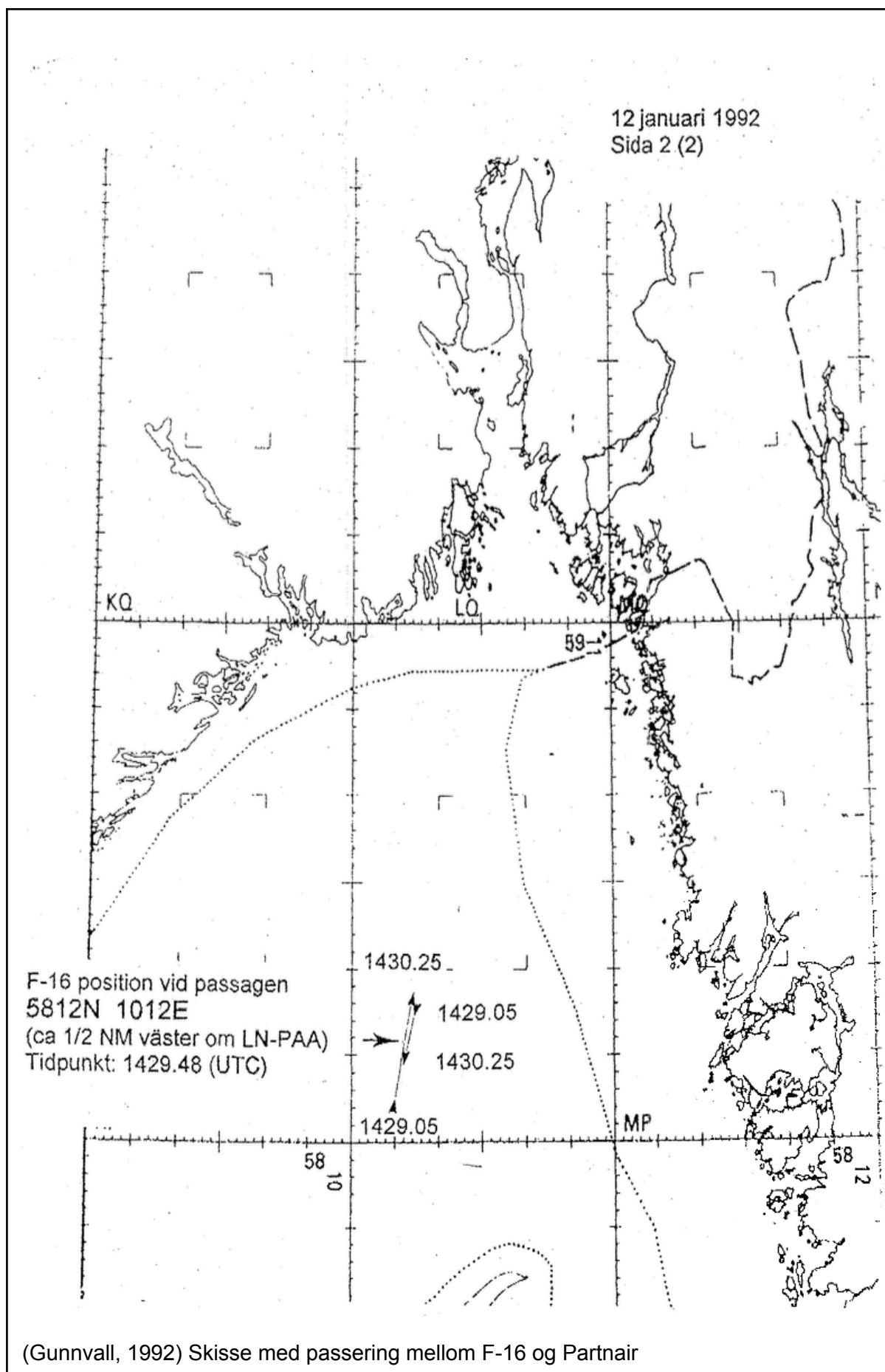
«Jag har gjort en plott av de två bildrutorna 1429.05 och 1430.25 (UTC), således de samtidiga inbördes positionerna för LN-PAA och F-16.

Jag har även en bildruta 1429.45 (Du kommer ihåg att filmen var tagen med en bild var 40. sekund) men på denna ruta låg de två fpl så nära varandra att de både ekona flöt ihop (ljuset sprider sig i bildrörets glas och svärtnar filmen). Den bildrutan var därför ej användbar.

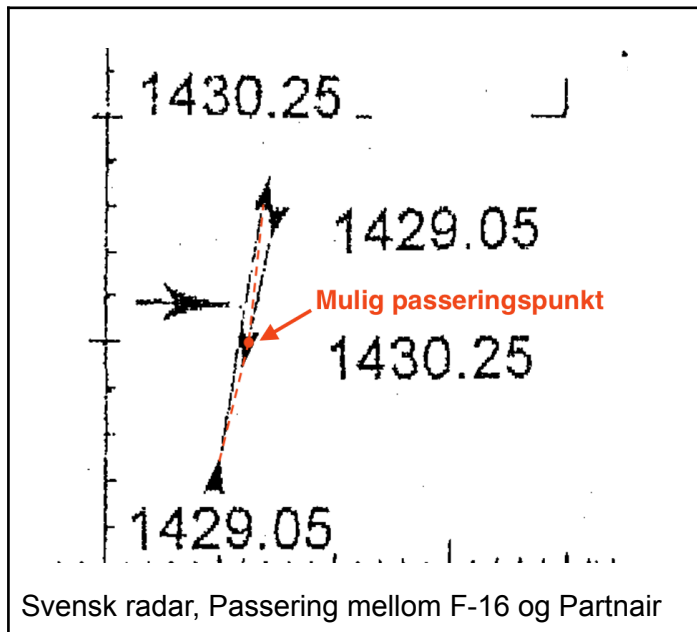
Genom att beräkna fpl ground speed för dessa 80 sekunder har jag fått fram 300 meter/sekund for F-16 och 131 meter/sekund för LN-PAA. De båda sträckorna ble 24 respektive 10,5 kilometer. Från detta har jeg interpolerat fram passage-läge och tid enligt skissen på nästa sida.

Resultatet blev att F-16 passerade cirka $\frac{1}{2}$ (en halv) nautisk mil väster om LN-PAA. F-16 position var då 5812N 1012E och tidpunkten var 1429.48.

Jag har ingen konkret höjdinformation men har et intryck av att F-16 då (vid passagen) flög lägre än LN-PAA. Är dock ej säker på detta. (Jeg har bedömt att F-16 startade från Aalborg cirka 1421 och först steg över Jylland men minskade höjden före mötet med LN-PAA. Är detta riktig?)» (Gunnvall, 1992, side 1)



Gunnvall beskrev at F-16 og LN-PAA fløy så nære hverandre at radarpunktene smeltet sammen og ble usynlige på bildet. Eventuelle kurskorreksjoner innenfor de 80 sekundene er ikke tatt med i beregningene. Hastighetsberegningene vil bli feil fordi den rette distansen mellom ytterpunktene er kortere enn den distansen F-16 trolig fløy. En gjennomsnittshastighet over 80 sekunder kan heller ikke fange opp om F-16 var i overlyd i deler av tidsintervallet.



Som beskrevet i kapittelet om supersonisk hastighet vil lydhastigheten i 25 000 fots høyde være rett i overkant av 601 knop, som tilsvarer 309 m/s. Gjennomsnittshastigheten på 300 m/s som Gunnvall beregnet, er kun 30 km/t lavere enn lydens hastighet. Med usikkerheten vedrørende atmosfæriske forhold og gjennomsnittsberegning over et stort tidsintervall, er det høy sannsynlighet for at F-16 har fløyet i overlydshastighet ved passering.

Hastighetsberegninger

Med åpenbare logiske feil i begge datasettene er det naturlig å ettergå hastighetsberegningene. Radarsystemet beregner bakkefarten til flyene basert på distansen mellom to registreringer og tidsintervallet mellom dem. Radaren opererer med distanser i «datamil», og hastighet i «datamil per time» (1 datamil = 1,8288 km).

F-16 hastighetsavvik

Hastigheten mellom to punkter beregnes ved å finne distansen mellom koordinatene og deretter kalkulere hastigheten basert på 12 sekunders tidsintervall.

1992-datasett

11✓	14:28:56	AG151	7	31103	0265	0241	580736N	100907E	544,1	15,71	24100	3/C
12✓	14:29:08	AG151	7	23302	0265	0241	580924N	101013E	541,7	16,18		
13✓	14:29:20	AG151	7	32203	0265	0241	581111N	101112E	540,8	15,81	24100	3/C
14✓	14:29:32	AG151	7	23102	0265	0241	581308N	101221E	541,7	16,18		

Skagen 1992, F-16, stikkprøve-data

Eksempel (linje 11 og 12): Distansen mellom (580736N, 100907E) og (580924N, 101013E) er 3,51 km. Dette gir 292,5 m/s (1053 km/t), som tilsvarer 575,8 DM/H. Hastigheten som er loggført er kun 544,1 DM/H (995 km/t).

1990-datasett

I 1990-datasettet er posisjonen oppgitt i X- og Y-posisjon. Dette er distansen fra radarstasjonen til flyet. Ved å bruke stereoskopisk projeksjon, med utgangspunkt i radarstasjonens posisjon, kan X- og Y-verdiene gjøres om til kartkoordinater. Denne omregningen må gjøres for å kunne plote punktene på et kart og regne ut distansen mellom to punkter.

11	14:29:11.5	AG151	7	31103	..		0265	0241	-14,496	+23,297	544,1	15,71	24100	3/C
12	14:29:23.6	AG151	7	23302	..		0265	0241	-13,887	+25,152	541,7	16,18	N/M	
13	14:29:35.6	AG151	7	32203	..		0265	0241	-13,367	+27,000	540,8	15,81	24100	3/C
14	14:29:47.5	AG151	7	23102	..		0265	0241	-12,719	+28,926	541,7	16,18	N/M	

Skagen 1990, F-16, stikkprøve-data

Desimaltall-koordinatene til linje 11 er (58.1248762, 10.15325583) og (58.15539755, 10.17178854) for linje 12. Distansen mellom disse punktene er 3,563 km. Det går 12,1 sekunder mellom de to målingene, og hastigheten er derfor 579,7 DM/H (294,5 m/s).

Gjør man tilsvarende beregning for linje 12 og 13, får man hastighet på 574,9 DM/H (292,0 m/s) og 613,6 DM/H (311,7 m/s).

For F-16-flyet er det betydelig sprik mellom hastighetene i datasettet og resultatene man får dersom man kalkulerer hastighet basert på endring av posisjon over tid. Avviket var mellom 6% og 13% for linjene i eksempelet. For hele datasettet varierer avviket mellom 1% og 53%.

Partnair hastighetsavvik

Dersom radarsystemet benytter en annen måte å regne ut hastighet på, som vil gi slike differanser, skal dette også gjelde for data fra Partnair-flyet.

14:22:26.8	AG450	7	00103	00	0000	----	0218	-04.226	+54.836	189.5	190.6	21800	3/C
14:22:38.7	AG450	7	00302	00	0000	1211	0218	-04.394	+54.215	189.5	190.6	N/M	

Skagen 1990, Partnair, stikkprøve 1

Omregnet til kartkoordinater er disse punktene henholdsvis (58.64339654094567, 10.470050392698258) og (58.63319645187729, 10.464800063415908). Distansen mellom disse punktene er 1,18 km. Med en tidsdifferanse på 12,1 sekunder var hastigheten mellom punktene 97,5 m/s (351 km/t). Dette tilsvarer en hastighet på 191,7 DM/H.

```
14:24:02.0 AG450 7 00301 00 0000 1211 ---- -05.433 +49.439 194.4 192.5 N/M
14:24:13.9 AG450 7 00203 00 0000 1211 0220 -05.632 +48.867 194.4 192.5 22000 3/C
```

Skagen 1990, Partnair, stikkprøve 2

Tilsvarende hastighetsberegning gir en hastighet på 198,5 DM/H.

Avviket i hastighetsdataene for Partnair-flyet ser ut til å være rundt 1–2%, basert på disse to stikkprøvene. Dette indikerer at hastighetsberegningene er konsistente for Partnair, men ikke for F-16.

Supersonisk hastighet for F-16

«The speed of sound (Mach 1) varies with altitude and temperature. If an aircraft is travelling at the speed of sound at sea-level then its speed will be 661 knots (760 miles per hour) or if it is travelling at the speed of sound at 30,000 feet then its speed will be 589 knots (677 miles per hour).

Aircraft speed is usually measured in knots which is a unit of speed equal to one nautical mile per hour. Fast military jets have their top speed listed as a Mach number with Mach 1 being the speed of sound, and Mach 2 is twice the speed of sound.

An aircraft that is travelling at supersonic speed is exceeding the speed of sound (Mach 1). Speeds greater than five times the speed of sound (Mach 5) are often referred to as hypersonic.» (The Speed Of Sound – Mach 1 – Supersonic, n.d.)

Basert på tabellen på ovennevnte side vil Mach 1 være på omtrent 601 knop i 25 000 fot.

Altitude Feet	Temperature		Speed	
	Centigrade	Fahrenheit	Knots	MPH
0 (Sea Level)	15	59	661	760
5,000	5.094	41.200	649	747
10,000	-4.812	23.300	638	733
15,000	-14.718	5.500	626	720
20,000	-24.624	-12.300	614	707
25,000	-34.530	-30.200	601	692
30,000	-44.436	-48.000	589	677
35,000	-54.342	-65.800	576	663
40,000	-56.500	-69.700	573	659
45,000	-56.500	-69.700	573	659
50,000	-56.500	-69.700	573	659
55,000	-56.500	-69.700	573	659
60,000	-56.500	-69.700	573	659

Tabell med mach-hastigheter i forskjellige høyder

Med utgangspunkt i denne hastigheten er det mulig å kalkulere F-16-flyets mach-hastighet i forbindelse med passering av Partnair-flyet. For å finne sann flygefart (true airspeed) må medvind legges til bakkehastigheten. Før passering hadde F-16-flyet en kurs på rundt 15°. Med 70 knop vind fra 260° vil det ha gitt F-16-flyet en medvind på 24 knop. Mach 1 betyr da en bakkehastighet på 625 knop.

I henhold til datasettet brøt F-16 lydmuren første gang kl. 14:28:30 (634 knop, linje 3 i datasettet), da det befant seg rundt 40 kilometer nordvest for Skagen.

18 G C C C C C C C C C 14:27:44131

T -S-
R I
A F
C
K A
C

-----SIF CODES----- - STEREOGRAPHIC -
X POS. Y POS. SPEED HDG. HEIGHT
DM DM DM/HR DEG. FT.

SYST TIME TRACK
HH:MM:SSS NUMBR Q 123CC 1- 2--- 3/A- 3/C- DM DM DM/HR DEG. FT. L D A V C SIP. TIME TRACK
HH:MM:SSS SLOTT

14:28:122 AG151 7 00000 00 0000 0000 0000 -11.203 -67.363 509.1 9.125 18750. 7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:122 000110
14:28:202 AG151 7 00000 00 0000 0000 0000 -10.766 -66.262 509.1 9.125 18750. 7 00 1 0 1 0 46 0 14:28:202 000110
14:28:303 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -9.3440 -65.168 634.7 18.71 24537. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:303 000110
14:28:423 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -9.3220 -63.465 611.4 18.40 24537. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:423 000110
14:28:545 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -8.7420 -61.406 616.9 17.90 25031. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:28:545 000110
14:29:065 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -8.1560 -59.457 615.9 17.59 25031. 1 00 1 0 0 0 46 0 14:29:065 000110
14:29:184 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -7.5313 -57.234 629.3 17.21 25219. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:184 000110
14:29:303 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -7.0508 -55.672 610.5 17.06 25219. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:303 000110
14:29:423 AG151 7 12203 22 0370 0265 0219 -6.4609 -53.651 613.8 16.96 25219. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:423 000110
14:29:543 AG151 7 03303 22 0370 0265 0240 -5.8320 -51.387 635.0 16.71 22687. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:29:543 000110
14:30:063 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -5.3438 -49.418 629.6 16.18 22687. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:063 000110
14:30:183 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -5.0078 -47.719 604.6 15.15 22687. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:183 000110
14:30:303 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -4.6914 -45.898 594.2 14.03 22687. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:303 000110
14:30:423 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -4.4375 -44.219 573.8 13.09 24844. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:423 000110
14:30:542 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -4.1602 -41.977 599.1 11.50 24281. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:30:542 000110
14:31:061 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -3.9141 -40.055 597.0 10.50 24537. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:061 000110
14:31:181 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -3.6953 -38.203 588.3 9.625 24844. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:181 000110
14:31:301 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -3.4336 -36.039 601.6 9.063 24244. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:301 000110
14:31:422 AG151 7 32303 22 0370 0265 0241 -3.1925 -34.125 597.6 8.781 24844. 0 00 1 0 0 0 46 0 14:31:422 000110

MAKERØY RADAR
BLATT

F-16, Mågerø, 634 knop 14:28:30

F-16 hastighet i AWACS-video

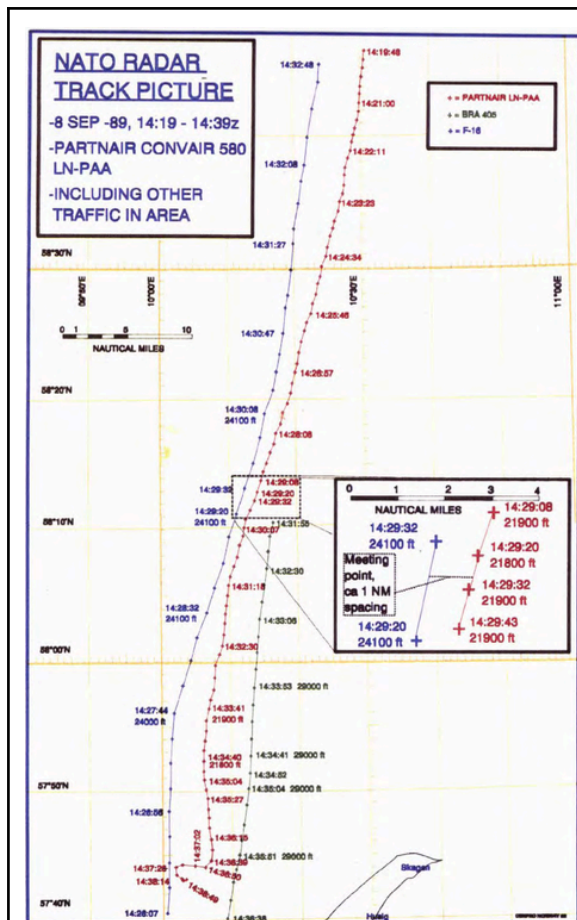
I AWACS-videoen vises høyresvingen omtrent 77 sekunder før flyene møtes:

«The track from the south, 4310, is heading 034 altitude 24100, speed of 585 knots.» (18:45 i videoen)

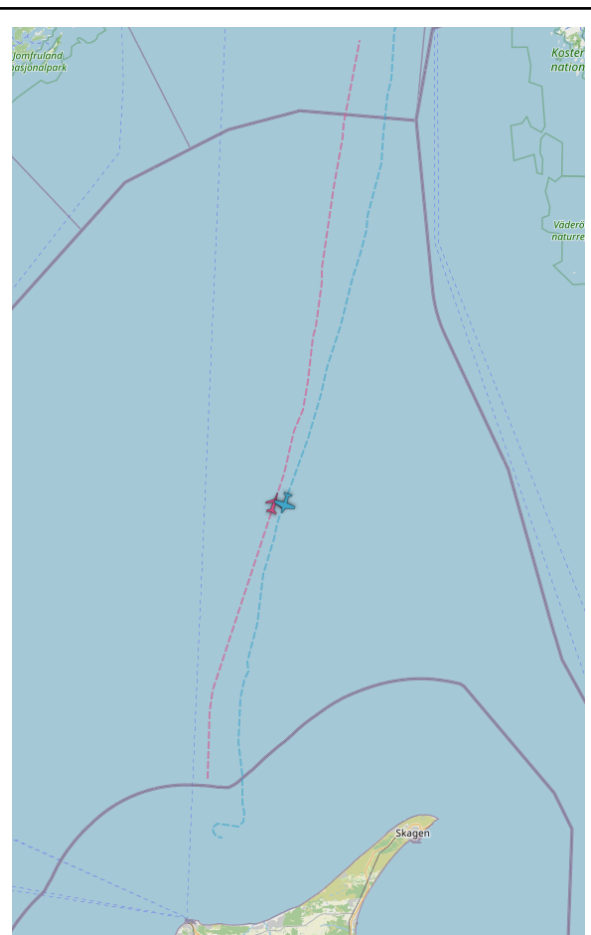
585 knop er rundt 50 knop høyere enn hastighetene i Skagen-datasettet, men stemmer mer overens med det som er beregnet basert på posisjonsendringer. Det er med andre ord avvik mellom AWACS-registrert hastighet og datasettet fra Skagen.

Havarirapportens radarskisse

Ved å sammenlikne skissen i havarirapporten med de forskjellige datasettene, ser man at det nærmeste datasettet er 1992-versjonen fra Skagen. Med tanke på at de nye versjonene inneholder korreksjoner der det er åpenbare feil, er en logisk forklaring at de nye versjonene ble utarbeidet fordi det ikke var mulig å lage en skisse uten å korrigere feilene. Dersom man hadde brukt de opprinnelige dataene, ville feilene fremkommet svært tydelig.



(Havarirapporten, 1993, figur 8)

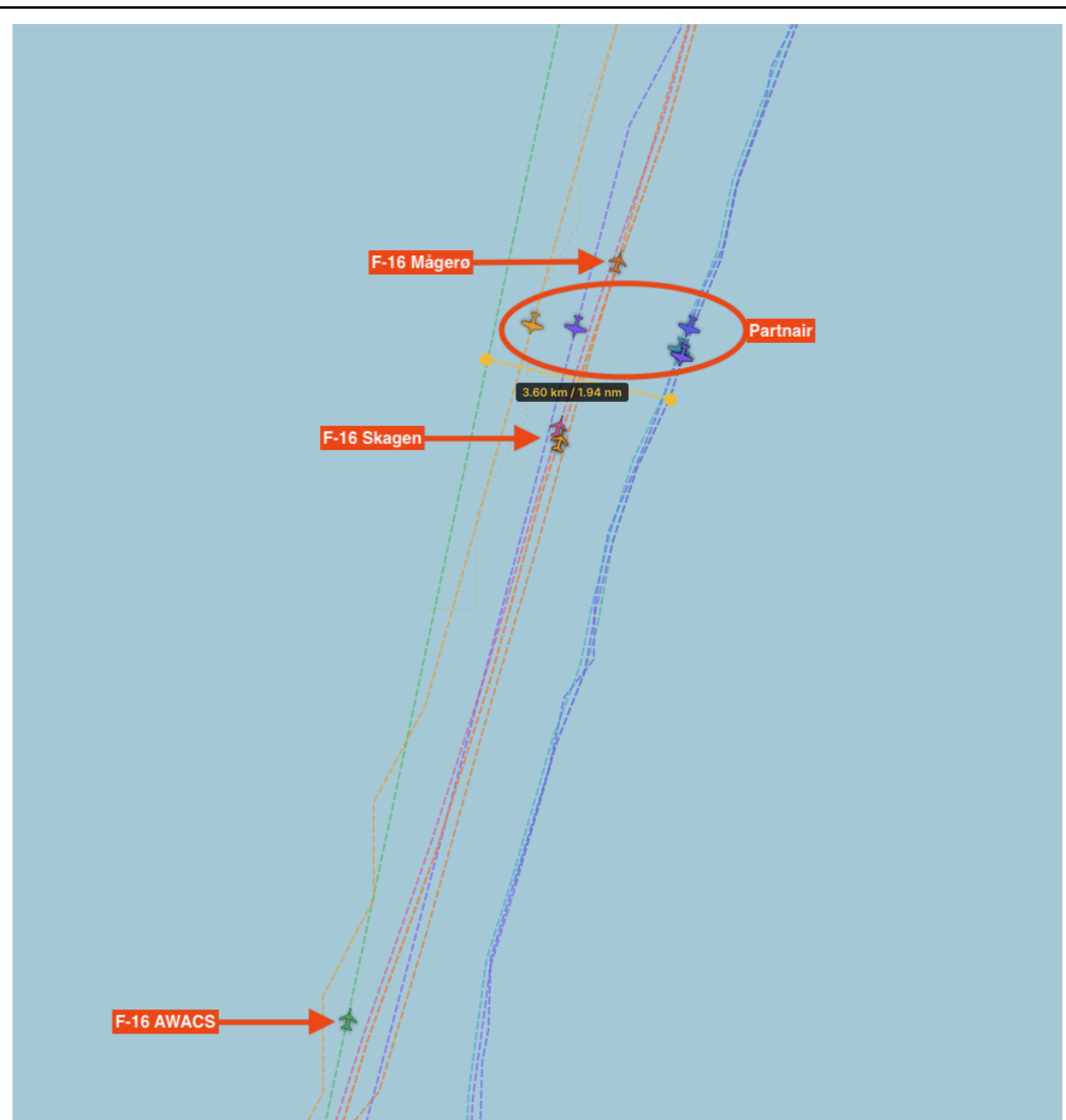


F-16 og Partnair, Skagen, 1992

Når man skal fremstille en radarskisse fra noen få avvikende datasett, kan man ikke gjøre et selektivt utvalg og korrigere dataene for hånd. Dette er ikke en vitenskapelig metode. Dersom man virkelig ønsket å fastslå med høy grad av sikkerhet hvor flyene befant seg, måtte man sammenliknet dataene fra alle kildene, fjernet støyen, og da stått igjen med et radartrack med relativt høy presisjon.

Alle NATO-radardata plottet

Plotter man alle radardata som NATO utleverte, blir problemene med datasettene åpenbare. Datasettene danner 10 forskjellige track for de 2 flyene. Trackene for AWACS ligger rundt 3 kilometer vest for trackene fra Skagen og Mågerø. Den horisontale spredningen er oppunder 2 nautiske mil.



F-16 og Partnair, Skagen, Mågerø, AWACS

I datasettene er det primært data fra Partnair, F-16 og Braathens, men det finnes også andre registreringer. Det er ikke fremlagt posisjonsdata for AWACS-flyet, men tracket kan plottes ved å reversere posisjonsplottingen: Bruker man F-16 og Partnair-flyenes posisjon som utgangspunkt, kan man beregne AWACS-flyets posisjon ved hjelp av distanse og asimut oppgitt i AWACS-datasettet.



Drøfting

Radardataene er gjennomgående av lav kvalitet med åpenbare feil og få registreringer. Svensk radar har lagret data med så lav oppløsning (40–80 sekunders intervall) og analog tolkning av posisjonsdata fra en skjerm at de i praksis ikke kan brukes til å fastslå nøyaktig hvor flyene befant seg i forhold til hverandre. Det er likevel interessant at hastighetsberegningene indikerer en langt høyere hastighet enn den oppgitt i Skagen-dataene, og at avstanden mellom trackene også er markant mindre enn det NATO-radarene viser.

Alle feilene i radardataene ser ut til å skyldes menneskelig involvering. Feilene med tidsforskjeller for F-16 gir en klar indikasjon på at det er gjort flere simuleringer og sydd sammen data. I kombinasjon med menneskelige feil har dette gitt datasett med klare indikasjoner på manipulasjon.

Tidsstemplene på utskriftene indikerer at radardata fra Skagen, Mågerø og AWACS ble produsert få dager etter ulykken. Tidspresset har vært enormt dersom det skulle produseres en alternativ virkelighet, og det er trolig dette man ser spor av gjennom de mange menneskeskapte feilene.

Når radardata er tydelig manipulert, kan man ikke ha tillit til dem. Utvalg av radardata, selv om det viser en ekte situasjon, er ikke pålitelig når enkelte sekvenser er fjernet – som for F-16 i AWACS-dataene, der kun 9 punkter er utlevert og passeringen mellom flyene er fjernet. Det er heller ikke mulig å stole på høydedataene i noen av datasettene, ettersom det ikke finnes objektive kilder, og høydedataene ikke kan etterprøves fra andre kolonner.

At Partnair startet fra Fornebu og havarerte nord for Hirtshals, og at F-16 fløy fra Aalborg til Rygge, er kjente fakta. Nøyaktig hvor flyene befant seg mellom disse punktene kan ikke fastslås basert på radardataene som er tilgjengeliggjort. Det er derfor ikke mulig å fastslå med den nøyaktigheten som trengs for å kunne sannsynliggjøre om en overlydssjokkbølge skadet Partnair-flyet eller ikke.

Det er naturlig å spørre seg hvorfor radardataene er fulle av åpenbare feil dersom noen bevisst har endret dem. Den mest plausible forklaringen er at datasettene ble laget under sterkt tidspress, trolig med verktøy som ikke var egnet for formålet. Datasettene bærer preg av å være sammensatt fra flere kilder og simuleringer, og det er dette man ser spor av gjennom feilene.

Kronologi

Følgende er en rekonstruksjon av hendelsesforløpet basert på tilgjengelig dokumentasjon, vitneutsagn og logiske resonnementer.

Ulykkesdagen

Fredag 8. september 1989 følger Osmoen og Meek et norsk F-16-fly som akkurat har tatt av fra Aalborg og klatret opp til 24 000 fot. På radaren i F-16-flyet, som har en rekkevidde på 65 nautiske mil, ser mannskapet to motgående fly som de antar er amerikanske F-16-fly på vei fra Rygge mot Aalborg. Over Hirtshals møter de det første av de amerikanske F-16-flyene. Takket være radarens visning av flyet på head-up displayet klarer de å se det motgående F-16-flyet som passerer 2000 fot under. Det norske F-16-flyet fortsetter nå utover havet og følger det andre av de to flyene på radaren. Pilotene bestemmer seg for å hilse på piloten i det andre flyet, og styrer mot der radaren viser at det er.

På Mågerø følger Ketil Meek det norske F-16-flyet. Han legger merke til at flyet endrer kurs, høyde og hastighet kontinuerlig. Flyet har flere ganger overlydshastighet mens det nærmer seg det motgående, sivile flyet. Radarsystemet varsler om at flyene er i konflikt med hverandre. Sammen med Osmoen bruker de høyderadaren for å verifisere at flyene faktisk er på kollisjonskurs i samme høyde. Radarplottet smelter sammen når F-16 og Partnair-flyet møtes. Osmoen og Meek ser til sin store forskrekkelse at kun radarekkoet fra F-16 fortsetter nordover, mens ekkoet fra Partnair forsvinner fra radarskjermen. De konkluderer med at noe katastrofalt må ha inntruffet og varsler umiddelbart overordnede om det de har bevitnet. Radarekkoet for Partnair-flyet dukker opp igjen etter en liten stund, når det har blitt nok avstand mellom flyene. Noen få minutter senere gjør Partnair-flyet noen krappe manøvre og forsvinner fra radaren. På dette tidspunktet er det fullt kaos på Mågerø.

Sivil tidslinje

Tidspunkt	Hendelse	Kilde
15:59:50	Take-off fra Fornebu	ATC
~16:29:30	F-16 passerer Partnair-flyet	Svensk radar, FDR, Skagen radar, radiologg
~16:35:30	Pilotene må ha forstått at problemet var svært alvorlig	FDR
~16:36:15	Tap av kontroll	FDR
~16:39	Flyet treffer havet	Skagen radar
16:39:56	Copenhagen Control kaller opp Partnair flere ganger uten å få svar	Radiologg
~16:42	Copenhagen Control ringer Oslo og spør om Partnair-flyet er overført til deres frekvens	Radiologg
16:45:00	Copenhagen Control ringer Aalborg og spør om de ser Partnair-flyet	Radiologg
~16:56	Copenhagen Control ringer Oslo og spør om de kan kontakte Partnair-flyelskapet på «company frequency»	Radiologg
~16:59	Copenhagen Control ringer Oslo og opplyser at redningssentralen i Karup er varslet. Oslo bekrefter at de skal varsle hovedredningssentralen.	Radiologg

Vedbæk

Følgende er basert på et vitneutsagn fra en person som var på vakt ved Sector Operations Centre (SOC) i Vedbæk den aktuelle kvelden. SOC Vedbæk var den operative ledelsen av Danmarks luftovervåkning, med ansvar for de fire danske radarstasjonene og koordinering av luftforsvaret.

Klokken 16:45 lokal tid – noen få minutter etter at Partnair-flyet forsvant fra radar – ringte telefonen ved Sector Controllers radarkonsoll i operasjonsrommet. Det var radarstasjonen i Skagen. De rapporterte at de hadde mistet radarkontakten med et fly som ifølge flyveplanen var på vei fra Oslo til Hamburg. Radarplottet hadde forsvunnet omtrent 20 kilometer nord for Hirtshals.

Stemningen i rommet endret seg umiddelbart. Alle gikk fra vanlig vaktstemning til full konsentrasjon. Samtlige posisjoner i operasjonsrommet ble raskt bemannet. Sector Controller ga ordre om å scramble to F-16 kampfly som alltid sto klare i høy beredskap, som en del av NATOs beredskap for Quick Reaction Alert (QRA).

Da scramble-alarmen gikk, løp de ut til flyene, startet motorene og meldte seg klar på radioen. De ble briefet om situasjonen og sendt av sted mot det området der Partnair-flyet sist var registrert på radar.

Da de danske F-16-flyene nådde frem til området, observerte de vrakdeler i vannet. Med de to F-16 kretsende over området fikk Vedbæk koordinater for det mulige ulykkesstedet. Søværnets Operative Kommando i Aarhus ble kontaktet. De kunne opplyse at det befant seg krigsskip i området i forbindelse med en NATO-flåteøvelse, og at disse raskt kunne sendes til ulykkesstedet.

De første dagene

Mannskapet i det norske F-16-flyet tas inn til debriefing direkte etter landing på Rygge. Ettersom det pågår en NATO-øvelse i området, blir det danske luftforsvarets overkommando i Vedbæk varslet. Ved både Mågerø i Norge og Vedbæk i Danmark er det Control and Reporting Centre (CRC) i NATOs radarnettverk (NATINADS). Begge stasjonene får data fra hverandres og NATO-medlemmers radarstasjoner, og lagrer dem på teip. På begge stedene befinner det seg personell med høy radarkompetanse.

Arbeidet med å hente ut radardata og spille dem av på nytt i radarsystemet for å analysere hendelsen gjøres både på Mågerø og på dansk side av de som er på vakt. I løpet av helgen hentes det inn flere ressurser til å jobbe med radardataene. Sigve Barvik er en av ressursene på Mågerø og innser allerede fredag kveld at det trolig er behov for ham. Søndag 10. september (dag 2) ringer Jon Pran til Sigve Barvik for å få hjelp til å tolke radardata slik at søkeområdet kan reduseres. Dette markerer starten for Barviks bistand til havarikommisjonen.

Både Mågerø og det danske Luftforsvaret har store mengder radardata fra en rekke radarstasjoner i NATO-nettverket. For personell med radarkompetanse som analyserer disse dataene, vil det være vanskelig å komme til en annen konklusjon enn at ulykken har

sammenheng med overlyds-nærpasseringen. Etter flere tiår med testing av supersonisk flygning, og en lang rekke hendelser, har NATO betydelig kunnskap om hvilke skader en supersonisk sjokkbølge kan påføre fly som ikke er designet for å tåle slike påkjenninger.

Gitt at Luftforsvaret i både Norge og Danmark med stor sannsynlighet ville bli bedt av havarikommisjonen om å utlevere radardata, tyder den videre utviklingen på at det ble igangsatt et arbeid for å konstruere radardata. Hendelsesforløpet er også konsistent med standard militær prosedyre i forbindelse med hendelser: Benekt all skyld. Innrøm ingenting annet enn det som er offentlig kjent. Hold så mye informasjon som mulig hemmelig.

Uke 1: Radardata klargjøres

Mandag 11. september (dag 3) kl. 10:10 UTC sender operasjonsavdelingen ved Vedbæk CRC en forespørsel til E-3A Component (AWACS) i Geilenkirchen om å få utlevert data som kan deles med havarikommisjonen. Arbeidet med AWACS-dataene starter umiddelbart, og under ett døgn etter har ressurser ved E-3A Component filtrert bort hemmelig informasjon fra AWACS-radardataene og skrevet ut det som kan utleveres: Totalt 85 punkter for Partnair, 66 punkter for Braathens og 9 punkter for F-16. Årsaken til kun 9 punkter for det norske F-16-flyet er at dets bevegelser i nærheten av Partnair-flyet er hemmeligstemplett.

Samtidig klargjøres det på dansk side radardata som Mågerø senere kan utlevere. Datagrunnlaget er produsert basert på reelle radardata, som så justeres i et simuleringsverktøy og deretter eksporteres til et skriftlig format. Det klargjøres tre avgraderte (NATO Unclassified) datasett som kan utleveres ved behov – ett for hvert av de tre flyene (Braathens, Partnair og F-16). I forbindelse med passeringen fjernes flere av datapunktene, slik at det kun er hvert andre datapunkt for F-16 og hvert tredje punkt for Partnair-flyet. Denne reduksjonen er gjort for å redusere presisjonen og verdien av dataene.

Luftfartsverket sikrer bevis og skriver rapport umiddelbart. Mandag 11. september sender de rapporter og lydloggavskrifter til havarikommisjonen. Havarikommisjonen vet nå med sikkerhet at det var militær flyaktivitet i området over Skagerrak samtidig med Partnair-flyets ferd over havet.

Uke 2–3: Minimalt med data utleveres

Onsdag 13. september (dag 5) skriver Bjørn Neråsen et brev til havarikommisjonen om at Mågerø herved overleverer alle data som de kan bidra med. Han vedlegger det minimale datasettet som omhandler Partnair-flyets bevegelser. Mågerø har tilgang til langt mer data enn det som overleveres. I brevet beskriver Neråsen at dataene er fra Danmark, og at radarposisjonene er konvertert til geografiske posisjoner. Det er imidlertid uklart om Neråsen er klar over at dataene for Partnair-flyet faktisk stammer fra radaren på Mågerø, ikke Skagen, eller at de konverterte geografiske posisjonene er avvikende ved havaristedet – noe som indikerer at noen har gjort manuelle justeringer i de siste radarregistreringene.

Havarikommisjonen er på dette tidspunktet klar over at det har vært andre fly i området. Den 19. september (dag 11) refererer Neråsen til en avtale mellom Rygnestad og oberstløytnant Johannessen og sender et nytt vedlegg med «NATO Unclassified» radardata. Han

presiserer at det kun er registrert én flybevegelse (Braathens) i nærheten av ulykkesstedet. Dette er ikke riktig, men på dette tidspunktet er det norske F-16-flyets bevegelse fortsatt hemmelig. Braathens-datasettet inneholder kun 10 punkter i tidsrommet akkurat da havariet skjedde, og viser at Braathens-flyet da befant seg 7000 fot høyere og noe sør for Partnair-flyet.

Samme dag, 19. september, sender E-3A Component radardata og skisser til operasjonsavdelingen ved Vedbæk CRC. Det har nå gått én uke etter at de hadde filtrert ut data for de aktuelle flyene og skrevet dem ut. Sammen med de skriftlige radardataene medfølger utplottede radardata som grunnet «tekniske forklaringer» ser ganske annerledes ut enn de virkelige flybanene. Plottene er basert på det svært begrensede antallet punkter for F-16 som var frigitt fra de ellers strengt hemmelige radardataene.

F-16 avsløres

Lufftartsverket oversender lydbåndopptak av samtalen mellom Oslo Control og det norske F-16-flyet til havarikommisjonen fredag 22. september (dag 14). Havarikommisjonen forstår nå at det trolig har skjedd en nærpasering mellom Partnair og det norske F-16-flyet, men velger å se bort fra dette. De innhenter heller ikke rapport fra F-16-fartøysjefen.

Det bestemmes at det er den norske havarikommisjonen for sivil luftfart som skal granske ulykken, til tross for at internasjonale konvensjoner tilsier at det er Danmark som skal etterforske ulykken, med støtte fra Norge og USA (henholdsvis nasjonen for flyselskapet og flyprodusenten). De tette båndene mellom havarikommisjonen og Forsvaret, inkludert ressurser på Mågerø, gir det norske Luftforsvaret stor innflytelse hos havarikommisjonen, samtidig med at man får en tilsynelatende god avstand til radardata som stammer fra Danmark.

Tirsdag 26. september (dag 18) henter Sigve Barvik ut tre sider med datautskrift fra den danske havarikommisjonen, på vegne av den norske havarikommisjonen. Datautskriften er produsert av det danske Luftforsvaret, som Barvik også besøkte på turen til Danmark.

VG publiserer en artikkel om at et norsk F-16 fløy fra Aalborg til Rygge, og Forsvaret må nå innrømme at et norsk F-16-fly møtte Partnair-flyet. Radardatasettet for F-16 er allerede klargjort på samme måte som for Partnair og Braathens, og kan derfor raskt utleveres til havarikommisjonen.

Onsdag 27. september (dag 19) sender Neråsen F-16-radardata til havarikommisjonen. Som vist i radaranalysen samsvarer disse radardataene ikke med virkeligheten, og mye tyder på at de er oppkonstruert.

Pilotrapporter og vrakfunn

Nå som informasjonen om F-16-flyet er offentlig, er det ikke lenger mulig for havarikommisjonen å late som om passeringen ikke hadde skjedd. De etterlyser en rapport fra fartøysjefen i det norske F-16-flyet, som i henhold til regelverket skulle vært avlevert umiddelbart i en slik situasjon.

Torsdag 28. september (dag 20) – dagen etter at Neråsen formelt har innrømmet at det var et norsk F-16-fly i luften over Skagerrak – skriver F-16-fartøysjefen sin rapport til havarikommisjonen. For å gi rapporten ekstra tyngde signerer også den andre piloten.

Søket etter vrakdeler pågår for fullt. Fredag 29. september (dag 21) finner letemannskapene deler av den horisontale stabilisatoren og høyderoret. Den vertikale finnen er allerede funnet, men sideroret mangler. Havarikommisjonen er spesielt interessert i halerorene ettersom skader på noen av disse vil kunne medføre tap av høydekontroll. Vrakdelenes spredning over et stort område gjør det innlysende at flyet brøt opp i luften.

AWACS-video

Som representanter for den norske havarikommisjonen reiser Pran og Barvik til Geilenkirchen høsten 1989. De får se en tilbakespilling av radardata fra AWACS-flyet, som registrerte alle flyene over Skagerrak da Partnair-flyet var i luften. Pran og Barvik ser at F-16-flyet stadig endrer kurs og hele tiden nærmer seg Partnair-flyet. Til slutt smelter punktene sammen, og radaroperatøren forteller at F-16 på det tidspunktet flyr rett over Partnair-flyet med en høydeseparasjon på 2000 fot. Det neste radarplottet viser at F-16 foretok en sving i høy hastighet i forbindelse med passeringen. Pran og Barvik får med seg videoopptak av det de akkurat har bevitnet på radarskjermen.

Barviks radaranalyse

Sigve Barvik arbeider med radardata for havarikommisjonen. Han separerer radardataene og lager utskrifter med ett datasett per fly. For at høydedataene skal bli så tydelige som mulig, legger han inn en kolonne som viser flyets trykkehøyde (mode C). Det er denne registreringen som er den mest pålitelige, noe havarikommisjonen også er fullstendig klar over.

Hovedutfordringen til Barvik er at arbeidet må gjøres manuelt, og dette åpner for menneskelige feil. En annen utfordring er å forklare årsaken til abnormaliteter i radardataene i forbindelse med passeringen. Barvik markerer der skanneintervallet går over fra 12 sekunder til 10 sekunder for F-16-flyet som en overføring til Mågerø. Han sender datasettene og kartskisser til havarikommisjonen 7. februar 1990.

Havarikommisjonen baserer seg på ekspertisen til Sigve Barvik og har ingen andre til å etterprøve det arbeidet som er gjort med analyse av radardata. De overser derfor detaljer om at tidsintervallene for registreringen av F-16 ikke er konsistente i forbindelse med passeringen, og at F-16 tilsynelatende står stille i luften i flere sekunder. Å sjekke at verdiene i høydekolonnen faktisk korresponderer med det som er registrert i radardataene, har de ingen forutsetning for å gjøre. Dette er kunnskap som kun Barvik sitter med på dette tidspunktet.

Det som nå har skjedd, er at Barvik har sendt over radarutskriftene fra både Mågerø og Skagen. Trolig var ikke Mågerø-datasettet tiltenkt å deles, for det inneholder avslørende informasjon om F-16s hastighet.

Hastighetsavviket avdekkes

Med to sett dataautskrifter i samme format, men fra to ulike radarstasjoner, er det nå enkelt for havarikommisjonen å sammenlikne hastighetsverdiene for F-16. De kan da se at det er et betydelig avvik mellom de to datasettene. Mågerø-dataene viser at F-16 holdt i snitt 620 knop i forbindelse med passeringen, mens hastighetene i Skagen-radardataene er nedjustert til gjennomsnittlig 540 knop. Den aktuelle dagen måtte F-16s bakkehastighet – det vil si hastigheten i radardataene – trolig være i overkant av 600 knop for å tilsvare overlydshastighet.

AIR-rapporten

Havarikommisjonen overlater den tekniske analysen til Accident Investigation & Research Incorporated (AIR) i Canada. Arbeidet er omfattende og svært tidkrevende. AIR jobber med alt fra analyser av vrakdeler til Flight Data Recorder og radardata. AIR-rapporten ferdigstilles 10. mars 1992, og havarikommisjonen har nå en grundig analyse å lene seg på når de slutfører sin rapport.

Den kanadiske analysen peker på kun én forskjell mellom andre flyturer og ulykkesturen: at APU var i drift mens flyet var i luften. De forankrer derfor årsakskonklusjonen til nettopp denne ene detaljen, og legger i praksis skylden for havariet på APU-en. Nærpasseringen med F-16, som skjedde noen få minutter før havariet, nevnes ikke.

F-16-pilotens andre rapport

Kort tid etter at AIR-rapporten er ferdig, blir F-16-piloten bedt av overordnet om å skrive en ekstra rapport til havarikommisjonen. Den 25. mai 1992 skriver han en ny rapport som innleder med:

«Det eksisterer en del tanker som tilsier at det muligens kan være våpen fra militære fartøy som kan være årsak til denne ulykken. Årsaken til at det ikke ble nevnt noe i denne sammenheng i den første rapporten, er at tanken om at det kunne vært brukt våpen var helt fremmed for meg.»

F-16-piloten fortsetter å forklare hvordan han som instruktør fløy en treningstur med en elev til Lahr i Tyskland, og deretter fløy alene til Aalborg i Danmark der han plukket opp den andre piloten som hadde deltatt på en øvelse. I siste avsnitt skriver han:

«Avslutningsvis vil jeg bemerke at jeg synes at det er meget beklagelig at det "florerer" rykter om at jeg kan ha vært delaktig i ulykken.» ... «Alle som kjenner det militære flymiljøet i Norge vet at det ikke flys med armerte våpen til utlandet eller på ordinære treningsturer.»

Ny versjon av radardata

I forbindelse med utarbeidelsen av havarikommisjonens rapport kontakter Jon Pran Sigve Barvik og etterspør kartmateriale. Pran virker ut til å være opptatt av å finne ut om F-16 og Partnair-flyet var på samme høyde, og stiller spørsmål om høydemåling fra Skagen radar.

Barvik oversender kartmateriale 19. august 1992, sammen med radardata og informasjon om høydedata. Han legger ved en detaljert forklaring av dataformatet for radardataene.

Den nyeste versjonen av datasettet er helt tydelig behandlet manuelt. Tidspunktene er tilsynelatende korrigert med 15 sekunder, angivelig for at de skal bli «riktige». Det er dog ikke bare tidspunktene som er justert. Høydedata har blitt endret fra det de var i begynnelsen av 1990. Feilen med F-16 som står stille i luften er fjernet. Repeterende sifre i radardataene (lav entropi) gir en klar indikasjon på at et menneske har tastet inn nye tall i datasettet.

Havarikommisjonen beslutter å legge sin lit til det åpenbart manipulererte radardatasettet fra Skagen radar, til tross for at havarikommisjonen nå har fått nok informasjon fra Barvik til å kunne avdekke feilene. Det er vanskelig å avdekke feil når havarikommisjonens radarekspert er den samme personen som har bearbeidet, overlevert og forklart havarikommisjonen hva radardataene viser.

500 fot

Forsvarets radardata fra Skagen viser at F-16 passerer vest for Partnair-flyet med 1 nautisk mil lateral avstand, noe som tilsvarer 6000 fot. F-16-piloten gjentar i sin siste rapport påstanden om at «vi får visuell kontakt med en flygemaskin som passerer anslagsvis 1–2000 fot under oss».

Ettersom dette ikke harmonerer med lydopptaket hvor F-16-piloten sier «Du visste at du hadde han airliner'n som kom rett på trynet her?», snakker Pran med F-16-piloten på telefon 31. august 1992. Under samtalen sitter Pran med den opprinnelige rapporten fra F-16-piloten liggende foran seg og krysser av to steder i rapporten. Stedene han har markert omhandler at Partnair-flyet kommer rett mot F-16-flyet i omtrent samme høyde, og at F-16-flyet passerte rett over Partnair-flyet. I samtalen bekrefter F-16-piloten at Partnair-flyet ikke var 1 nautisk mil unna, men kun ca. 500 fot.

På dette tidspunktet må det være innlysende for både F-16-piloten og Jon Pran at Skagen-radardataene, som viser 1 nautisk mil lateral separasjon, ikke kan være reelle.

Høring og svenske radardata

Rapporten sendes ut på høring mot slutten av 1992. Flere høringsinstanser sender tilbakemelding på utkastet, inkludert Hans Arnegard. Han poengterer at kommunikasjonen mellom F-16-pilot og flygeleder indikerer at flyene var nærmere hverandre enn det som vises på kartskissene, som er basert på Skagen-radardata. Han stiller videre spørsmål om en sjokkbølge fra F-16 kan ha hatt innvirkning på Partnair-flyet. Andre etterlyser radardata fra det svenske forsvaret, som viser passeringen mellom F-16 og Partnair.

Pran kontakter Gunno Gunnvall 7. januar 1993 og etterlyser radardata for passeringstidspunktet. Gunnvall bekrefter 12. januar 1993 at han fortsatt har filmen med opptak av radarskjermen. Filmen består av ett bilde per 40. sekund, men Gunnvall forklarer at ved passeringen var flyene så nær hverandre at bildet ikke kunne brukes. I stedet lager

han en skisse som viser F-16 og Partnair-flyets baner direkte i et strekk som flyene brukte 80 sekunder på å tilbakelegge. Dette tilsvarer henholdsvis 24 km for F-16 og 10,5 km for Partnair.

Avstanden mellom radartrackene er ca. 0,5 nautiske mil (~3000 fot). I brevet skriver Gunnvall også at den gjennomsnittlige bakkehastigheten mellom de to punktene er 300 m/s (583 knop) for F-16 og 131 m/s (254 knop) for Partnair. Dette er fysisk sett den laveste hastigheten flyene har hatt, og enhver endring i kurs i løpet av de 80 sekundene vil medføre en høyere faktisk hastighet. Gunnvall refererer til grovoverslagene de har av høydedata og skriver: «Jag har bedömt att F-16 startade från Aalborg cirka 1421 och först steg över Jylland men minskade höjden före mötet med LN-PAA.»

Havarikommisjonen offentliggjør den endelige havarirapporten i februar 1993.

Autorisasjonsprotokollen

I forbindelse med en av rettssakene blir det våren 2003 etterlyst informasjon om loggbøkene til F-16. Daværende flytryggingsinspektør skriver at flyets loggbok, som inneholder historikk over bruk og vedlikehold, garantert er makulert etter ett år. I stedet for de tekniske loggbøkene fremlegges en side fra autorisasjonsprotokollen som viser hvor F-16-flyet fløy den aktuelle dagen. Flytryggingsinspektøren poengterer at han ikke kan forklare hva kolonnen «EMT B PAX» i autorisasjonsprotokollen betyr. Nettopp denne kolonnen er interessant, for det virker helt ulogisk å loggføre antall ganger et flysete har vært tomt.

Det mest besynderlige er at flyplasskodene for Lahr og Aalborg er feil, men kun for flygningene med det aktuelle F-16-flyet, som møtte Partnair-flyet på vei tilbake til Rygge. En pilot ville ikke bommet og skrevet navnet på flyplassen (Lahr) i stedet for ICAO-koden EDTL. Ei ville han brukt IATA-koden (AAL) i stedet for ICAO-koden EKYT. Det er ingen andre tilsvarende feil i autorisasjonsloggen den dagen, til tross for at andre også hadde vært i Aalborg. F-16-fartøysjefen har neppe gjort samme feil i sin personlige loggbok, hvor han har loggført flyplasskoder og flytid for alle sine flytimer.

Det eneste som virker plausibelt er at noen, med manglende pilotkompetanse, har endret på loggen for å støtte oppunder historien om at F-16-fartøysjefen fløy til Tyskland og deretter plukket opp den andre piloten på tilbakeveien. På den måten viser de at F-16-fartøysjefen og F-16-flyet som møtte Partnair absolutt ikke har vært med på NATO-øvelsen som pågikk den dagen.

...men hvorfor står dette på forsvaret.no?:

“Jagerflyet hadde deltatt på en stor øvelse og var på en transportetappe tilbake til Rygge da det passerte Partnair-flyet.” (*Partnair-Ulykken*, 2024)

Bevis som ikke ble belyst

Til tross for at regelverket tilsier at en ulykke i Danmark skulle undersøkes av dansk havarikommisjon, med støtte fra Norge (flyselskapets hjemland) og USA (flyfabrikanten), ble det relativt umiddelbart etter ulykken besluttet at norsk havarikommisjon skulle granske ulykken. Asker og Bærum politikammer ledet politietterforskningen med bistand fra Kripas vedrørende identifiseringsarbeidet og undersøkelser for hvorvidt det var skjedd noe kriminelt i forbindelse med havariet. Primært var det fokus på å finne ut om det var brukt sprengstoff for å forårsake havariet, som minnet om Lockerbie-ulykken som skjedde under ett år i forveien.

Identifiseringsarbeidet og obduksjonene ble utført i Danmark, med bistand fra Kripas, spesielt vedrørende innhenting av opplysninger som kunne brukes i identifiseringsarbeidet. Under obduksjonene ble det gjort noen funn av fragmenter, som ble sendt til Norge for videre undersøkelser. Kripas gjorde også funn som de trengte bistand for å undersøke. De kontaktet derfor RARDE i England, som hadde bistått med granskingen av Lockerbie-ulykken.

Videre brukte havarikommisjonen blant annet Veritec, en underenhet av Det Norske Veritas, og kanadiske Accident Investigation & Research Incorporated (AIR) for tekniske undersøkelser. Med unntak av RARDE-rapportene virker det ut til at de tekniske undersøkelsene har blitt utlevert fra havarikommisjonen. Til tross for at RARDE-rapporten ikke var hemmeligstemplett i utgangspunktet, valgte både havarikommisjonen og Asker og Bærum politikammer å holde tilbake denne rapporten.

I motsetning til vurderingene som ble gjort etter ulykken, vurderte Oslo politikammer at begge delene av RARDE-rapporten kunne utleveres. Selv om RARDE-rapporten ikke gir noen spor til hva den utløsende faktoren for ulykken var, er det noen signifikante funn som ikke har blitt belyst i havarirapporten. Dette kan hjelpe til å forstå hemmeligholdet.

Høyhastighetsfragment

Et av RARDEs mest interessante funn er et hull fra et prosjektil som har gått gjennom en hylleplate inne i flyet. Allerede i de første undersøkelsene fattet RARDE interesse for dette hullet og slo fast at det ikke har oppstått som følge av sammenstøtet. Det er verdt å merke seg at ingen deler på flyet beveger seg så raskt – selv ikke tuppen av propellbladene, som holder lavere enn lydens hastighet – og det er derfor usannsynlig at fragmentet stammer fra flyet.

«Item B117 has less obvious damage, although trials so far completed suggest that the velocity of the fragment or projectile that penetrated the sandwich structure were greater than expected from any event associated with the breakup and impact of the aircraft. There is thus the possibility that a fragment formed by an explosion or, more likely, a secondary projectile may have caused the hole.» (RARDE, 1990, side 8)

I del to av rapporten beskriver RARDE mer om sine konklusjoner etter skytetester, hvor de forsøkte å gjenskape et tilsvarende hull i den samme platen:

«With all the evidence obtained and reported we conclude the following: The penetrative object was probably of irregular shape. The mass was approximately 5 grams. The object was probably of composite nature, ie hard core with a softer outer covering. The velocity at impact was in the region of 650 m/s.» (RARDE, 1991, side 10)

FIGS. 80-81



FIG. 80 ENTRY HOLE x1.5

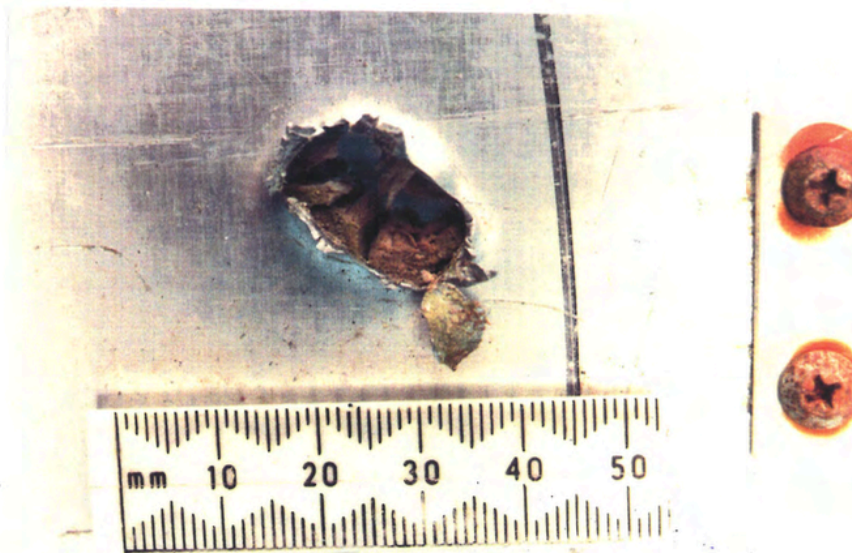


FIG. 81 EXIT HOLE x1.5

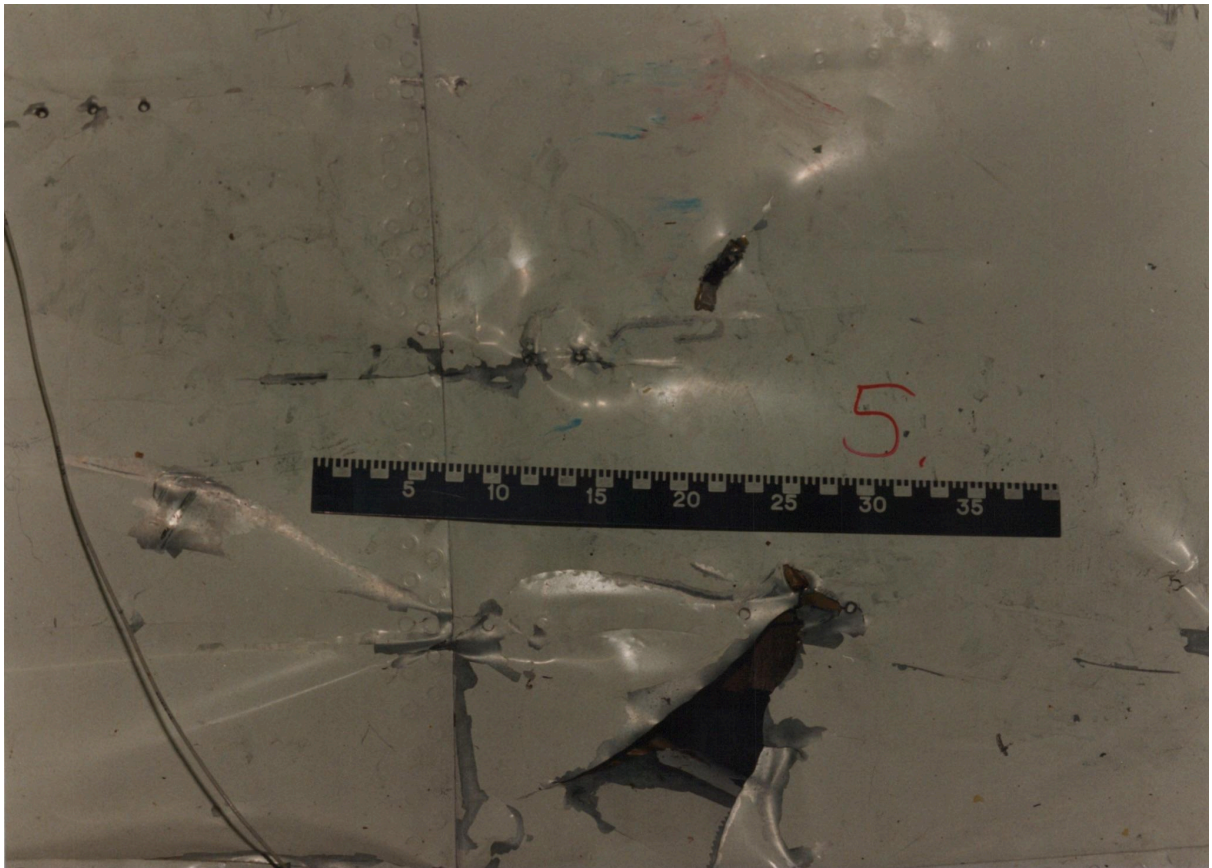
SAMPLE B117

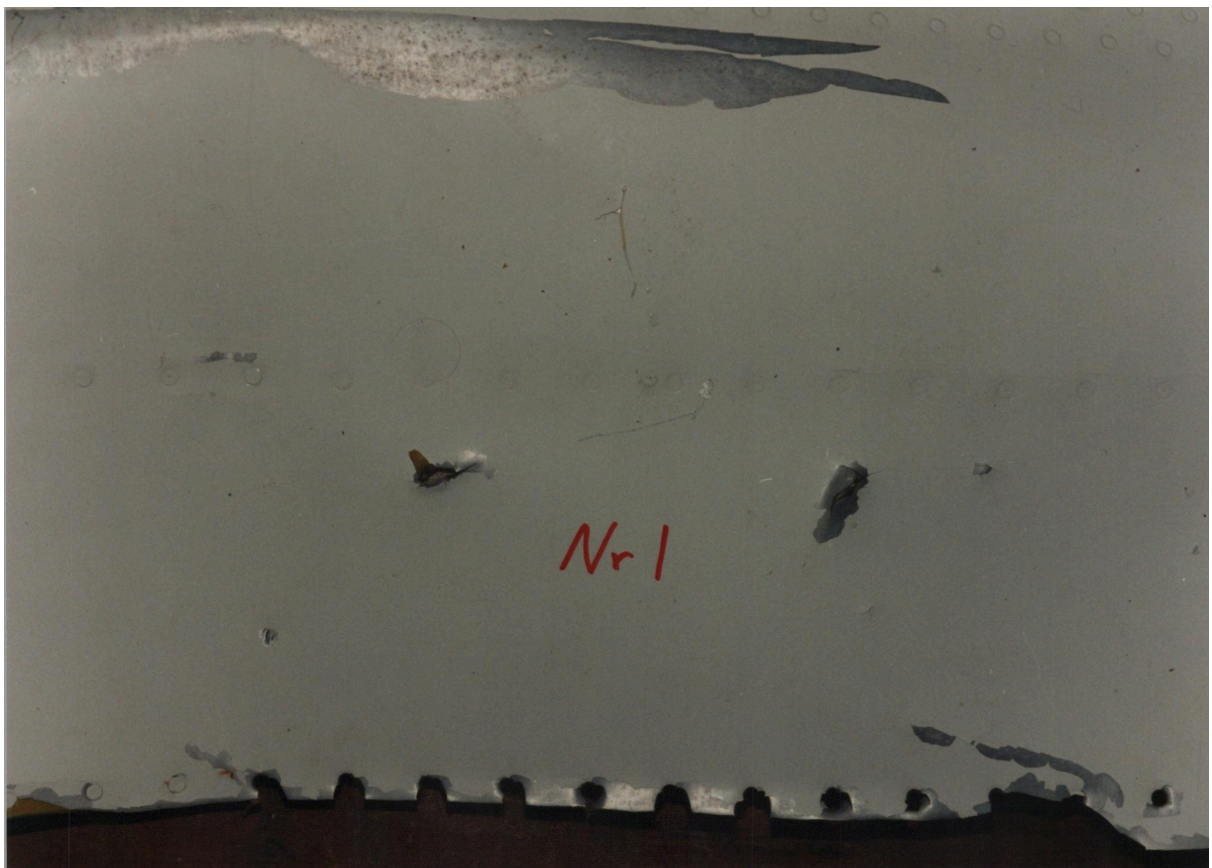
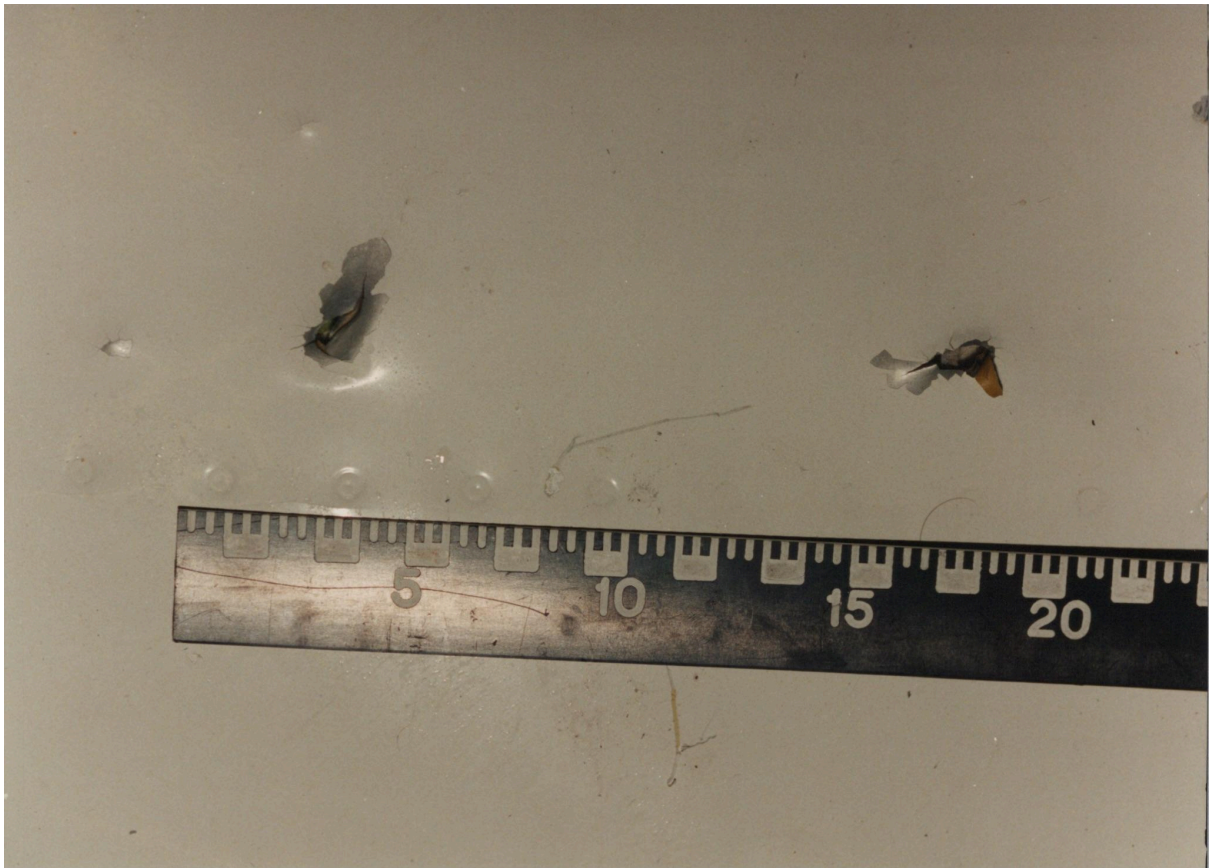
(RARDE, 1990, Fig. 80-81)

Hull i skroget

Et høyhastighetsfragment som har beveget seg med 650 m/s gjennom en hylleplate i flyet kan i praksis ikke stamme fra selve havarisekvensen. Det må en eksplosjon til for å akselerere et fragment til den hastigheten. Når det ikke er spor etter eksplosjon eller brann i flyet, betyr det i praksis at fragmentet må ha kommet fra utsiden av flyet og i så fall trengt gjennom flyskroget. Vrakdeler med inngangshull eller utgangshull av tilsvarende størrelse vil være observasjoner som styrker hypotesen om at flyet ble truffet av fragmenter utenfra.

Studerer man bildene som Kripos tok i forbindelse med opphenting av vrakdeler, er det flere bilder som viser hull som kan være sammenfallende størrelsesmessig med fragmenthullet fra hylleplaten på innsiden av flyskroget.





Oppbryting i luften

Flyet brakk i to i den siste delen av havarisekvensen. Selv om flyet var ute av kontroll, virker det ikke logisk at flyet brekker i to uten at skroget har blitt skadet slik at styrken svekkes.

Dersom flyet ble truffet av mange fragmenter på venstre side, vil konstruksjonen svekkes slik at en naturlig følge kan være at flyet brekker av mot høyre. Det vil være vanskelig å finne fragmenthull i et område som bryter opp, ettersom oppbrytingen naturlig nok vil skje via der skroget er svekket av hull. Når Partnair-flyets neseparti i tillegg var det som traff vannet først, var det også der delene ble revet opp i de minste bitene. Gjenoppbyggingen viser at det er mange deler som ikke ble funnet fra det aktuelle området på venstre side foran.



Partnair-flyet, gjenoppbygget, venstre side foran

«All of the physical evidence therefore supports in-flight separation of the nose section of the fuselage starting at the left side at Station 261 and propagating to the right side. Analysis of the panel fragmentation and fractures from the left to the right side on the nose section remains confirms this failure progression.»

(Accident Investigation & Research, 1992, side 10–11)

RDX

Det ble gjort funn av RDX på totalt to flydeler. Det var kun sporstoff fra RDX, og RARDE kunne ikke utelukke at dette skyldes kontaminering. I havarirapporten er det kun referert til at det ble funnet sporstoff av RDX på én del. I RARDE-rapportene beskrives det derimot at det er gjort funn av RDX på to deler. Man kan uansett ikke utelukke kontaminering, men dersom det er RDX på to deler, er det mindre sannsynlig at det skyldes kontaminering enn om det er på kun én del – spesielt dersom delene ikke ble funnet samtidig og fraktet sammen.

B115

B115 er en del av interiøret, nærmere bestemt panelet med luftekanal over passasjerasetene. Alle delene som ble undersøkt av RARDE for del 1, inkludert B115, ble overlevert i desember 1989:

«All the material was delivered by Det Inspector Leif Oren on 13th December 1989» (RARDE, 1990, side 1)

«Recovered from sea-bed ... B115 Part of panel with cabin lights.» (RARDE, 1990, side 2)

«Approximately 6 nanograms of RDX were found in the swabbing from Item B115. The identity of the explosive detected was confirmed in a second GC/TEA system.» (RARDE, 1990, side 10)

«The quantity of RDX detected was, however extremely small. It is considered that, whilst such a trace could have originated from an explosion, the levels are so low that the possibility of innocent contamination cannot be excluded.» (RARDE, 1990, side 11)

FIGS. 71-72

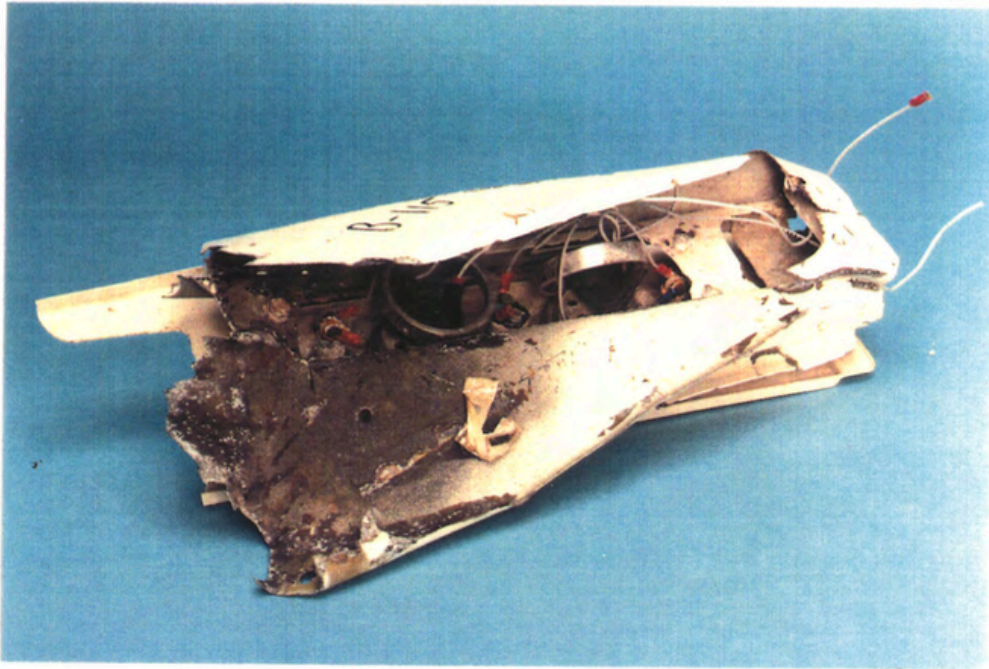


FIG. 71 INTERNAL VIEW SHOWING BLACKENING



FIG. 72 TORN END SHOWING CORROSION AND DAMAGE

SAMPLE B115

(RARDE, 1990, Figs. 71-72)

B142

«B142 – Part of ventilation/heating tube above seats on left of cabin.»
(RARDE, 1991, side 1)

«A response corresponding to RDX was observed on all three GC/TEA systems for the item identified as B142. However, the response equated to a level more usually encountered as background contamination.» (RARDE, 1991, Annex A, side 2)

Kontaminering

Dersom man kun finner én del med sporstoff av RDX, er sannsynligheten høy for at det skyldes kontaminering. Sannsynligheten synker betraktelig når det er snakk om to deler. I denne saken er det gjort funn på to deler. De to delene ble tatt opp av to forskjellige skip på to forskjellige tidspunkt, hvorav det ene var en fiskebåt. De ble fraktet til RARDE på forskjellige tidspunkt. Dette gjør det høyst usannsynlig at funn av RDX skyldes kontaminering.

Det virker plausibelt at RARDE stilte spørsmål vedrørende RDX-funnene, ettersom Kripos sendte et brev til RARDE i etterkant av et møte mellom Kripos og Veritec hos RARDE i England i september 1990. Brevet beskriver hvordan delene ble funnet og transportert:

«B. 115 was found during search of the bottom in Skagerak in September/October 1989. It was taken on board the rescue vessel "Bergen Surveyor" and kept there for a few days, after which it was brought to Norway with other fragments of the wreck by trailer from Hirtshals/Denmark to Norway» (Bjørkås, 1989, side 2)

Vedrørende del B141 og B142 skriver Bjørkås:

«Both items have been brought up from the bottom by a trawl in January 1990, and brought to Norway from Hirtshals in Denmark by the Board on aviation accidents. The material was transported by trailer» (Bjørkås, 1989, side 1)

KRIMINALPOLITISENTRALEN

FREDRIK SELMERS VEI 4, POSTBOKS 6330 ETTERSTAD, 0604 OSLO 6
TLF. (02) 63 40 00 - TELEX 71166 - TELEFAX (02) 63 49 90
TELEFOTO (02) 65 77 17

S.M. WINN
AAL Division
RARDE
Fort Halstead
Sevenoaks
Kent TN14/BP

27.9.90

CONCERNING CONVAIR LN-PAA DISASTER 8. SEPTEMBER 1989.

First, thank you for a useful and pleasant meeting between Det. Sgt. Leif Oeren and Civil engineer Knut Stengelsrud of Veritec, at Fort Halstead 10.9.90.

As requested, please find enclosed the following reference material to be used in RDX.

- B.141: Part of the cabin light fittings above seat 8 on the left side of the cabin.
- B.142: Part of the ventilation/heat tube above the seats on the left in the cabin. On the exterior of the tube there is a blackened area (through heating?) that also should be examined.

Both items have been brought up from the bottom by a trawl in January 1990, and brought to Norway from Hirtshals in Denmark by the Board on aviation accidents. The material was transported by trailer.

Items B.139 and B.140 (tin foil) which were handed over to you during our meeting 10.9.90, also ought to be examined. These items have been secured from the inside of the hull in the area between the pantry and the main entrance on the left side front, allegedly very close to the main entrance.

As agreed, we also enclose the only extra photograph of item A.5.2 taken by Veritec.

As suggested, we have decided, in collaboration with Asker og Baerum Politikammer and based on your assessment of items B.36.6 and B.101, that examination of items B.41, B.42, B.102, B.103 and B.104 is not necessary.

(Bjørkås, 1989, side 1)

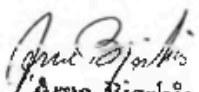
Item B.115 was found during search of the sea bottom in Skagerak in September/October 1989. It was taken on board the rescue vessel "Bergen Surveyor" and kept there for a few days, after which it was brought to Norway with other fragments of the wreck by trailer from Hirtshals/Denmark to Norway. In Norway it was stored on the ground by the landing field of Kjeller air station near Oslo. The investigation has not revealed that RDX explosives have ever been kept on board the ship "Bergen Surveyor". However, back in 1986 the vessel did contain TNT slurry, but the storing places had been sandblasted and painted since that time. Whether RDX has ever been stored in the plane, on the storing place at Kjeller or on the trailer from Hirtshals is difficult to rule out.

Thank you for the excellent assistance you have given us so far.
Best regards.

KRIMINALPOLITISENTRALEN
Laboratorieavdelingen
Oslo, 27. september 1990.

Enclosures.

- Letter dated 24.9.90 from Veritec, and photography of item A.5.2.
- Item B.141
- Item B.142


Arne Bjørkås
politivdelingssjef


Leif Øren
politibetjent

(Bjørkås, 1989, side 2)

Sotede deler

Det er flere deler fra interiøret og isolasjonsmaterialet i forbindelse med hoveddøren som viser spor av kortvarig oppvarming. Selv om flyet var fra 1950-tallet, var interiøret splitter nytt og hadde kun vært i bruk i to uker da havariet skjedde. Det er derfor høyst sannsynlig at sotingen har oppstått som en del av hendelsesforløpet. Det er ikke gjort funn av eksplosjon eller brann, så det er ingen naturlig grunn til at noen av delene i flyet skulle blitt sotet.



Bilde fra monteringen av interiøret, juli 1989.

B115, som avbildet i RDX-avsnittet, viser tydelig spor av soting. RARDE undersøkte også:

«B139, B140, B143, B144, B145 – Aluminium-backed insulation material taken from inside the fuselage in the region of the main cabin entrance door.» (RARDE, 1991, side 1)

«Examination of Items B139 and B140 showed that the darkened areas appeared to be regions of thickened oxide but there was no evidence of prolonged heating when the insulating material behind the dark area was examined. However, it is possible that the area could have been subjected to transient heating.» (RARDE, 1991, side 11)

I brevet fra Bjørkås kommer det tydelig frem at også Kripos har lagt merke til de sotede delene. Om B142 skriver han:

«On the exterior of the tube there is a blackened area (through heating?) that also should be examined.» (Bjørkås, 1989, side 1)

Isolasjonsmateriale med misfarget overflate ble også undersøkt av Senter for Industriforskning. I sin rapport, som ble sendt til Luftforsvarets forsyningskommando, Analytisk avdeling, skrev de:

«Da det er så vidt mye karbon på aluminiumsoverflaten kan dette tyde på at det har vært varme.» (Windsland, 1990, side 1)

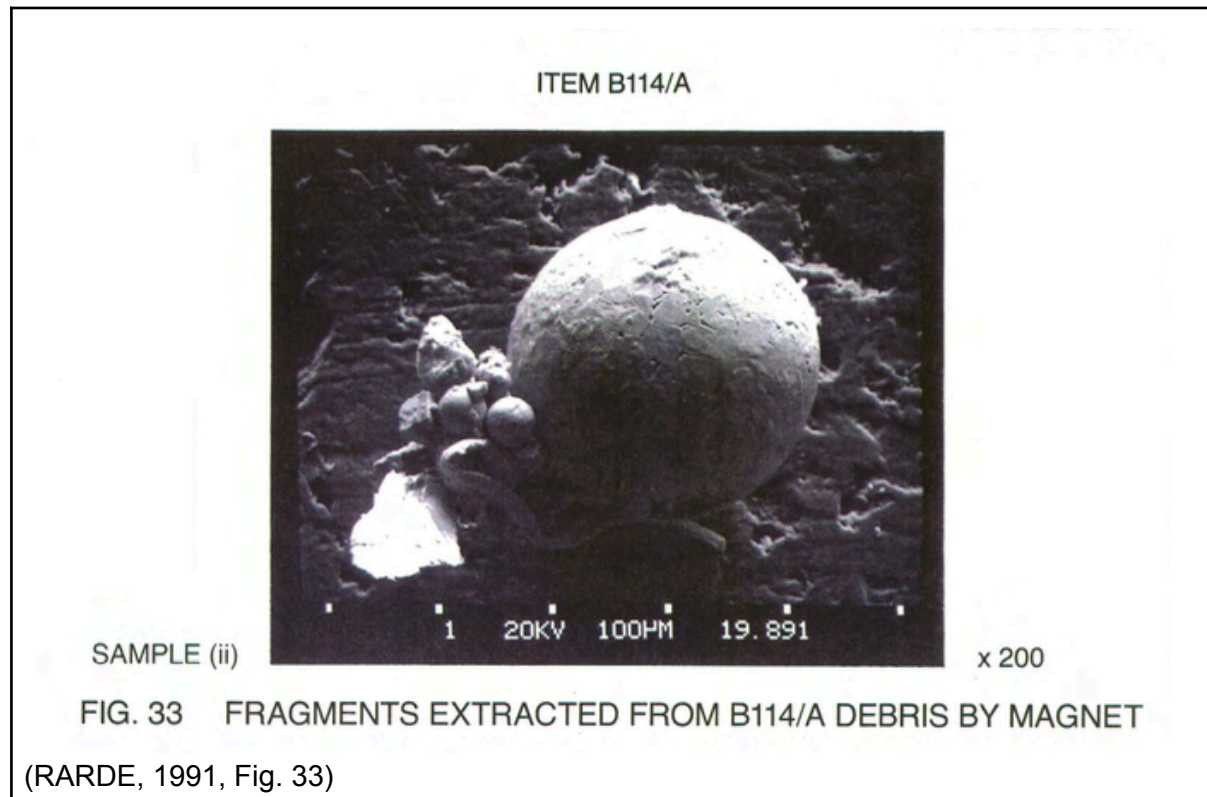
Smeltet metall

Grunnet den tunge vekten er ikke jern et materiale man normalt bruker i fly, og det er derfor ikke forventet å finne dette metallet under granskingen av en flyulykke. Ved funn av jern er det naturlig å stille spørsmål om hvor det kan stamme fra. Det ble funnet partikler av smeltet jern som har stivnet i luften. Dette kan ha en naturlig forklaring, men det kan ikke utelukkes at det er relatert til ulykken.

«B114 Part of flight engineer's cockpit seat.» (RARDE, 1990, side 2)

«Samples recovered by RARDE from B114

This item was submitted for explosives trace detection, but a large number of fragments were recovered as loose debris from the seat cover before the screenings were performed. These fragments were passed to Metal Physics for examination.» (RARDE, 1991, side 2)



«The presence of the very small spheroidal iron particles on the surface of the bright and the darkened aluminum foil samples is puzzling. They are similar to those recovered from Item B114 (above) and may perhaps have had a common source.» (RARDE, 1991, side 11)

«Small iron-rich spheroidal particles were observed among the B114 fragments and on the surface of B139 and B140. Their presence in the aircraft is not easily explained, but some possibilities such as debris from welding or grinding operations or some metallurgical process involving melting are suggested.» (RARDE, 1991, side 13)

FIGS. 45 & 46

BLACKENED ALUMINIUM FOIL ITEM (B139)



FIG. 45 DETAILED VIEW OF SPHERULE (OR GLOBULE)

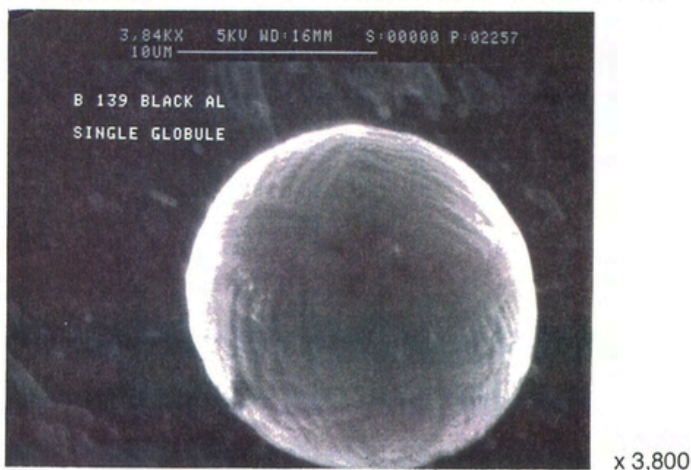


FIG. 46 FURTHER EXAMPLE OF GLOBULE

(RARDE, 1991, Figs 45 & 46)

Fragmentbyge

Under obduksjonen ble det funnet fragmenter i huden på to passasjerer. Disse fragmentene ble undersøkt av RARDE, men opprinnelsen kunne ikke fastslås med sikkerhet. Mer interessant er de tilnærmet usynlige fragmentene, som heller ikke var synlige på røntgen, men som de samme to passasjerene ble truffet av.

Selv om man ikke kunne konkludere med noe vedrørende fragmentfunnene, er funnene fra to passasjerer av interesse fordi det er observasjoner som kan støtte oppunder enkelte hypoteser.

«Man må ud fra disse læsioner konkludere, at afdøde sandsynligvis er blevet ramt af en byge af partikler av ukendt art og mindst et metalfragment fra sin høyre side.» (Retsmedicinsk Institut, 1989, side 7)

«Også denne omkomne er ramt af en byge af partikler, men bagfra. Det er ikke muligt at afgøre, om de hindrer fra en eksplosion eller en desintegration af flyet.» (Retsmedicinsk Institut, 1989, side 7)

Stippling

Når et høyhastighetsfragment trenger gjennom flyskroget, oppstår det høy varme som smelter metall og andre materialer flyet er laget av. Fra dette kan mikroskopiske partikler slynges ut og treffe passasjerene på innsiden. Basert på de patologiske funnene er det nærliggende å tro at denne typen mikrofragmenter kan ha truffet passasjerer som befant seg nærmest der fragmentene penetrerte flyskroget. Grunnet den lave vekten til partiklene vil de kun bevege seg en kort distanse, så det er i praksis kun passasjerer nær anslagsstedet som kan få en slik skade.

“Powder tattoo marks are produced by the impact of powder grains on the skin. They are not “powder burns”, but rather are punctate abrasions. Similar markings can be produced by noncombustible particles such as poly-ethylene granules.

The term “powder burns” should never be used because unquestionably and exclusively due to powder grains. If the marks are due one does not know to what phenomenon the term is being applied. Some individuals use the term “powder burns” to signify powder tattooing, whereas others use it to signify searing and blackening of the skin due to the hot gases that occur from combustion of the propellant.

The term “powder burns” dates back to the black powder era, when burning grains of black powder emerging from the muzzle, were deposited on the skin and clothing, where they smoldered, apparently producing actual burns on the skin. Black powder grains could also penetrate into the dermis and produce literal tattooing. The burning grains of black powder were capable of setting clothing on fire, a characteristic not possessed by smokeless powder.

Some authorities use the term “stippling” synonymously with “powder tattooing.” The author prefers to use the term “stippling” in a more generic manner to indicate punctate abrasions of the skin, which while they may be due to powder, may also be due to other materials, e.g., shotgun filler, fragments of intermediary targets. In other words “powder

tattooing” is just one form of stippling with the term “powder tattooing” used to refer to stippling to material other than powder or if one is not certain of their origin, then, one uses the term “stippling.”

The punctate abrasions of powder tattooing cannot be wiped away. Powder tattoo marks usually heal completely if the individual survives. This is logical, as the injuries are generally confined to the superficial layers of the epidermis.”

(Di Maio, 1999, kapittel 4: Stippling)

Malaysia Airlines Flight MH17

I 2014 ble en Boeing 777 fra Malaysia Airlines (MH17) skutt ned over Ukraina. Det er enkelte funn fra MH17 som er sammenfallende med de uforklarlige funnene gjort etter Partnair-ulykken. I motsetning til Partnair-ulykken kjenner man årsaken til disse funnene, og det kan derfor være til hjelp med å forstå hva som kan ha skjedd med Partnair-flyet.

Etter begge ulykkene er det funnet sporstoff av RDX, hull etter fragmenter som har gått gjennom flyet, soting etter høy kortvarig oppvarming og smeltet metall. Begge flyene brakk i to.

Smeltet metall

Når et stridshode eksploderer, blir fragmenter sendt ut med flere ganger lydens hastighet. Ved sammenstøt med flyskroget går store energimengder over fra bevegelsesenergi til varmeenergi. Denne varmen var høy nok til å smelte metaller og andre materialer i flyet.

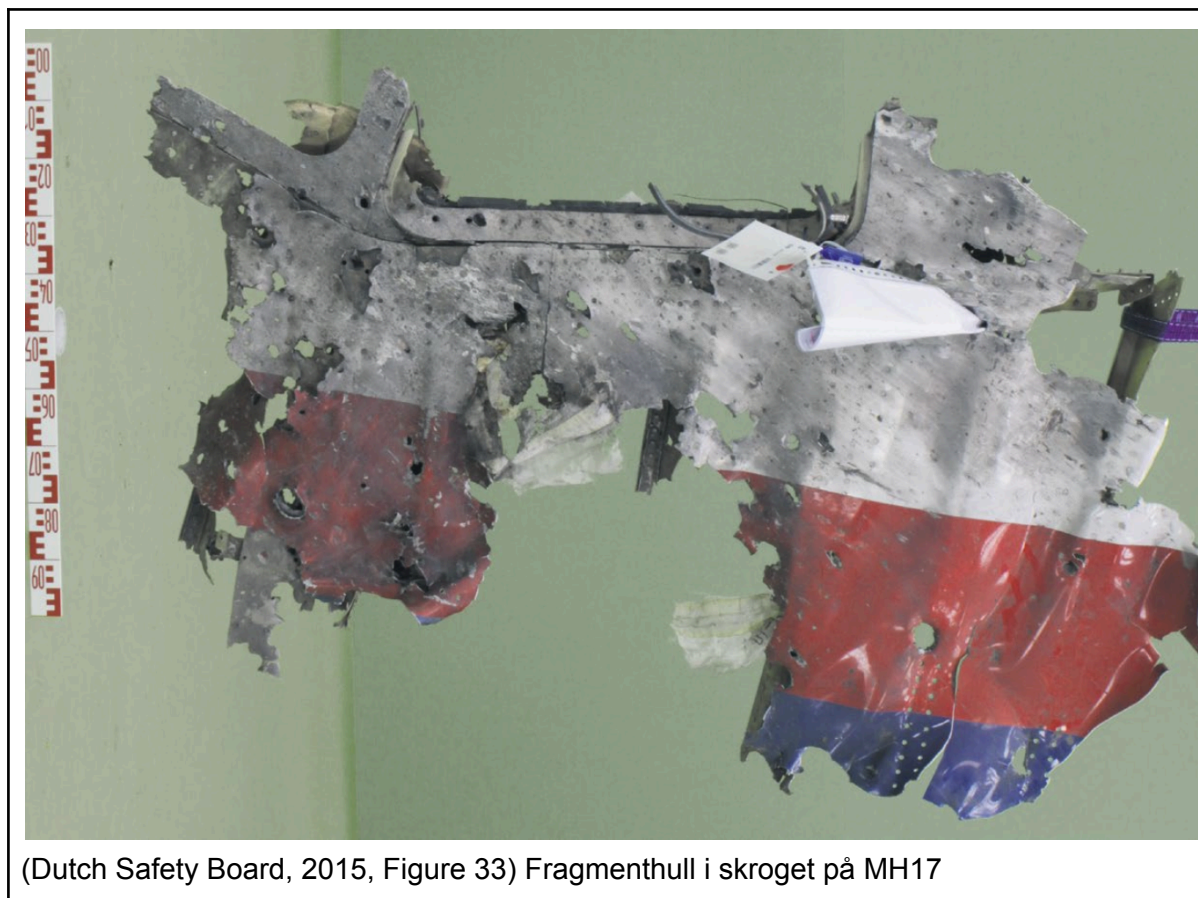
«The investigation concluded that these fragments impacted the aeroplane at a very high velocity, thereby deforming the object at the side of the impact. The consequential frictional heat melted the aeroplanes materials (glass, aluminum etc.) and a thin layer of solidified aeroplane material was deposited to the heavily deformed side of the object.» (Dutch Safety Board, 2015, side 91)

RDX

«Approximately 30 of the 126 swab samples showed traces of mainly two different explosives; the nitroamine RDX and trinitrotoluene (TNT). A few of the 30 samples showed traces of PETN. On the tested missile parts traces of RDX was found.» (Dutch Safety Board, 2015, side 93)

Fragmenthull

En rekke avlange fragmenthull var synlig i skrogplatene.



(Dutch Safety Board, 2015, Figure 33) Fragmenthull i skroget på MH17

Soting

«The floor part left of and below the captain's seat was recovered. This part of the floor was punctured extensively and was also covered in soot and showed signs of heat damage.»
(Dutch Safety Board, 2015, side 65)

Oppbryting i luften

«The cockpit and the front fuselage separated at approximately STA888 from the centre fuselage. Fractures in the cockpit and the forward fuselage were examined because these fractures indicate the start of the break-up.

Multiple perforations were present in the cockpit region (i.e. forward of STA236.5). The left hand side of the cockpit was fractured into small pieces. Therefore, the perforations had probably acted as a crack initiation sites. Due to the presence of these perforations, the fractures in the cockpit region could not be analysed.» (Dutch Safety Board, 2015, side 150)

Propellene

Partnair-flyets propeller forteller en viktig historie. Når et fly går inn i et stup, slik Flight Data Recorder viste at Partnair-flyet gjorde, vil pilotene garantert trekke motorkraften helt tilbake. For enkelte flytyper kan man lese av pitchen på propellene og si noe om hvilken motorsetting som var gjeldende da havariet skjedde. Havarikommisjonen evaluerte avlest pitch på propellene og tolket bladvinkelen:

«En bladvinkel på 40° er i øvre del av "pitch"-området for operasjon med motorsetting for marsjfart og med en indikert flygefart på ca 200 KT.» (Havarirapporten, 1993, side 68)

Dette er en feilaktig konklusjon. Propellpitch ble styrt helt automatisk av et mekanisk system som sørget for at propellene roterte med 1020 RPM. Uten å vite hvilken powersetting motorene hadde, vil man ikke kunne utlede hastigheten til flyet ved å tolke bladvinkelen. Flyet fløy ukontrollert, og høyre propell «windmillet» da den traff vannet. Med tanke på at det var en mekanisk mekanisme som styrte propellvinkelen basert på sentrifugalkraft, vil systemet ha styrt pitch helt ned til anslaget mot vann uavhengig av pilotenes input.

Høyre propell windmillet da den traff vannet, men venstre propell falt av i luften i relativt lav høyde. Venstre propell ble funnet ca. 250 meter unna venstre motor. Det er i praksis kun to ting som kan gjøre at propellen faller av:

1. At gearboksen havarerer og akslingen låser seg mens propellen fortsetter å rotere
2. At propellen blir truffet av noe og deformeres slik at den river seg løs grunnet asymmetrisk form

Høyre motor

«From the visual examination of the L/H power turbine assembly it was found most likely that the FWD shaft end of the rotor had suffered a serious torque overload before the final (water) impact of the engine.

The estimate of the torsional moment required for twisting the shaft permanently fully supports this assumption. The torque values brought to light are far above what can be produced at a water impact when the energy of rotation at this moment is found to be at – or rather close to – zero (referring to rotor blade deformations).» (Veritec, 1990, 90-3015, side 15)

«From the general follow-up work of the main engine dismantling and the specific examinations carried out, it can be concluded that the L/H engine has been brought to a complete stop before the sequence of major impact occurred.

The R/H engine, however, has still possessed some rotational energy when being impacted, but the level of this energy has been far below the one corresponding to an ordinary service operation. The R/H engine has rotated at least one and a quarter of a turn after the sequence of major impact, suffering serious rotor blade and vane segment deformations and fractures.» (Veritec, 1990, 90-3015, side 16)

Venstre motor

«Before – or when – the L/H engine was brought to a complete stop the P.T. rotor suffered a serious torque overload which led to a permanent deformation (twisting) of the FWD end spline coupling. The torsional moment necessary to cause this deformation is – based on hardness measurement results – estimated to be at the level of 8000 – 10000 Nm. These values are found far above what could be obtained at impact when the appearance of the P.T. rotor blades is taken into account. Only some mechanical obstruction when the rotor was still above a certain level of rotational energy can have caused the observed twisting of the shaft.

It has been established that the mechanical obstruction mentioned has not occurred within the power section or the compressor section of the engine, (bearings and bearing surfaces O.K., all internal damages found to be of a secondary nature, etc.). This indicates that the main cause of the mechanical obstruction could be either some gear transmission failure, or an external strike towards the propeller unit.» (Veritec, 1990, 90-3015, side 16)

Høyre propell

«All evidence indicates this propeller was operating normally up to the moment of impact and no evidence has been found that could have caused this accident. The blade angles at impact correlate very close to each other and are in the upper cruise range.

All evidence indicates this propeller, gearbox and engine were all intact at the moment of impact because (1) the propeller, gearbox and engine were found in close proximity to each other, ie, within an area of 30 meters square (see attachment "B") and in close proximity to the #1 engine (within 67 meters – see attachment "B"), (2) the two blades that separated from the Hub were also found within the same 30 meter square area, (3) the fractured surfaces of the two detached blades which were microscopically examined by Det Norske Veritas of Hovik, Norway showed a single cycle overload fracture, with no evidence of fatigue. This indicates that the blades separated from the Hub due to a massive impact force. Had this impact force occur during flight, the blades would have been severely distorted and/or accrued multiple fractures along their lengths. As neither of these conditions occurred, as seen by attached photos of blades serial numbers B10641 and B11042, the only possible answer is the blades fractured from the Hub at impact with the water and (4) the separation break of the gearbox from the engine was totally different from engine/gearbox separations that occur during flight.» (Hamilton Standard, 1990, side 5)



Høyre propell



Blad fra høyre propell

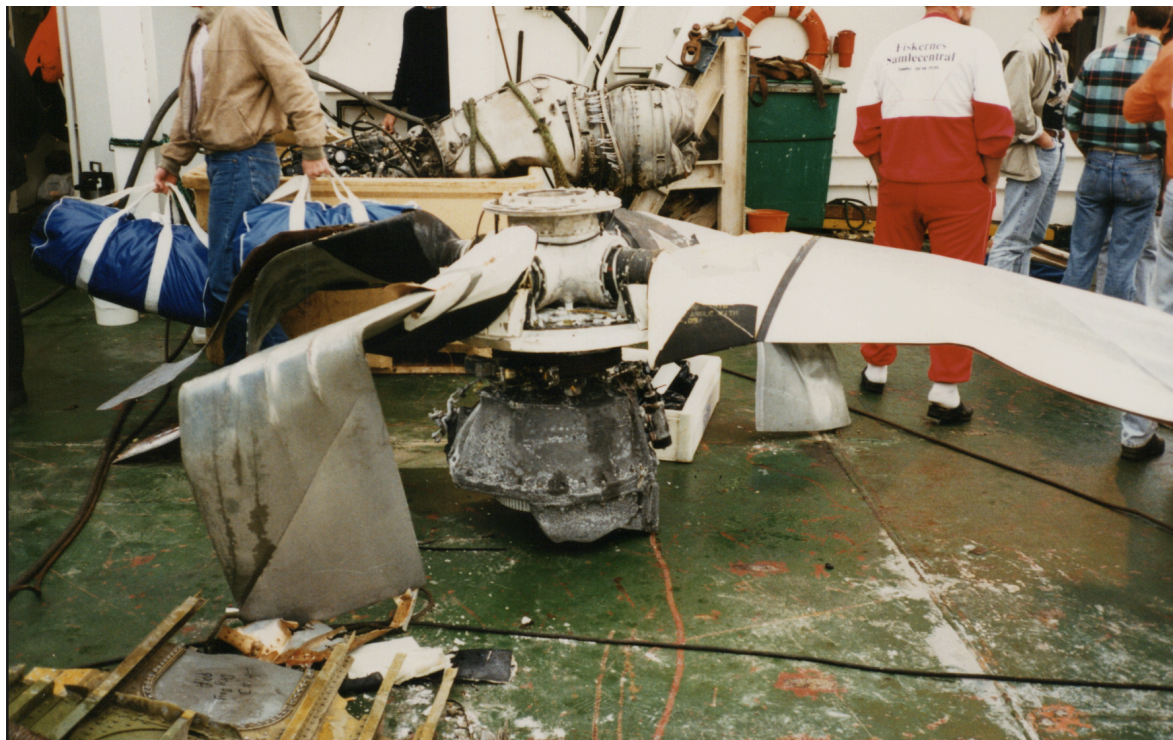
Venstre propell

«The L/H propeller was found on the seabed and brought on deck September 26th. All the four blades of this propeller were found present and properly connected to the center hub.» (Veritec, 1990, 89-3506, side 2)

«It should be noted that no prominent scratches or indentation marks were observed when examining the steel section of the blades, neither on the leading edge nor at the trailing edge region.» (Veritec, 1990, 89-3506, side 4)

«All evidence indicates this propeller was operating normally up to the moment of impact and no evidence has been found that could have caused this accident. The blade angles at impact correlate reasonably close to each other although they have a wider variation than those of #2 propeller. However, this is not unusual as parts, associated with the measurements for calculating the blade angle, may have distorted from the impact of the crash. The impact blade angles calculated are in the upper cruise range with two blades slightly higher.

All evidence indicates this propeller, gearbox and engine were all intact at the moment of impact because (1) propeller/gearbox were in close proximity to the engine (275 meters apart – see attachment "B") as found on the floor of the sea, (2) the separation break of the gearbox from the engine was totally different from gearbox/engine separations that occur during flight and (3) propeller/gearbox engine were found in the general location of much of the aircraft. For these reasons, propeller/gearbox separation could not have occurred during flight.» (Hamilton Standard, 1990, side 5)



Venstre propell

«Since the left propeller ripped out of the left engine and trajectoried some 200 to 300 meters from initial impact to the south-east it is probable the left propeller was rotating at high RPM to produce the required energy for this trajectory.» (Accident Investigation & Research, 1992, side 11)

Drøfting av propellene

Veritec, Hamilton Standard og AIR har hver kommet med hypoteser som er delvis motstridende.

Veritec har fastslått at venstre motor stod stille ved sammenstøtet, og at propellen derfor må ha vært separert fra motoren før anslaget mot vann. Propellen var ikke kantstilt, noe som hadde vært et krav dersom den skulle kunne stå stille i luften. Med en bladvinkel som ikke er 90 grader ville propellen blitt drevet rundt av luften, og venstre propell og motor ville fått samme typer skader som høyre motor og propell.

Hamilton Standard hadde tilsynelatende et fokus på om propellen kunne ha forårsaket ulykken, og de konkluderte med at den ikke kunne det. De konkluderte også med at venstre propell ikke hadde falt av i luften, men det er nærliggende å tro at de fokuserte på dette som utløsende årsak – ikke om propellen falt av som en del av havarisekvensen. Når høyre propell var noen få meter unna motoren, mens venstre propell var 275 meter unna, konkluderer de med at propellen må ha vært på flyet da den traff vannet. Dette stemmer ikke med de tekniske funnene til Veritec, som beviser at venstre motoraksling ikke roterte ved sammenstøtet.

AIR refererer i sin rapport til flere Veritec-rapporter, men ikke til Veritec-rapportene om motor og propeller (89-3506 og 90-3015). Deres konklusjon er at motoren gikk med full kraft da sammenstøtet med vann skjedde, for at propellen skulle ha nok kraft til å bli sendt 275 meter videre. Denne konklusjonen er direkte motstridende med fysiske funn i motoren.

Basert på rapportene til Veritec og Hamilton virker det klart vedrørende venstre motor og propell:

1. Propellen løsnet før flyet traff vannet
2. Gearboksen havarte ikke
3. Det er ikke spor etter at propellen er truffet av noe

Propellbladene er bøyd bakover, men dette samsvarer ikke med sammenstøt mot vannet. Propellen, etter å ha revet seg løs fra motoren, vil falle med den tyngste delen ned: restene av gearboksen. Propellen har ikke vridningsskader som indikerer at den roterte med høy hastighet, slik som høyre propell hadde. Det virker usannsynlig at propellen kan ha truffet vannet og bøyd bladene bakover.

Veritec konkluderte også med at det ikke er noen skraper eller hakk i selve propellbladene, noe man ville forvente å se dersom propellen ble truffet av et fysisk objekt. At gearboksen skulle havare når propellene bare windmillet og motoren ikke tilførte noe kraft, er svært lite sannsynlig.

Man kan se for seg et scenario der venstre propell ble truffet av vrakdelar da nese-partiet av flyet ble separert fra resten av kroppen, men det er en logisk brist ettersom flyet brakk i to fra venstre mot høyre.

En alternativ hypotese er at propellbladene ble bøyd bakover av en sjokkbølge fra en eksplosjon, og at dette skapte asymmetriske rotasjonskrefter som umiddelbart gjorde at propellen ble separert fra motoren. Propellen falt så fritt med gearboksen/baksiden først og fikk minimalt med ytterligere skader i sammenstøtet med vannet.

Avsluttende betraktninger

Hypoteser

Ockhams barberkniv

Ockhams barberkniv er et prinsipp som sier at den enkleste forklaringen – den som krever færrest antakelser – som regel er den riktige. Sammenlikner man havarikommisjonens årsakshypotese om «falske deler» med en hypotese om at en sjokkbølge fra en F-16-nærpassering forårsaket havariet, er det den sistnevnte som bygger på langt færre premisser.

Havarikommisjonen har valgt å snevre inn fokusområdet og begrense analysen til kun et lite utsnitt av hendelsesforløpet. Ved å anse store deler av forløpet som «normalt» ignorerte havarikommisjonen essensiell informasjon som svekker hypotesen om at havariet skyldtes falske deler. Til tross for at havarikommisjonen har hoppet over en stor del av hendelsesforløpet, klarte de ikke å fremsette en enkel årsakshypotese. Rundt 10 sider i rapporten er viet til detaljerte beskrivelser av hvordan skadene må ha oppstått.

Hovedpremisset for hypotesen om falske deler er at vibrasjoner har bygget seg opp over tid, fra null vibrasjon til katastrofale svingninger i rorene. Til tross for at piloten vil kjenne selv små vibrasjoner i kontrollene i de deler av flygningen som skjer uten autopilot, mener havarikommisjonen at det var først rundt ett minutt før havariet at pilotene oppdaget at noe var galt. På dette stadiet var det trolig for sent til å redde flyet, ettersom skadene hadde utviklet seg for langt.

Gradvis økende vibrasjoner i halen, som forplanter seg gjennom kontrollorganene i flyet, vil kunne oppdages av pilotene. En løs APU i halen, som «banker» mot skroget eller skaper unormale vibrasjoner, vil kunne høres og kjennes av mannskapet i kabinen – og trolig også av pilotene.

Hypotesen om at nødsituasjonen kom så brått på at mannskapet ikke visste hva som skjedde, virker helt usannsynlig.

Et enklere hendelsesforløp

Hendelsesforløpet kan i langt større grad forklares med en enklere hypotese:

Etter «top of climb» møter LN-PAA en F-16 i samme høyde. En liten prikk på horisonten vokser seg litt og litt større, men er tilnærmet umulig å se uten radar. F-16-piloten har trolig nettopp passert ett av de to motgående Viper-flyene (Viper 20 og 71), og antar at Partnair-flyet som kommer mot er det siste av jagerflyene. I virkeligheten har begge Viper-flyene allerede passert. F-16-piloten initierer en «merge» – en standard manøver der man passerer motgående fly og begynner en sving for å komme inn bak det andre flyet. AWACS-videoen bekrefter at F-16 svinger til venstre etter passeringen, noe som er konsistent med starten på en slik manøver. F-16-piloten fullførte ikke en komplett merge med påfølgende luftkamp, men fortsatte videre mot Rygge etter svingen.

En merge mot et saktegående propellfly, i stedet for et raskt jagerfly, kan medføre at F-16-piloten feilberegner avstanden og passerer mye tettere bak Partnair-flyet enn tilsiktet. Når F-16 svinger bak Partnair-flyet, vil overlydssjokkbølgen treffe Partnair-flyets haleror fra nesten 90 graders vinkel fra siden – den vinkelen som gir størst mulig treffoverflate og dermed størst mulig skadepotensial.

Med 500 meter per sekund passerer flyene hverandre – så fort at mannskapet på LN-PAA ikke har sjans til å se F-16-flyet, men de hører brakket fra overlydssjokkbølgen som treffer flyets skrog. Flyet har til nå fungert normalt, men nå mister det tilsynelatende hastighet og begynner å fly ukoordinert. Mannskapet gjør flere små reduksjoner i hastighet, trolig i forbindelse med at de feilsøker problemet. Skaden i sideroret forverres gradvis. Når mannskapet til slutt forstår at det er strukturelle skader på flyet, er det for sent. Flyet ruller og går umiddelbart inn i et stup. Farten øker raskt slik at flutter oppstår.

Uten at mannskapet klarer å gjenvinne kontroll over flyet, fortsetter stupet nedover og fluttersituasjonen forverres. Til slutt desintegrerer rorene og halepartiet, og det er ikke lenger noen mulighet for å gjenvinne kontroll. Flyet bunter og vingene brekker av. Flyet fortsetter en ukontrollert ferd nedover mot havoverflaten. Det påvirkes fortsatt av aerodynamiske krefter, men uten noen retningsstabilitet endrer det stadig retning og oppfører seg ikke lenger som et normalt fly. I tillegg til å fly uforutsigbart mister det stadig høyde og flyr nedover mot sjøen i et område hvor det befinner seg krigsskip som utvilsomt følger situasjonen på sine radarer og forsøker å forstå hva det uidentifiserte objektet er, og hvorvidt det utgjør en trussel.

Til ettertanke

I luftfarten blir ulykker og alvorlige hendelser gransket for å finne årsaken. Når årsaken er klar, kan regelverket forbedres. Dette har gitt en evolusjonær utvikling av lover og regler, og resultatet er at det stadig blir tryggere å fly. De tekniske sikkerhetssystemene har blitt stadig mer avanserte, og flere av dem har med årene blitt påbudt å bruke under flygning.

Hadde hendelsen skjedd i dag, ville Traffic Collision Avoidance System (TCAS) sørget for at både Partnair-pilotene og F-16-piloten hadde fått varsel når flyene var i ferd med å komme for nære hverandre. Dessverre var ikke flyene utstyrt med TCAS i 1989.

Regler hjelper ikke dersom de ikke følges av alle i luftfartsbransjen. Tryggheten er basert på mange lag med sikkerhet. Først når det er sammenfallende brudd i alle sikkerhetslagene går det galt. Ettersom flere lag med sikkerhet kan brytes samtidig med én enkelt handling, er det viktig at alle parter er svært nøye med å ikke bryte noen av reglene.

Granskingsprosessen

Granskingsprosessen til havarikommisjonen må være transparent, og konklusjonen etterprøvbart. For å kunne etterprøve konklusjonen må man ha innsikt i all dokumentasjon. Forbedret flysikkerhet oppnås i praksis kun dersom regelverket endres slik at tilsvarende ulykker blir forhindret.

Både havarikommisjonen og Forsvaret var involvert i granskingen av Partnair-ulykken. I dokumentaren «Partnair – Den glemte tragedien» fremkommer det at havarikommisjonen og Forsvaret er motvillige til å gi innsyn i sakens dokumenter eller være til hjelp med å etterprøve havarirapportens konklusjon. Argumentasjonen er at ulykken allerede er gransket og at havarirapporten «står på egne bein». (Wisting, 2023)

Det er lett å la seg imponere av rapportens lengde og de omfattende tekniske analysene. Det er likevel flere åpenbare og grunnleggende svakheter som kunne vært unngått dersom havarikommisjonen hadde benyttet vitenskapelige metoder på en korrekt måte. Nøyer man seg ikke med å skimlese rapporten, men også gransker medfølgende data, vil man se fundamentale feil. Når konklusjonen er bygget på en rekke premisser og hypoteser, faller det hele som et korthus når de grunnleggende premissene er falske.

Skal man bruke en stol som analogi, kan det neppe sies at den står stødig på egne bein. Konklusjonen om at havariet ikke skyldtes noen ytre påvirkning, men lydløse, ikke-følbare vibrasjoner som ikke påvirket flyets instrumenter, men som rev i stykker flyets halekonstruksjon før pilotene rakk å følge ryggmargsrefleksen om å redusere motorkraft – virker ekstremt usannsynlig. Med denne konklusjonen er havarirapporten i beste fall en vaklende stol som på mirakuløst vis fortsatt holder seg oppreist på sitt eneste bein.

Det er bekymringsfullt når et granskingsorgan, som skal hjelpe til å forbedre flysikkerheten, ukritisk baserer seg på informasjon og bistand fra en aktør som var involvert i forløpet til ulykken.

Ansvar

Selv om det er mulig å sannsynliggjøre hva som kan ha vært den utløsende faktoren for havariet, er det viktig å forstå at det var en lang rekke sammenfallende tilfældigheter som resulterte i det fatale hendelsesforløpet. Å rette søkelyset mot én enkelt person eller aktør alene er ikke konstruktivt. Ingen har bevisst gjort noe for å utsette andre for fare – hverken pilot, flyselskap, lufttrafikkjenesten eller Luftfartstilsynet. Noen ganger medfører tilfældigheter at noe går ekstremt galt. Slik var det med Partnair-havariet.

Det føles kanskje best å utpeke en syndebukk for ulykken, men når mange faktorer har innvirket blir det feil å peke på kun én ting. Hvis man i det hele tatt skal peke på noe, må det være utredningsprosessen som selv etter en hel generasjon fortsatt ikke er spesielt gjennomskikkelig.

Luftfarten er tryggere nå enn i 1989, både som følge av Partnair-ulykken og mange andre flyulykker. Utviklingen i det sivile regelverket er åpent for alle å se, men Forsvaret er langt mindre transparente. Forhåpentligvis endrer også Forsvaret sine interne regler og prosedyrer i etterkant av en ulykke eller alvorlig hendelse.

Hva om

Hadde det ikke vært fokus på motorproblemer i forkant av turen til Hamburg, eller hadde ikke avgangen blitt forsinket, eller hadde ikke Viper 20 og Viper 71 fløyet samme rute noen få minutter før Partnair-flyet – så hadde nok LN-PAA landet trygt i Hamburg på fredag ettermiddag 8. september.

Selv med en skade på sideroret kunne det gått bra dersom mannskapet på LN-PAA raskt forstod at det var en strukturell skade på flyet. Da ville de umiddelbart trukket throttle tilbake til tomgang, redusert hastigheten, startet en nedstigning, og satt kursen mot nærmeste flyplass. De ville deretter sendt en mayday-melding på radioen og tastet inn nødkoden 7700 på transponderen.

Dette ville umiddelbart gitt dem lufttrafikktenestens fulle oppmerksomhet, og på alle radarskjermene ville det lyst opp at LN-PAA var i en nødsituasjon. Lufttrafikktenesten ville ryddet unna annen trafikk i luften og stoppet alle bevegelser på flyplassen i påvente av en nødlanding. Mannskapet på LN-PAA ville kontinuerlig fått flygeledernes bistand til å navigere seg frem til flyplassen, og fått klarering til å lande på alle tilgjengelige rullebaner for å gi mannskapet størst mulig handlingsrom.

Mens flyet fortsatt var i luften, ville ambulanser fra hele distriktet bli dirigert mot flyplassen for å være i katastrofeberedskap. Alt av tilgjengelig redningsmannskap og kjøretøy ville stått i posisjon ved rullebanen, klare til å være fremme ved flyet sekunder etter at det hadde stoppet opp.

Alle disse prosedyrene har blitt utarbeidet gjennom flere tiår, etter at man har funnet årsakene til de fatale flyulykkene. Mange passasjerer er totalt uvitende om hvor heldige de er når prosedyrene forhindrer en alvorlig ulykke. De som var i luften over Skagerrak på ulykkesdagen var dessverre ikke like heldige.

Tilbake står hundrevis av familiemedlemmer, venner og kollegaer. Mange er fortsatt preget av ulykken og har behov for mer åpenhet om hva som skjedde.

Referanser

- Accident Investigation & Research. (1992, 03 10). Consultant Report to the Accident Investigation Board of Norway.
https://onderzoeksraad.nl/wp-content/uploads/2023/11/debcd724fe7breport_mh17_crash.pdf
- Air-Clips. (2020, April 17). *BREATHTAKING! One of World's LAST Pax Convair 580 ULTIMATE COCKPIT MOVIE, Snow Storm Ops [AirClips]*. YouTube. Retrieved December 8, 2023, from <https://www.youtube.com/watch?v=E7Q9NFpD0-I>
- Barvik, S. (1990, 2 7). *Radar-informasjon*.
- Barvik, S. (1992, 8 19). *Oversendelse av kart, LN-PAA* [Radardata med forklaringer].
- Bjørkås, A. (1989, 9 27). *Concerning Convair LN-PAA Disaster 8. September 1989* [Letter from Kripos to RARDE].
- Brev om lydbåndkopi. (1989, 09 22). In *Lydbåndkopi*. Luftfartsverket.
- Civil Air Regulations Part 4b*. (1953, 12 31).
- Convair CV-240 family*. (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 11, 2023, from https://en.wikipedia.org/wiki/Convair_CV-240_family
- Di Maio, V. J.M. (1999). *Gunshot Wounds: Practical Aspects of Firearms, Ballistics, and Forensic Techniques* (Second ed.). CRC-Press.
- Dutch Safety Board. (2015, 10). *Crash of Malaysia Airlines flight MH17*.
- Forssberg, O. (1989, 10 11). *Havari med norskt Metropolitanflygplan den 8 september 1989*.
- General Dynamics. (1991, 6 4). *Aerodynamic Effect of Failed Vertical Stabilizer Shroud Panels*.
- General Dynamics F-16 Fighting Falcon*. (n.d.). Wikipedia. Retrieved January 9, 2024, from https://en.wikipedia.org/wiki/General_Dynamics_F-16_Fighting_Falcon
- Gunnvall, G. (1992, 1 12). *Meddelande*.

Hamilton Standard. (1990, 3 9). *Accident Investigation Report of Aeroproducts A6441FN-606A Propellers On A Convair 580 That Crashed Into Skagerrak Strait (North Sea) Near The Coast Of Denmark On September 8, 1989.*

Havarirapporten [Rapport om luftfartsulykke i Skagerrak, nord for Hirtshals 8. september 1989 med Convair 340/580 LN-PAA]. (1993, 02). Havarikommisjonen for Sivil Luftfart.

Inverse-square law. (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 11, 2023, from https://en.wikipedia.org/wiki/Inverse-square_law

Lind, I. A. (1999). Analyse av några omständigheter kring flygning PAR 394 den 8 sept 1989.

NASA. (1995, 09). *Preliminary Airborne Measurements for the SR-71 Sonic Boom Propagation Experiment* [https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19960002619/downloads/19960002619.pdf].

National Aerospace Laboratory. (2003, 9 25). Expert opinion on aircraft accident. *Expert opinion on aircraft accident.*

Neråsen, B. (1989, 9 13). *Datautskrifter i forbindelse med Partnairs havari 8 september 1989.*

Neråsen, B. (1989, 9 19). *TILLEGSDATA VEDRØRENDE PARTNAIRS HAVARI 9 SEPTEMBER 1989.*

Neråsen, B. (1989, 9 27). *AD PARTNAIRS FLYULYKKE 9 SEP 89 OPPSLAG I VERDENS GANG OM F-16 PÅ KRYSSSENDE KURS.*

Nielsen, R. (1989, 9 13). *Vedr: Havari 16 NM nord for Sindal flyveplads d. 8-9 1989.*

Norwegian 5007. (1989, 9 28). Rapport angående forbipassering av den forulykkede Partnair maskinen i Skagerrak 8/9-89 - Callsign F-16 Norwegian 5007.

Ockhams barberkniv – Wikipedia. (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 11, 2023, from https://no.wikipedia.org/wiki/Ockhams_barberkniv

Oslo Control. (1989, 9 8). Utskrift av lydbånd Havari PAR 394 / frekvens 129.05.

Partnair AWACS. (n.d.). Youtube. Retrieved January 22, 2024, from <https://youtu.be/ZSUsh-IOZwc>

Partnair-ulykken. (2024, January 24). Forsvaret. Retrieved June 19, 2026, from <https://www.forsvaret.no/aktuelt-og-presse/aktuelt/fakta-om-saken/partnair>

Pilot's Handbook Convair 580. (1977). Allegheny Airlines.

Pran, J. P. (1993, 1 7). *Telefax til Gunno Gunnvall*.

RARDE. (1990, 8). *Report On The Examination Of Items Recovered Following The Loss Of Partnair Convair 580 Aircraft, Skagerrak, Denmark 8th September 1989 (Part 1)*. Royal Armament Research and Development Establishment.

RARDE. (1991, 4). *Report On The Examination Of Items Recovered Following The Loss Of Partnair Convair 580 Aircraft, Skagerrak, Denmark 8th September 1989 (Part 2)*. Royal Armament Research and Development Establishment.

Retsmedicinsk Institut. (1989, 10 17). *Resume og konklusjon av obduktionsfundene vedrørende 48 omkomne*. Retsmedicinsk Institut.

Secondary surveillance radar. (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 17, 2023, from https://en.wikipedia.org/wiki/Secondary_surveillance_radar

Shaw, R. L. (1985). *Fighter Combat: Tactics and Maneuvering*. Naval Institute Press. <https://falcon.blu3wolf.com/Docs/Fighter%20Combat-Tactics%20and%20Maneuvering.pdf>

Shock wave. (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 11, 2023, from https://en.wikipedia.org/wiki/Shock_wave

Sonic boom. (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 11, 2023, from https://en.wikipedia.org/wiki/Sonic_boom

The Speed Of Sound - Mach 1 - Supersonic. (n.d.). Military Airshows. Retrieved January 14, 2024, from <https://www.military-airshows.co.uk/speedofsound.htm>

Svartdal, F. (2021, 7 9). *Gruppepolarisering*. Store Norske Leksikon. Retrieved 6 15, 2026, from <https://snl.no/gruppepolarisering>

Transponder (aeronautics). (n.d.). Wikipedia. Retrieved December 17, 2023, from [https://en.wikipedia.org/wiki/Transponder_\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Transponder_(aeronautics))

Transportation Safety Board of Canada. (1997, March 18). Aviation Investigation Report A97O0043 - Transportation Safety Board of Canada. Retrieved January 18, 2024, from <https://www.tsb-bst.gc.ca/eng/rapports-reports/aviation/1997/a97o0043/a97o0043.html>

Utility Flight Handbook YC-131C. (1955). United States Air Force.

Veritec. (1990, 2 2). *Examination Of Propellers From The Wrecked Aircraft Convair C 580, Reg. LN-PAA* (Vol. 89-3506).

Veritec. (1990, 3 7). *Examination Of Main Engines From The Wrecked Aircraft Convair C 580, Reg. LN-PAA* (Vol. 90-3015).

VikingWings Part 1. (2020, November 20). *NOLINOR AVIATION CV-580 | PART 1 | COCKPIT VIDEO | FLIGHTDECK ACTION | CANADA AVIATION*. YouTube. Retrieved December 7, 2023, from <https://www.youtube.com/watch?v=Y8lymmH1ckY>

VikingWings Part 2. (2020, November 27). *NOLINOR AVIATION CV-580 | PART 2 | COCKPIT VIDEO | FLIGHTDECK ACTION*. YouTube. Retrieved December 8, 2023, from https://www.youtube.com/watch?v=eEU_d6Q4HpE

Windsland, K. (1990, 1 29). *Analyse av isolasjonsmateriale* [Rapport vedrørende analyse av misfarget aluminiumsoverflate].

Wisting, A. (Executive Producer). (2023). *Partnair - Den glemte tragedien* [TV series]. Tellus Works. <https://viaplay.no/serier/partnair-den-glemte-tragedien>