

SL RAP.: 20/2004

**RAPPORT ETTER ALVORLIG LUFTFARTSHENDELSE VED
OSLO LUFTHAVN GARDERMOEN 9. FEBRUAR 2003 MED
BOEING 737-36N, LN-KKL, OPERERT AV
NORWEGIAN AIR SHUTTLE**

AVGITT
JUNI 2004

HAVARIKOMMISJONEN FOR SIVIL LUFTFART OG JERNBANE
POSTBOKS 213
2001 LILLESTRØM

<http://www.aaib-n.org>

1.	FAKTISKE OPPLYSNINGER	5
1.1	Hendelsesforløpet	5
1.2	Personskade	7
1.3	Skade på luftfartøyet	8
1.4	Andre skader	8
1.5	Personellinformasjon	8
1.5.1	Fartøysjefen	8
1.5.2	Styrmannen	8
1.5.3	Flygeleder i Gardermoen kontrolltårn	9
1.6	Luftfartøyet	9
1.6.1	Generelt	9
1.6.2	Cockpitinstrumentering/varselflagg	9
1.6.3	Ground Proximity Warning System (GPWS)	10
1.6.4	Auto-Throttle	12
1.7	Været	12
1.8	Navigasjonshjelpemidler	12
1.8.1	Instrumentlandingssystemet på rullebane 19L	12
1.8.2	Ytterligere navigasjonshjelpemidler ved flyplassen	15
1.9	Samband	15
1.9.1	Samband med innflygingskontrollen (Oslo Approach)	15
1.9.2	Samband med kontrolltårnet på Gardermoen	15
1.10	Flyplasser og hjelpemidler	15
1.11	Flygeregistratorer	15
1.11.1	Cockpit Voice Recorder (CVR)	15
1.11.2	Flight Data Recorder (FDR)	16
1.12	Havaristedet og flyvraket	16
1.13	Medisinske og patologiske forhold	16
1.14	Brann	16
1.15	Overlevelsesaspekter	16
1.16	Spesielle undersøkelser	17
1.16.1	Avionikkanalyse	17
1.17	Organisasjoner og ledelse	19
1.17.1	Norwegian Air Shuttle	19
1.17.2	Oslo lufthavn AS	19
1.17.3	Lufttrafiktjenesten	20
1.18	Andre opplysninger	21
1.18.1	Instrumentlanding på rullebane 19L	21
1.19	Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder	22
2.	ANALYSE	22
2.1	Generelt	22
2.2	Teknologi	22
2.2.1	ILS-anlegget	22
2.2.2	Avionikk	23

2.3	<i>Besetningens handlemåte</i>	24
2.3.1	Forståelse av situasjonen	24
2.3.2	Valg av G/A-modus	25
2.4	<i>Lufttrafikkjenesten</i>	26
2.4.1	Overføring av kontrollansvar	26
2.4.2	Presentasjon av radarinformasjon	27
3.	KONKLUSJON	27
3.1	<i>Undersøkelseresultater</i>	27
3.1.1	Fartøysjefen	27
3.1.2	Styrmannen	27
3.1.3	Flyet	28
3.1.4	Flyets bevegelse i vertikalplanet	28
3.1.5	GPWS	28
3.1.6	FDR	29
3.1.7	ILS-anlegget på rullebane 19L	29
3.1.8	VHF-samband	29
3.1.9	Overføring av kontrollansvaret mellom innflygingskontroll og tårnkontroll	29
3.2	<i>Signifikante undersøkelseresultater</i>	30
4.	SIKKERHETSTILRÅDINGER	30
4.1	<i>Sikkerhetstilrådinger fremmet i april 2003</i>	30
4.1.1	Oppfølging fra Luftfartstilsynet	30
4.1.2	Oppfølging fra Norwegian Air Shuttle	31
4.2	<i>Sikkerhetstilrådninger som fremmes ved avgivelse av rapport</i>	31
5.	REFERANSER	31
6.	BILAG	32

RAPPORT OM ALVORLIG LUFTFARTSHENDELSE OSLO LUFTHAVN GARDERMOEN 9. FEBRUAR 2003 MED BOEING 737-36N, LN-KKL, OPERERT AV NORWEGIAN AIR SHUTTLE

Typebetegnelse: Boeing 737-36N

Registrering: LN-KKL

Eier: LIFT VG Brazil LLC
c/o Wilmington Trust Company
Wilmington, Delaware, USA

Bruker: Norwegian Air Shuttle AS
Fornebu

Besetning: 2 flygere og 3 kabinbesetningsmedlemmer

Passasjerer: 45

Hendelsessted: Oslo lufthavn Gardermoen (ENGM)
Final approach, rullebane 19L

Hendelsestidspunkt: Søndag 9. februar 2003, kl. 1443

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

MELDING OM HENDELSEN

Havarikommisjonen for sivil luftfart og jernbane (HSLB) mottok foreløpig melding om hendelsen fra lufttrafikkjentesten ved Oslo Lufthavn AS (OSL) kl. 1540 samme dag den inntraff. Ti dager senere mottok kommisjonen skriftlige rapporter fra OSL og fartøysjefen på LN-KKL. På bakgrunn av dette, samt et møte med representanter fra OSL og Norwegian Air Shuttle besluttet HSLB å gjennomføre undersøkelse av hendelsen.

SAMMENDRAG

En B737-36N fra Norwegian Air Shuttle foretok en flyging fra Stavanger lufthavn Sola (ENZV) til Oslo lufthavn Gardermoen (ENGM). Under siste del av innflygingen, der flyet var etablert på både retningsfyrtårnet (LLZ) og glidebane (GP) på rullebane 19L, slo glidebanesenderen på bakken seg av fordi monitoreringssystemet målte "clearance"-signalet til å ligge utenfor de satte grenseverdiene. Umiddelbart etter glidebanebortfallet økte flyets gjennomsynksrate til 2 200 ft/min mens det ble fløyet manuelt ned mot LLZ-minima. Flyet kom betydelig lavere under innflygingen enn forutsatt

og var på det laveste punktet kun 460 ft over bakkenivå i avstand DME 4,8. På denne avstanden fra baneterskelen skulle flyet vært ca. 1 100 fot høyere. Innflygingen ble avbrutt og en ny innflyging og landing ble gjennomført uten problem. Besetningen oppfattet ikke flyets bevegelser under innflygingen som unormale.

Havarikommisjonens undersøkelse har primært vært rettet mot glidebanesenderens tekniske status, glidebanebortfallets betydning for informasjonen på cockpitinstrumenteringen, samt menneskelige faktorer i cockpit. Det er HSLBs oppfatning at hendelsens hovedårsak er knyttet til at besetningens mentale bilde av flyets bevegelse og posisjon under innflygingen ikke var korrekte.

Undersøkelsen har avdekket forhold knyttet til informasjonspresentasjon i cockpit som havarikommisjonen finner uheldig. Videre har ugunstige forhold knyttet til luftrafikktenesten og overføring av kontrollansvar mellom kontrollinstanser blitt påvist.

I tillegg til to umiddelbare tilrådinger som HSLB ga ca. to måneder etter hendelsen, har kommisjonen gitt ytterligere fire tilrådinger i denne saken. Disse finnes i kapittel 4.

Alle DME-avstander i rapporten er relatert til DME-senderen på Gardermoen med identifikasjon GME.

1. FAKTISKE OPPLYSNINGER

1.1 Hendelsesforløpet

- 1.1.1 Beskrivelsen av hendelsesforløpet er basert på en kombinasjon av det besetningen av forklart til havarikommisjonen og skriftlige rapporter fra Oslo lufthavn AS og Norwegian Air shuttle ASA. I tillegg er det benyttet data fra flygeregistrator (Flight Data Recorder), radardata, opptak av radiokorrespondanse samt havarikommisjonens egne undersøkelser.
- 1.1.2 LN-KKL, en Boeing 737-36N, fra Norwegian Air Shuttle (NAS) fløy rute NAX 541 fra Stavanger lufthavn Sola (ENZV) til Oslo lufthavn Gardermoen (ENGM) søndag 9. februar 2003. Flyet nærmet seg Gardermoen og ble kontrollert av Oslo innflygingskontroll (Oslo Approach - APP). Rullebane i bruk på Gardermoen var 19R. Flyet ble radarledet ca. 15 nautiske mil ut før det ble gitt klarering for "base leg". Flyet fikk deretter klarering til å gå ned til 4 000 ft. Innflyging og landing ble foretatt av styrmannen som "Pilot Flying" (PF) og fartøysjefen som "Pilot Non-flying" (PNF).
- 1.1.3 Like etter at klarering til 4 000 ft var gitt, fikk besetningen beskjed om at rullebane 19R på Gardermoen ble stengt på grunn av snøbrøyting (sweeping) og at landing i stedet skulle skje på rullebane 19L. Innflygingskontrollen radarledet flyet i posisjon for å gjøre en innflyging mot denne rullebanen. Endring av rullebane medførte også endring av go-around-høyde fra 4 000 ft på 19R, til 3 000 ft på 19L. Besetningen gjennomførte en rask briefing av ny "final approach".
- 1.1.4 Innflygingskontrollen planla landing for tre fly på 19L under snøbrøytingen på 19R. Widerøes rute 191 (WIF 191) lå først, deretter LN-KKL og til slutt Air France rute 2374 (AFR 2374).

- 1.1.5 Besetningen på LN-KKL fortsatte sin innflyging i henhold til klarering og prosedyrer for å gjøre en ILS-approach. Flyet ble fløyet med den ene autopiloten innkoblet. Først oppnådde man "localizer capture" og besetningen satte inn "runway heading" på Mode Control Panel. Deretter ble "glideslope capture" oppnådd og "go-around altitude" ble satt. Det siste skjedde på ca. DME 10. Flaps ble økt fra 10 til 15 ved DME 6,8 og indikert hastighet var ca. 170 kt.
- 1.1.6 Flyet ble overført til tårnfrekvensen (120,100 MHz) av innflygingskontrollen kl. 14:42:36. Fartøysjefen kvitterte umiddelbart for dette. Da var flyet mellom ni og ti nautiske mil fra baneterskel. Fra fartøysjefen kvitterte for frekvensskiftet til han meldte om avbrudt innflyging til kontrolltårnet, gikk det ett minutt og trettiseks sekunder. Bruk av TO/GA-button er registrert elleve sekunder etter dette oppkallet. Det var ikke noen kommunikasjon mellom flyet og tårnet i denne perioden. Besetningen hadde ikke sjekket inn på tårnfrekvensen, og kontrolltårnet hadde ikke forsøkt å kalle opp NAX 541.
- 1.1.7 Kl. 14:42:55, dvs. nitten sekunder etter at besetningen ble bedt om å skifte til tårnfrekvensen, slo glidebanesenderen på 19L seg automatisk av og alarmen gikk i kontrolltårnet. Dette ble, i følge fartøysjefen, registrert i cockpit på LN-KKL ved at glidebaneindikatoren beveget seg litt opp, deretter ned, for så å forsvinne helt. Flyets nese dippet litt ned. Samtidig koplet autopilot ut (14:43:27 FDR-tid). Både fartøysjefen og styrmannen hevder bestemt at det aldri ble vist varselflagg for glidebanefeil på Electronic Flight Information System (EFIS).
- 1.1.8 WIF 191, som lå foran NAX 541, ble umiddelbart informert fra kontrolltårnet om at glidebanen hadde falt ut. Besetningen i NAX 541 hørte ikke dette fordi de ennå ikke hadde skiftet frekvens, og fikk aldri tilsvarende informasjon som besetningen på Widerøes fly. Flygelederen i kontrolltårnet hadde ikke oppnådd radiokontakt med NAX 541 selv om overtakelse av kontrollansvar fra APP var akseptert. Det første kontrolltårnet hørte fra besetningen på NAX 541 var meldingen "We are going to make a go-around because we have no glide".
- 1.1.9 Fartøysjefen på NAX 541 har fortalt HSLB at etter glidebanen falt ut hørte han besetningen på AFR 2374 melde på radio at de også hadde registrert at dette hadde skjedd. Han tok det som en indikasjon på at glidebanefeilen befant seg på bakken og ikke i flyet. Etter det HSLB forstår var AFR 2374 på dette tidspunktet fortsatt på frekvensen til innflygingskontrollen.
- 1.1.10 Sammenholdes dette med tidspunktet for glidebanebortfall, og at besetningen i NAX 541 ikke hørte meldingen fra tårnet til Widerøe, viser det at frekvensskiftet for VHF-kommunikasjon om bord i NAX 541 ble gjort senere enn 26 sekunder etter at innflygingskontrollen ba besetningen kontakte Gardermoen.
- 1.1.11 Da besetningen ble oppmerksom på at glidebaneindikasjonen hadde forsvunnet besluttet fartøysjefen å fortsette innflygingen manuelt, og gå til LLZ-minima som er 1 020 ft for 19L. Flaps ble satt til 30 fordi fartøysjefen ønsket å komme ned på minima etablert i landingskonfigurasjon. Denne vurderingen var basert på værforholdene med skybase på 300 ft, samt at styrmannen hadde liten erfaring på flytypen. Det var fartøysjefen som valgte flapssetting selv om styrmannen var PF. Under hele fasen med manuell flyging var Auto-Throttle-systemet innkoblet. N₁-verdiene lå stabilt på 30% de siste 1 minutt og 29 sekunder før TO/GA-knappen er registrert trykket.

- 1.1.12 Like etter bortfallet av glidebanesignalet økte flyets nedstigningshastighet (descendrate) fra det normale, 600-800 ft/min, til mer enn 2 000 ft/min mens flyet ble fløyet manuelt. Dette registrerte ikke besetningen. Både fartøysjefen og styrmannen har fortalt at flyets bevegelse under innflygingen ble oppfattet som helt normal. Innflygingen fortsatte til kl. 14:44:12. Da besluttet fartøysjefen å avbryte innflygingen og meldte fra om dette til kontrolltårnet. Beslutning ble fattet fordi man fortsatt var i tette skyer og fordi flyet hadde driftet litt av LLZ.
- 1.1.13 Etter å ha tatt i mot melding om avbrutt innflyging fra NAX 541, registrerte flygelederen i kontrolltårnet at flyet fortsatte nedstigningen. FDR-data for nøkling av VHF-sambandet viser at kommunikasjonen mellom flyger og flygeleder om go-around ble avsluttet 2 sekunder før TO/GA-button er registrert trykket. Deretter tok det 8 sekunder før flyet nådde sitt laveste punkt. I disse 10 sekundene avtok flyets høyde, og det var det flygelederen observerte. Da fartøysjefen, 28 sekunder etter meldingen om avbrutt innflyging, ba tårnet om vektorer for ny innflyging, svarte derfor flygelederen med "climb immediately straight ahead to 4 000 feet" selv om flyet på det tidspunktet allerede hadde etablert en positiv klatrerate. Fartøysjefen har fortalt HSLB at han på det tidspunktet syntes bruken av ordet "immediately" var underlig fordi han hadde ingen fornemmelse av at innflygingshøyden var noen annen enn den burde være.
- 1.1.14 På det tidspunktet fartøysjefen besluttet å avbryte innflygingen var flyet nede i 820 ft AGL på DME 5,5. Etter at beslutningen om å avbryte innflygingen var tatt, fortsatte flyet nedstigning til kl. 14:44:31 (44:56 FDR-tid). Høyden over bakken var da 460 ft AGL på DME 4,8. Flyet klatret etter dette raskt, og gikk gjennom 2 000 ft QNH på vei mot klarert høyde 4 000 ft QNH ved DME 4. På det laveste punktet var flyet ca. 1 100 ft lavere enn det skulle være om det hadde vært etablert på en ILS instrumentinnflyging til rullebane 19L. Besetningen foretok nedstigning til under 2 000 ft QNH på DME 6,5 selv om dette er en minsthøyde som først kan passeres på DME 4. Besetningen har gitt uttrykk for at da "go-around" ble initiert var de av den oppfatning at flyet var 2 NM lengre inn enn det i ettertid viste seg å være. Dette skjedde over tettbygd område på Råholt i Eidsvoll. Ground Proximity Warning System (GPWS) ga ingen alarm.
- 1.1.15 NAX 541 klatret til 4 000 ft QNH, og ett minutt etter forespørselen om vektorer fikk besetningen instruksjon fra kontrolltårnet om å svinge til retning 090 grader og ble deretter overført til innflygingskontrollen (119,970 MHz). Flyet ble lagt inn i trafikkmønsteret igjen, fløy mot Oppaker NDB (OPA), og besetningen fullførte litt senere en helt normal landing. Sweepingen på rullebane 19R var i mellomtiden fullført og trafikken tilbakeført til denne rullebanen.
- 1.1.16 HSLB har laget en grafisk fremstilling av flyets bevegelse i vertikalplanet fra ca. DME 10 og inn til baneterskel. Informasjon om flyets høyde er hentet fra flygeregistratoren (Flight Data Recorder – FDR) i form av trykkehøyde og radiomålerhøyde sammenholdt med utlest høyde på Gardermoen radar (SSR). Som skissen viser (se bilag 2) er data fra disse tre uavhengige kildene så sammenfallende at havarikommisjonen mener det ikke er tvil om flyets vertikale bevegelse på siste del av innflygingen til rullebane 19L.

1.2 Personskade

Det oppsto ingen personskader

1.3 Skade på luftfartøyet

Luftfartøyet ble ikke skadet

1.4 Andre skader

Ingen andre skader oppsto

1.5 Personellinformasjon

1.5.1 Fartøysjefen

1.5.1.1 Fartøysjefen, mann 56 år, har fløyet i mange år og har lang erfaring fra flere flytyper, men har i de siste årene kun fløyet B737. Han har vært ansatt i en lang rekke flyselskaper hovedsakelig ute i Europa, men har også fløyet for selskaper hjemme i Norge. Han ble ansatt i NAS i 2002 og kom da fra Virgin Express.

1.5.1.2 Fartøysjefen innehar ATPL-sertifikat gyldig til 8. august 2006. Siste legesjekk før hendelsen ble gjennomgått 10. januar 2003 med begrensning VDL. Han gjennomgikk ferdighetskontroll (Operator Proficiency Check - OPC) 18. desember 2002, og hadde samtidig sin siste CRM-trening før hendelsen. Siste routesjekk (line check) var gjennomført 8. august 2002.

FLYGETID	ALLE TYPER	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	3:20	3:20
SISTE 3 DAGER	11:35	11:35
SISTE 30 DAGER	67:25	67:25
SISTE 90 DAGER	169:45	169:45
TOTALT	18 270	10 123

1.5.1.3 Overfor HSLB har fartøysjefen gitt uttrykk for at han følte seg uthvilt og klar for flyging før denne turen.

1.5.2 Styrmannen

1.5.2.1 Styrmannen, mann 59 år, har lang erfaring som flyger, men hadde liten erfaring på flytypen da hendelsen intraff og hadde aldri gjort "go-around" på B737 annet enn i simulator. Han har vært i NAS i flere år og fløyet selskapets Fokker-50-maskiner før han begynte overføring til B737 i 2002. Ferdighetsprøve (skill test) for å oppnå typerettighet (type rating) på B737 ble fløyet 18. desember 2002.

- 1.5.2.2 Styrmannen innehar ATPL-sertifikat gyldig til 10. juni 2006. Siste legesjekk ble foretatt 30. september 2002 med begrensning VNL. Han gjennomgikk OPC 15. oktober 2002 på F-50. Siste CRM-trening var også gjennomført på F-50 i forbindelse med OPC. Siste line-check ble utført 8. februar 2002.

FLYGETID	ALLE TYPER	DENNE TYPE
SISTE 24 TIMER	2:40	2:40
SISTE 3 DAGER	10:50	10:50
SISTE 30 DAGER	61:35	61:35
SISTE 90 DAGER	61:35	61:35
TOTALT	20 127	64:45

- 1.5.2.3 På lik linje med fartøysjefen har styrmannen fortalt at han følte seg uthvilt og klar for flyging før denne turen.

1.5.3 Flygeleder i Gardermoen kontrolltårn

Vakthavende flygeleder på Gardermoen var flygelederaspirant. Han utførte tjenesten under tilsyn av en erfaren flygeleder slik regelverket tilsier.

1.6 **Luftfartøyet**

1.6.1 Generelt

- 1.6.1.1 Produsent: Boeing Aircraft Company
Type: 737-36N
Serienr.: 28671
Prod. år: 1997
Flygetid: 13 114 timer
Maks. vekt: 63 277 kg

- 1.6.1.2 Før NAS overtok flyet i 2002 ble det operert av flyselskapet Varig. Flyet har ikke gjennomgått spesielle tekniske oppgraderinger/endringer. Det har ikke tidligere vært utsatt for hendelser/ulykke som har nødvendiggjort spesielle reparasjoner.

1.6.2 Cockpitinstrumentering/varselflagg

- 1.6.2.1 En vanlig måte å indikere feilfunksjonalitet på cockpitinstrumenter er bruk av varselflagg. Dette er små, røde, felt som kommer til syne og legger seg over det instrumentet som har redusert funksjonalitet. Det vil også ofte stå skrevet på det røde feltet hvilket system feilen gjelder. På tradisjonelle mekaniske instrumenter vil også disse flaggene være mekaniske. På instrumenter med fargegrafikk vil det være røde felter på skjermen.

1.6.2.2 I HSLBs undersøkelse av denne hendelsen er det lagt vekt på hvordan disse flaggene presenteres på elektroniske instrumenter der informasjonen til flygeren består av grafikk på en dataskjerm.

1.6.3 Ground Proximity Warning System (GPWS)

1.6.3.1 Besetningen har opplyst av GPWS-systemet ikke ga noen alarm, og data fra FDR understøtter dette. Dette flyet har et GPWS-system fra Honeywell med 7 ulike modi:

1. Excessive rate of descent.
2. Level flight or too shallow climb towards rising terrain (2A og 2B)
3. Take off altitude loss
4. Unsafe terrain clearance (4A og 4B)
5. Excessive deviation below the glide slope
6. Descent below decision height
7. Windshear

Av disse er det nr. 1, 2, 4, 5 og 6 som det er relevant å se nærmere på i forbindelse med denne hendelsen.

1.6.3.2 Data fra FDR viser at LN-KKL, mellom DME 8 og DME 6,25, hadde en gjennomsynksrate på 2 200 ft/min. Deretter ble flyets nese hevet noe slik at gjennomsynksrate mellom DME 6,25 og DME 5 ble 1 056 ft/min. Flyet nådde sitt laveste punkt umiddelbart etter dette på DME 4,8.

1.6.3.3 Modus 1 kan gi alarmene "SINK RATE" og "WHOO! WHOOP! PULL UP" som funksjon av gjennomsynksrate (barometrisk) og høyde over bakken. Med en gjennomsynksrate på 2 200 ft/min må høyde til bakken være under 750 ft for å få "SINK RATE" og under 500 ft for å få "PULL UP". Med en gjennomsynksrate på 1 056 ft/min er man marginalt utenfor "SINK RATE"-alarmens grense på 1 031 ft/min, men kan teoretisk få slik alarm hvis høyde til bakken er under 100 ft. Modus 1 ville derfor ikke gi alarm i LN-KKLs tilfelle.

1.6.3.4 Modus 2 kan gi alarmene "TERRAIN TERRAIN" og "WHOO! WHOOP! PULL UP" som funksjon av raten flyet nærmer seg bakken med, og flyets høyde over bakken. Modusen er todelt, 2A som gjelder når flaps er inne og 2B som gjelder når flaps er ute. LN-KKL hadde flaps ute i den aktuelle perioden av flygingen slik at det er 2B som gjelder. "Konvolutten" for 2B har øvre grense på 789 ft over bakken. Det betyr at i perioden med gjennomsynksrate på 2 200 ft/min kom ikke flyet lavt nok til at modusen ga alarm. I fasen med gjennomsynksrate 1 056 ft/min kom flyet lavt nok til å kunne få "TERRAIN TERRAIN", men på grunn av avtakende gjennomsynksrate oppfylles ikke modusens krav til raten flyet må nærme seg terrenget med. For at 2B skal gi "PULL UP" må flyet nærme seg terrenget med minst 3 000 ft/min og samtidig være lavere enn 789 ft over bakken. Modus 2 ville derfor ikke gi alarm i LN-KKLs tilfelle.

1.6.3.5 Modus 4 er todelt, 4A og 4B. Begge varianter gir alarmen "TO LOW - TERRAIN". I tillegg gir 4A alarmen "TO LOW - GEAR", og 4B alarmen "TO LOW - FLAPS" som funksjon av mach-tall, høyde over bakken, flapsposisjon og om landingshjulene er ute eller inne. LN-KKL hadde landingshjulene ute mellom DME 10,5 og DME 4,8 i tillegg ble flaps brukt. Dermed oppfylles ikke kravene til verken 4A eller 4B. Modus 4 ville derfor ikke gi alarm i LN-KKLs tilfelle.

- 1.6.3.6 Modus 5 kan gi alarmen "GLIDESLOPE" som funksjon av hvor sterkt "fly-up"-signal flyet mottar fra glidebanesenderen, og flyets høyde over bakken. Modusen aktiveres når NAV-receiver er satt til en ILS-frekvens og landingshjulene er ute. For å komme innenfor området som gir alarm (soft warning) må høyde til bakken være mellom 1 000 ft og 150 ft samtidig som fly-up-signalet resulterer i minimum 1,3 "dots" under glidebane. LN-KKL lå under 1 000 ft over bakken fra DME 5,8 til DME 4,2, men fordi glidebanesignalet hadde falt ut kunne ikke systemet beregne avvikssignalets styrke og antall "dots". Modus 5 kunne derfor ikke gi alarm i LN-KKLs tilfelle. "INOP"-lyset på GPWS Control Panel vil heller ikke tennes. Hvis tilsvarende avvik fra glidebanen hadde vært gjort med en operativ glidebanesender ville flyet kommet inn i modusens område for "hard warning". Det vil si at alarmen "GLIDESLOPE" hadde blitt gjentatt hvert 0,67 sekund.
- 1.6.3.7 Modus 6 kan gi en lang rekke alarmer. Det er flyoperatøren selv som velger hvilke som skal være i bruk. Hos NAS gjøres denne innstillingen på bakken av teknikere etter teknisk ordre fra ingeniørseksjonen i selskapet. Det er sjefspilotene som velger hvilke "call outs" som skal benyttes. Wiringdiagrammet for LN-KKL viser at "Altitude Callout ID34" er aktivert. Dette vil gjøre at modusen gir alarmen "BANK ANGLE" hvis flyet roller mer enn 35 grader. Videre er "Altitude Callout Enable"-kontakten koplet til elektrisk jord. Dette kopler ut alle de alarmer modusen kan gi om flyets høyde fra radiohøydemåler inkludert "MINIMUM" knyttet til "decision height". Modus 6 vil derfor ikke gi alarm i LN-KKLs tilfelle.
- 1.6.3.8 NAS har gjort HSLB oppmerksom på at bruken av modus 6 varierer noe mellom selskapets fly, men at det ble igangsatt en prosess for å standardisere dette. Denne standardiseringsprosessen ble etter en stund avsluttet fordi selskapet i stedet ønsket å implementere EGPWS/TAWS.

1.6.3.9 Systemtest

Besetningen kan gjøre en systemtest av GPWS under flyging ved å trykke knappen "sys test" på GPWS Control Panel. Hvis systemet virker som det skal vil resultatet av testen være at alarmene GLIDESLOPE, PULL UP og WINDSHEAR lyder. Hvis en modus feiler vil tilhørende alarm ikke lyde. Testen kan ikke foretas før flyet er høyere enn 1000 ft over bakken (radio height).

For at alarmen GLIDESLOPE skal lyde ved systemtest må følgende betingelser være oppfylt:

- Radio altitude NOT failed
- Glideslope NOT failed
- Glideslope mode NOT inhibited
- ILS/VOR frequency NOT failed

Betingelsen "Glideslope NOT failed" vil ikke være oppfylt hvis betingelsene ILS Tuned = SANN og Open Wire = SANN (deviation > 13 dots) er oppfylt samtidig. Systemtesten sjekker bare forhold knyttet til GPWS internt i flyet. Selv om glidebanesignalet fra bakken mangler, og forutsetningene for modus 5 dermed ikke er oppfylt, vil denne testen ikke gi feilmelding så lenge flyets system isolert sett er i orden.

1.6.4 Auto-Throttle

- 1.6.4.1 LN-KKL er styrt med et Auto-Throttle system som var innkoplet under hele innflygingen. TO/GA-knappen er knyttet opp mot go-around modus (G/A-modus) i Auto-Throttle systemet. G/A-modus har to undermodi:
- redusert G/A modus
 - maksimum G/A modus

Hvis flygeren trykker TO/GA-knappen én gang gir systemet redusert modus. Trykkes det to ganger gir systemet maksimum modus.

- 1.6.4.2 Redusert G/A modus gir en økning i motorturtall opp til en N_1 -grense som beregnes av Auto-Throttle systemet på bakgrunn av flyets vekt og radiohøyde slik at flyet får en positiv klatrate. N_1 -verdiene vil være i størrelsesorden 70-80% med denne undermodusen. Maksimum G/A-modus vil øke motortallet opp til en N_1 -grense som Auto-Throttle-systemet mottar fra Flight Management Computer. Brukes denne undermodusen vil N_1 -verdiene ligge på 90-tallet.

1.7 **Været**

METAR ENGM 091420Z 19014KT 4500 DZ BR FEW002 BKN 004 01/M00 Q1021 TEMPO 2500 DZRA BKN002

1.8 **Navigasjonshjelpemidler**

1.8.1 Instrumentlandingssystemet på rullebane 19L

1.8.1.1 *Plassering og frekvenser*

Systemet består av retningsfyr (localizer - LLZ) og glidebane (glideslope - GS). Avstandsinformasjon gis av en egen Distance Measuring Equipment (DME) sender. Retningsfyret (ident GME) er plassert i motsatt ende av rullebanen og gir en innflygningsretning på 196° på rullebane 19L. Det sender på frekvens 110,550 MHz. Instrumentlandingssystemet (ILS) på rullebane 19L er et kategori I anlegg.

Glidebanen og DME er plassert til venstre for 19L, innenfor terskel, slik at et fly som følger glidebanen under landing holder ca. 15 meters (50 fot) høyde over rullebanen i det flyet passerer terskel. Glidebanens elevasjon er 3° , og den sendes ut på frekvensen 329,450 MHz.

Frekvensene som er valgt for retningsfyr og glidebane "hører sammen" som beskrevet i ICAO Annex 10, kap 3. Kanalen for DME-systemet er CH42Y. Denne kanalen er tilordnet retningsfyrets frekvens på 110,550 MHz og gir spørrepulser på 1 066 MHz og svarpulser på 1 129 MHz. DME aktiviseres automatisk når frekvensen for ILS velges.

1.8.1.2 *Glidebanesenderen*

Glidebanesenderen er en del av ILS-systemet beskrevet i punktet over. Den er en to-frekvens glidebanesender med typebetegnelse NM7033. Den er produsert og levert av det tidligere Navia Aviation, nå Park Air Systems, i Oslo.

Signalene inn til senderen er RF-signalet fra oscillatoren OS1221B mens de lavfrekvente modulasjonssignalene (90 Hz og 150 Hz) kommer fra lavfrekvensgeneratoren LF1223A. Signalene forsterkes opp og amplitudemoduleres før de går gjennom en blande hybrid som lager CSB-signal (Carrier + Sideband) og SBO-signal (Sideband Only). Signalene fra OS1221B og LF1223A leveres også til et modulasjons/forsterkertrinn som genererer CLR-signalet (Clearance).

Den primære hensikten med CLR-signalet er å skape tilstrekkelig feltstyrke i lave vinkler. Signalet gir konstant "fly-up". I tillegg har det en stabiliserende virkning på underkanten av antenneloben slik at falske kurser og "fly-down" i lave vinkler forårsaket av feil i systemet, blir maskert vekk. Bærebølgen i CLR-signalet ligger kun 8-18 kHz fra CSB-bærebølgen.

Systemet har to identiske sendere (Tx1 og Tx2) hvorav den ene er tilkoplek antennen, mens den andre sender effekten ut i en "dummy load" og fungerer som en back-up-sender.

1.8.1.3 *Monitoreringssystem*

ILS-anlegget har et innebygget monitoreringssystem som kontinuerlig sjekker om parametrene i de utsendte signalene er innenfor de satte grenseverdiene. Monitoreringssystemets hovedoppgave er å generere alarmer hvis grenseverdiene overskrides. Som utgangspunkt for beregningene mottar systemet RF-signaler fra glidebaneantennen via et rekombineringsnettverk (MCU). Signalene går gjennom en "monitor frontend" der basisbåndsignalene detekteres, samt at det genereres et likestrømsignal for hvert mottatt RF-signal der spenningsnivået er proporsjonalt med nivået på RF-signalet. I to-frekvens glidebanesendere, som den som er installert på rullebane 19L, genereres også pulser som viser DF (Difference in Frequency) mellom kurssignal (CSB og SBO) og clearancesignal (CLR).

Disse analoge signalene sendes videre fra "monitor frontend" til "monitor". Her digitaliseres de før de filtreres ved hjelp av FFT (Fast Fourier Transform) eller middelverdiberegninger. Etter filtrering sammenlignes signalene med lagrede grenseverdier i en komparator. Hvis resultatet av dette viser at en eller flere grenseverdier er overskredet, generer komparatoren et alarmsignal.

1.8.1.4 *Grenseverdier*

Monitoreringssystemet overvåker at ILS-anlegget opererer innenfor de spesifikasjoner som er angitt i ICAO Annex 10, kapittel 3.2.5. Kravene øker med høyere kategori på anlegget. Selv om ILS på rullebane 19L på Gardermoen er et kategori I anlegg, har OSL AS valgt å kjøre anlegget med kategori III grenseverdier av hensyn til driftsstatistikk og sammenligning med andre ILS-anlegg på flyplassen.

1.8.1.5 Fjernstyring

ILS-anlegget kan fjernstyres fra kontrolltårnet. Dette gjøres med Remote Control (RC1241A) som betjenes via Front Panel (RF1242A). Remote Control kommuniserer med ILS-anlegget over fast oppkoplet telefonlinje. Kommunikasjonen følger protokollen V.21. Ved hjelp av fjernstyringssystemet kan ILS-anlegget slås på og av. Anleggets status vises med lysdioder på Front Panel og alarmer gis i tillegg med lyd. Hvis ILS-anlegget automatisk slår seg av, kan det ikke slås på igjen før etter tidligst 20 sekunder.

1.8.1.6 Drift av ILS-anlegget

ILS-anlegget på rullebane 19L har vært i drift siden 1997. OSL har ført servicelogg for anlegget siden starten som viser at det pr. 9. februar 2003 hadde vært åtte utfall på glidebanesenderen. Dette er:

Dato	Årsak	Timer avslått
28.11.1997	Ukjent	23
21.11.1998	Feil i CLR-signal	53
17.03.1999	Feil i CLR-signal	< 1
24.01.2001	For mye snø på refleksjonsflate	8
16.08.2001	NF-antenne og mon. kort	258
21.02.2002	Feil på antennekabler	527
19.01.2003	Feil i CLR-signal	?
09.02.2003	Feil i CLR-signal	< 1

Det er varierende årsaker til disse utfallene, men fire av dem skyldes at monitoreringssystemet har registrert at CLR-signalet er utenfor de satte grenseverdiene. Dette var også årsaken til at anlegget slo seg av dagen for denne aktuelle hendelsen. Denne feilen dominerer utfallsårsakene og OSL har forsøkt å gjøre noe med problemet.

Etter hendelsen med Norwegians fly valgte OSL å demontere hele rekombineringsnettverket og sende det til produsenten. Det ble avdekket fysiske feil i form av en dårlig lodding. Park Air Systems sendte et nytt nettverk til Gardermoen. OSL har under sitt arbeid med feilsøking på glidebaneanlegget også funnet feil i antenne nr. tre. Denne er nå skiftet og ILS-anlegget er kontrollfløyet i etterkant av reparasjonene.

Ettersom ILS på rullebane 19L er et kategori I anlegg, er det ikke satt krav fra ICAO om integritet eller kontinuitet for anlegget. Derimot er det en anbefaling (recommendation) fra ICAO om at glidebanesenderen i et kategori I ILS-anlegg ikke bør ha en Mean Time Between Outage (MTBO) lavere enn 1 000 timer. Timeakkumuleringen for glidebanesenderen på rullebane 19L gir en MTBO på 3 677 timer, dvs. godt innenfor ICAOs anbefaling.

ICAOs krav til MTBO for glidebanesendere som inngår i ILS-anlegg av høyere kategori enn kategori I, er 2 000 timer. OSL beregner dette i en gruppemodell som omfatter alle fire glidebanesendere uavhengig av kategori. Dette er mulig fordi kategori I anlegg kjøres med kategori III alarmgrenser. Denne beregningen gir en MTBO for gruppen på 5 665 timer. OSL har derfor en

drift av sine glidebaneanlegg som, målt i funksjonstid på anleggene, med god margin overgår ICAOs krav.

1.8.2 Ytterligere navigasjonshjelpemidler ved flyplassen

Oslo lufthavn Gardermoen er utstyrt med fire muligheter for ILS-anlegg med varierende kategori. Ingen av ILS-anleggene har avstandsfyr, men benytter DME i stedet. Flyplassen har til sammen fem DME-anlegg samt DVOR og NDB. Gardermoen har både terminalradar (PSR/MSSR) og to bakketrafikkradarer (SMR).

1.9 **Samband**

1.9.1 Samband med innflygingskontrollen (Oslo Approach)

1.9.1.1 Besetningen sto i radiosamband med Oslo Approach på frekvens 119,970 MHz. Her ble flyet først lagt inn i trafikkmønsteret for landing på rullebane 19R, for deretter å motta vektorer for rullebane 19L da 19R ble stengt. Alt dette forløp helt normalt og LN-KKL ble overført til tårnfrekvens på Gardermoen kl 14:42:36.

1.9.1.2 Under ”go-around”, da flyet ble tilbakeført til innflygingskontrollen, hadde besetningen store problemer med å høre flygelederen. Dette skyldtes feil på flygelederens headset. Dette ble skiftet og kvaliteten på sambandet gjenopprettet.

1.9.2 Samband med kontrolltårnet på Gardermoen

Besetningen sto i radiosamband med flygeleder i kontrolltårnet (120,100 MHz) i to omganger. Første gang var ved innflygingen til rullebane 19L som endte med ”go-around”. Andre gang var da innflygingkontrollen overførte flyet til tårnet for landing på 19R. Ved begge anledninger virket radiosambandet slik det er ment å virke med den lyd kvalitet man kan forvente på et VHF talesamband.

1.10 **Flyplasser og hjelpemidler**

Ikke relevant.

1.11 **Flygeregistratorer**

1.11.1 Cockpit Voice Recorder (CVR)

1.11.1.1 LN-KKL er utstyrt med en ”solid state” CVR fra Honeywell, p/n 980-6022-001. Denne har en kapasitet på 120 minutter kontinuerlig lydopptak før overskriving av tidligere opptak vil begynne.

1.11.1.2 Besetning på LN-KKL hadde etter hendelsen ikke inntrykk av at det hadde skjedd noe av betydning. Data fra CVR ble derfor ikke tatt vare på. På det tidspunktet det ble klart at hendelsen var av en slik art at den skulle undersøkes, var opptaket slettet. Slettingen skjedde ved at lydbåndet automatisk ble overskrevet på de neste turene med flyet.

1.11.2 Flight Data Recorder (FDR)

1.11.2.1 LN-KKL er utstyrt med en "solid state" FDR fra Honeywell, p/n 980-4700-003. Recorderen har kapasitet til å registrere en datamengde på 128 word pr. sekund i 25 timer før overskriving av tidligere registrerte data starter. Dataene ble tatt ut og behandlet av teknisk divisjon i Braathens ettersom NAS ikke har utstyr eller organisasjon til slik databehandling selv. HSLB mottok dataene fra Braathens via teknisk representant i Norwegian.

1.11.2.2 En lang rekke parametre i flyet registreres i FDR med ulike tidsintervaller. Systemet består i prinsipp av to enheter: FDR som lagrer data, og DAU (Data Acquisition Unit) som inneholder all elektronikk for å fungere som et grensesnitt mellom FDR og avionikken.

1.11.2.3 En grundig analyse av hendelsen basert på FDR-dataene er en omfattende prosess. HSLB har primært benyttet FDR-data for å beskrive flyets bevegelse i forhold til bakken under siste del av innflygingen. I tillegg har dataene vært brukt til analyse av enkelte av flyets avionikkssystemer og besetningens bruk av disse.

1.11.2.4 Registrerte hendelser i FDR er også benyttet til koordinering av tiden i FDR og systemene hos OSL.

1.12 **Havaristedet og flyvraket**

Ikke relevant

1.13 **Medisinske og patologiske forhold**

Ikke relevant

1.14 **Brann**

Ikke relevant

1.15 **Overlevelsesaspekter**

Ikke relevant

1.16 Spesielle undersøkelser

1.16.1 Avionikkanalyse

1.16.1.1 *Innledning*

Besetningen har i samtale med HSLB gitt uttrykk for enkelte forhold knyttet til avionikken i flyet som havarikommisjonen har ønsket å se nærmere på. Det dreier seg om følgende:

- a. Det er knyttet usikkerhet til om autopilot umiddelbart løste ut da glidebanesignalet forsvant.
- b. Besetningen mener Flight Director bars fortsatt var synlig etter at glidebanesignalet forsvant.
- c. Besetningen mener at bortfall av glidebanesignal ikke ga varselflagg på EFIS.

I tillegg ønsket havarikommisjonen å finne kilden til et regelmessig oscillerende signal som FDR logget på parameteren for glidebanesignal etter at glidebanesenderen slo seg av.

Havarikommisjonen valgte å engasjere konsulentfirmaet Aviation Solutions for å undersøke disse forholdene nærmere. Undersøkelsen baseres på FDR-data, simuleringsforsøk og flyets tekniske dokumentasjon. I punktene 1.16.1.2 til 1.16.1.6 gis en kortfattet presentasjon av resultatene fra Aviation Solutions undersøkelse. Rapporten fra Aviation Solutions finnes som bilag 3 til denne rapporten.

1.16.1.2 *Avionikk*

De viktigste komponentene som er lagt til grunn for Aviation Solutions undersøkelse er:

- a. Pilot/Co-pilot EFIS system
- b. Venstre/høyre Flight Control Computer (FCC)
- c. Venstre/høyre NAV-radio og DME

Boeing har overfor NAS gitt uttrykk for at flagg skal komme til syne hvis glidebanesignalet blir feil. Dette hevdes også i vedlikeholdshåndbøkene for flyet, men undersøkelsene viser at dette ikke er riktig. Flagg for LLZ-feil derimot vises. EFIS viser aldri flagg for glidebanefeil.

NAV-radioene tar i mot signaler fra både ILS-system og VOR-sendere. Glidebanesignalet er analogt og rutes både til FCC og EFIS symbolgenerator. Aviation Solutions undersøkelse viser at dette analoge signalet er et annet enn det glidebanesignalet som logges i FDR fordi FDR mottar et digitalt glidebanesignal fra EFIS symbolgenerator. Denne løsningen åpner for at det kan oppstå avvik mellom det piloten har sett på EFIS og det FDR har registrert.

1.16.1.3 *Flight Data Recorder*

HSLB fattet tidlig interesse for et oscillerende signal som FDR registrerte på parameteren for glidebanesignal. Oscilleringen startet samtidig som glidebanesenderen slo seg av og det ble viktig å finne kilden til signalet for å se om dette kunne ha betydning for hendelsen. Aviation Solutions undersøkelse avdekket imidlertid at denne oscilleringen er å betrakte som en karakteristikk i FDR/DAU. Når NAV-radioen står i ILS-modus uten å ha et glidebanesignal å videresende til FDR, oppstår den nevnte oscilleringen i FDR.

Det viste seg at selv om det for en del av avionikken i flyet er snakk om å ha doble systemer, logges bare én parameter for systemet i FDR. For eksempel har flyet to NAV-radioer (left/right), men det logges bare ett glidebanesignal. Det ble derfor et poeng å finne ut hvilken side som ble logget for å slå fast hvilke signaler man faktisk observerte. Det lyktes ikke å finne denne informasjonen i Norge, men etter at Aviation Solution har vært i kontakt med produsenten av DAU kan følgende slås fast:

- a. FDR logger EFIS-data fra venstre side når styrmannen flyr med hjelp av FD, AP og EFIS på høyre side
- b. FDR logger derfor andre EFIS-data enn de som flyet flys etter.

1.16.1.4 *Auto Pilot/Auto Throttle Engage /Disengage*

FDR logger hvilke modi som benyttes for AP (Auto Pilot) og AT (Auto Throttle). Aviation Solutions analyse av disse dataene viste at på turen fra Sola til Gardermoen benyttet besetningen så godt som alle modi som er tilgjengelig i FCC. Innflygingen på Gardermoen ble fløyet med single-channel AP. Dette gir automatisk innflyging, men krever manuell landing.

Videre viste dataene at AP slo seg av 4-5 sekunder etter at glidebanesignalet forsvant fra bakken. Denne forsinkelsen er i henhold til flyets dokumentasjon fra Boeing. Systemet er designet med denne forsinkelsen for å tillate små, kortvarige, signalendringer uten av AP skal kople ut. Testen har vist at utkopling av AP utløser lyd- og lysalarm slik som det skal.

Innflygingen ble fløyet med AT i samme modus hele tiden. Dette systemet var innkoplet helt fram til "go-around".

1.16.1.5 *Simulering av glidebanebortfall*

Som et ledd i avionikkanalysen ble det gjort en simulering av glidebanebortfall. LN-KKL ble tatt inn i hangar og tilkoplede pitot/static-tester (ADTS405F). Det ble da mulig å mate inn hastighet og høyde i flyets systemer slik at autopilot kunne koples inn. Mens dette systemet var tilkoplede, ble simulerte retningsfyr- og glidebanesignaler sendt inn mot flyets ILS-antennene i front. Utstyr for dette ble skaffet til veie av Post- og Teletilsynet. Simuleringen kunne slå fast følgende:

- a. Bortfall av glidebanesignal gir ikke flagg på EFIS
- b. Den eneste indikasjonen på EFIS ved glidebanebortfall er at den lille trekanten (deviation pointer) ytterst til høyre på displayet forsvinner

- c. Bortfall av glidebanesignal gir varselflagg på "stand-by" ADI
- d. Ved utløsning av "circuit breaker" for NAV-radioene forsvant "deviation pointer" og "deviation scale", men ingen varselflagg ble gitt
- e. Ved utkopling av AP utløses alarm
- f. Selv om glidebanesignalet forsvant ble FD modus "GS" stående med grønne bokstaver på EADI.

1.16.1.6 *Konklusjon avionikkanalyse*

Resultatet av undersøkelsen kan punktvis oppsummeres slik:

- a. Autopilot slår ut ved bortfall av glidebanesignal. Lys- og lydalarm utløses når dette skjer
- b. Det vises ikke varselflagg på EFIS når glidebanesignalet faller ut. Dette gjelder uansett årsak til bortfall av signalet.
- c. Det vises flagg for bortfall av glidebanesignal på "standby" ADI
- d. Selv om glidebanesignalet faller ut blir "GS" stående med grønne bokstaver på EADI og symbolisere ok Flight Director modus. Dette stemmer overens med at parameter "A/P-GS" blir stående som "engaged" i FDR selv etter at autopilot er løst ut.
- e. FDR registrerer data fra EFIS fra motsatt side av der "pilot flying" sitter. Det betyr at det kan oppstå avvik mellom data som registreres og de data som flyet flys etter.

1.17 **Organisasjoner og ledelse**

1.17.1 Norwegian Air Shuttle

1.17.1.1 Flyselskapet Norwegian Air Shuttle ble etablert i 1993 i nært samarbeid med Braathens. Fra starten ble det fløyet Fokker 50, og selskapet hadde på det meste seks fly av denne typen. Det ble senere besluttet å endre strategi for selskapet og høsten 2002 ble Norwegian operativ som lavprisselskap med 7 stk. B737. Antallet fly har senere økt. I løpet av 2003 ble samtlige av selskapets Fokker 50 tatt ut av trafikk. Norwegian har i dag ca. 300 ansatte.

1.17.1.2 Norwegian ble høsten 2002 tildelt AOC for B737 med gyldighet ett år i henhold til JAR OPS 1. Ved fornyelse høsten 2003 ble AOC gitt for ytterligere ett år.

1.17.1.3 Da hendelsen ble kjent hos operativ ledelse i flyselskapet ble begge piloter tatt ut av flyging og pålagt simulatortrening. FDR-data ble analysert i selskapet og innflygingen ble forsøkt gjenskapt i simulator. Begge to ble tilbakeført til aktiv tjeneste kort tid senere.

1.17.2 Oslo lufthavn AS

1.17.2.1 Oslo lufthavn AS (OSL), som ble stiftet i november 1992, eier og driver Oslo lufthavn Gardermoen. OSL er et heleid datterselskap av Avinor og drev fra januar 1997 og fram til Fornebu ble nedlagt, både Fornebu og Gardermoen. Bedriften har ca. 470 fast ansatte. Flyplassen hadde i 2002 ca. 177 000 flybevegelser og 13,4 millioner passasjerer.

- 1.17.2.2 OSL er organisert i flere avdelinger. Ansvar for drift- og vedlikehold av radar- og navigasjonssystemene ligger hos avdeling for flyoperative systemer og IT. I forbindelse med undersøkelsen har HSLB hatt kontakt med denne avdelingen og med avdeling for lufttrafikktenester.
- 1.17.2.3 OSLs avdeling for lufttrafikkteneste ble overført til den nye flysikringsdivisjonen i Avinor i mars 2004.
- 1.17.3 Lufttrafikktenesten
- 1.17.3.1 To kontrollinstanser innenfor lufttrafikktenesten var involvert under denne hendelsen. Det var innflygingskontrolltenesten (APP) ved Oslo ATCC, som er Avinors ansvar, og tårnkontrolltenesten (TWR) på Gardermoen som er OSLs ansvar. Overføring av flygekontrollansvaret mellom disse to skal skje etter bestemte regler.
- 1.17.3.2 Fordeling av kontrollansvar mellom flygekontrollenheter for ankommende luftfartøyer er beskrevet i regelverk for lufttrafikktenesten (RFL I), kapittel 4, pkt. 3.2.1.1. Her er det beskrevet i underpunkt b) at overføring av kontrollansvar kan skje på et angitt punkt, eller ved en angitt høyde, hvis dette er avtalt gjennom en koordineringsavtale mellom kontrollinstansene. Oslo ATCC og Gardermoen TWR har en slik avtale (Regionalt regelverk, del 5, kapittel 1).
- 1.17.3.3 Gardermoen TWR er utstyrt med systemet Integrated Controller Workstation (ICW) som er nært knyttet til Oslo ATCCs radar/datasystem. På arbeidsstasjonene i ICW kan tårnflygeleder åpne visningsvinduer etter behov, og blant annet hente fram radardata og Electronic Flight Strips (EFS). Utveksling av reiseplan-, koordinerings- og kontrolldata mellom APP og TWR for kontrollerte flyginger skal primært skje elektronisk ved bruk av arbeidsstasjonene.
- 1.17.3.4 Ved overføring av kontrollansvaret for ankommende fly skal flygelederen ved APP aktivisere den såkalte handoff-funksjonen i systemet for å vise at han er klar for å overføre kontrollansvaret. Flygelederen i TWR skal deaktivere handoff-funksjonen og med dette vise at han vil akseptere overføring av kontrollansvaret. Når flygelederen i APP ser at dette er gjort, instruerer han besetningen i det aktuelle flyet om å skifte over til kontrolltårnets VHF-frekvens. Ved denne aktuelle hendelsen, der NAX 541 ble overført fra APP til TWR, fungerte dette som forutsatt.
- 1.17.3.5 Hvis prosedyren som er beskrevet i punktet over ikke er utført på et tidligere tidspunkt, skal overføring av kontrollansvaret for ILS- og VOR/DME-innflyginger senest skje ved passering av:
- 8 NM fra terskel på sluttinnlegget, eller
 - 6 NM fra terskel på sluttinnlegget hvis avstanden til forangående luftfartøy til samme rullebane er mindre enn 5 NM.
- Overføring av samband skal skje senest ved punkt for overføring av radarkontrollansvaret.

1.18 Andre opplysninger

1.18.1 Instrumentlanding på rullebane 19L

- 1.18.1.1 AIP beskriver hvordan innflyging ved hjelp av ILS skal foregå på rullebane 19L på Gardermoen. Det finnes også andre publikasjoner som beskriver dette, og besetningen på LN-KKL brukte innflygingskart fra selskapets Operations Manual. NAS anskaffer disse kartene gjennom European Aeronautical Group. Nederste del av kartet beskriver vertikal innflygingsprofil:

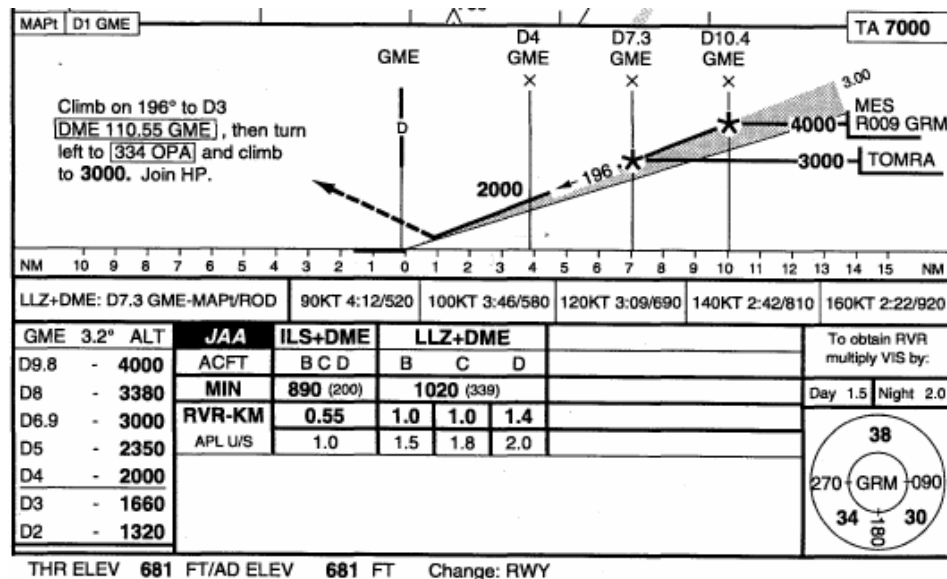


Fig. 1: Innflygingsprofil rullebane 19L Oslo lufthavn Gardermoen fra NAS rutemal

- 1.18.1.2 En innflyging deles opp i segmenter. Det siste segmentet, "final approach segment", begynner ved FAF (Final Approach Fix), outer marker, eller ved intercept av glidebanen når det gjøres en presisjonsinnflyging ved hjelp av ILS. Segmentet ender ved MAPt (Missed Approach Point) og i løpet av segmentet skal flyet ha kommet ned til et minimum der en visuell landing kan gjøres (CAT I).
- 1.18.1.3 NAX 541 ble klarert ned i 4 000 ft av innflygingskontrollen og skulle derfor ha FAF ved DME 10,4 GME. Flyet skulle følge glidebanen med tre graders helning ned til et minimum på 890 ft QNH. Skjæringspunktet mellom glidebanen og denne høyden gir MAPt for presisjonsinnflygingen.
- 1.18.1.4 Underveis slo glidebanesenderen seg av. Det betydde at man ikke lenger hadde noe innflygingsinstrument som kunne bidra til å korrigere flyets bevegelse i vertikalplanet, slik at kravene til å gjøre en presisjonsinnflyging ikke lenger var oppfylt. Innflygingen måtte fullføres som en ikke-presisjonsinnflyging. LLZ og DME var fortsatt operative og nytt minima ble 1 020 fot QNH.
- 1.18.1.5 Tabellen ytterst til venstre på figur 1 er et hjelpemiddel for ikke-presisjonsinnflyging. Her gis det høyde i fot for flere DME-avstander enn ved presisjonsinnflyging. Den profilen som beskrives i tabellen kan avvike noe fra profilen for presisjonsinnflyging, men høydene vil aldri være under

minimumshøydene som er bestemt for innflygingen. Høyder som er understreket er minimumshøyder for tilhørende DME-avstand. MAPt for ikke-presisjonsinnflyging er DME 1 GME.

- 1.18.1.6 I henhold til prosedyren som gjelder for ikke-presisjonsinnflyging, skulle LN-KKL aldri vært lavere enn 2 000 fot før passering av DME 4 GME. Etter passering av DME 4 GME kunne nedstigning vært foretatt ned til LLZ-minima på 1 020 fot. I denne høyden skulle en "go-around" være initiert ved DME 1 GME hvis besetningen ikke hadde hatt tilstrekkelig visuelle referanser til å foreta landing.

1.19 Nyttige eller effektive undersøkelsesmetoder

Det har ved denne undersøkelsen ikke blitt benyttet metoder som kvalifiserer til spesiell omtale.

2. ANALYSE

2.1 Generelt

- 2.1.1 Denne hendelsen på Gardermoen beskriver en situasjon der et rutefly får problemer på den siste del av innflyging på grunn av uventede endringer i signalene flyet mottar fra ILS-anlegget. Havarikommisjonen ser alvorlig på det som skjedde sett i lys av to andre hendelser:

- Air New Zealands rute NZ60 på Samoa i juli 2000 der en B767 kom ned i 384 ft over bakken 5,5 NM fra rullebanen. Årsaken lå i at glidebanesenderen kun sendte CSB-signal, noe som resulterte i at instrumentet i flyet viste "on glideslope" uansett hvilken høyde flyet kom inn med.
- Korean Air rute 801 på Guam i august 1997 der en B747 kolliderte med terrenget 3 NM fra flyplassen. Årsaken lå i besetningens manglende evne til å mestre en ikke-presisjonsinnflyging i dårlig vær der glidebanesenderen var ute av drift.

- 2.1.2 Med disse hendelsene som bakgrunn har HSLB ønsket å finne svar på hvorfor NAX 541 fikk problemer i redusert sikt på Gardermoen under en ikke-presisjonsinnflyging der glidebanesender automatisk hadde slått seg av.

2.2 Teknologi

2.2.1 ILS-anlegget

- 2.2.1.1 Det er HSLBs oppfatning at et ILS-anlegg er en teknisk installasjon som man må regne med kan feile fra tid til annen, men det er en selvfølge at feil oppstår så sjelden at ICAOs krav til integritet og kontinuitet (MTBO) oppfylles, og at anlegget dermed er til å stole på for brukeren. Dette oppnås ved automatisk monitorering av radiosignalenes kvalitet, samt at driftsorganisasjonen har etablert et system med rutiner, regelverk og dokumentasjon som pålagt gjennom Forskrift om flynavigasjonstjenesten (BSL G 6-1), slik OSL har.

2.2.1.2 HSLB mener at bortfallet av glidebanesenderen på rullebane 19L denne aktuelle dagen er av en slik art som må kunne forventes å skje fra tid til annen uten at det av den grunn oppstår farlige situasjoner. Når feil oppstår, og brukerne opplever dette som en degradering av den automatikk man vanligvis legger til grunn for sine flyoperasjoner, må man derfor kunne ha som utgangspunkt at berørte parter, dvs. flygeledere og flygere, er i stand til å håndtere dette på en tilfredsstillende måte. I denne saken ser det ikke ut til at det er tilfellet.

2.2.2 Avionikk

2.2.2.1 *Cockpitinstrumentering*

Den tekniske utviklingen i cockpit har over mange år gått i retning av mer automatikk, flere systemer og tettere bånd mellom systemene. Under normale forhold, der alle systemer virker og alt er normalt, vil automatikken bokstavelig talt fly flyet og flygerens primæroppgave blir systemmonitorering. I en slik virkelighet er det viktig at systemene kan formidle feilfunksjonalitet til flygeren.

I en moderne cockpit vil pilotens oppmerksomhet i stor grad vies den informasjonen som vises på EFIS. Dette er i prinsipp dataskjermer der all informasjon er i form av grafikk skapt av datamaskiner. Det har overrasket havarikommisjonen at undersøkelsen av denne hendelsen må konkludere med at det ikke genereres flagg på EFIS ved feil på, eller ved mangel på glidebanesignal. "Deviation pointer" forsvinner, men det er ikke noe annet som tiltrekker oppmerksomhet. Informasjon HSLB har fått fra produsenten på dette punktet viser seg å ikke stemme overens med de erfaringer som er gjort i forbindelse med undersøkelsen.

I tillegg til de ovennevnte funn har HSLB også registrert at avionikken gir informasjon som kan tolkes feil av flygeren. Systemet for Flight Director er laget slik at den modusen som er valgt og er aktiv står med grønne bokstaver øverst på EADI. Når flyet følger en elektromagnetisk stråle i form av en glidebane står det "GS". Undersøkelsen viser at "GS" blir stående i grønt selv etter at flyet ikke lenger mottar noe glidebanesignal. Dermed gis det feilaktig indikasjon om hvorvidt det kan gjøres presisjonsinnflyging eller ikke, fordi grønt intuitivt oppfattes som at alt er ok. Systemet burde hatt i seg en bedre funksjonalitet for å formidle feilfunksjonalitet til flygeren. De grønne bokstavene burde forsvunnet, skiftet farge, blinket eller på annen måte varslet flygeren om at en av forutsetningene for den aktuelle Flight Director modusen, nemlig glidebanesignalet, ikke lenger var tilstede. Det er produsent og sertifiseringsmyndighet som har ansvaret for at systemet har en god funksjonalitet på dette området.

2.2.2.2 *Ground Proximity Warning System (GPWS)*

Som beskrevet i pkt. 1.6 oppfyller ikke LN-KKLs vertikale bevegelse kravene til å utløse alarm i modiene 1, 2 og 4. Modus 5 derimot ville gitt alarm hvis glidebanen hadde fungert fordi flyet var i modusens "hard warning"-område. Hensikten med denne modusen er å kunne gi besetningen et varsel om at flyet ligger for lavt slik som i dette tilfellet, men modusen var satt ut av spill uten at systemet var i stand til å si i fra fordi feilen lå utenfor systemet som er montert i flyet.

I cockpit er det en lampe med bokstavene "INOP" knyttet til GPWS. Funksjonen til denne lampen er å tenne når systemet har kjørt en BITE-test og funnet feil, eller når en eller flere modi har feilet. Hensikten med dette lyset blir diskutabel så lenge det ikke kan fortelle hvilken modus som har feilet. Flygeren blir avhengig av å kjøre systemtest under flyging for å få en indikasjon på om alle modi fungerer. Dette virker tungvint og kunne med fordel vært ivaretatt av automatikk for å fungere som en sikkerhetsbarriere.

NAS har i påvente av innføringen av EGPWS i sine fly valgt å benytte seg av et absolutt minimum av de "call-out"-muligheter som ligger i modus 6 for LN-KKL. I systemprodusentens beskrivelse av GPWS-systemet kan vi lese at modus 6 kan gi en lange rekke "call-outs" knyttet til flyets høyde over bakken under innflyging basert på radiohøyde. Havarikommisjonen er av den oppfatning at en bedre utnyttelse av disse kunne bidratt til at besetningen hadde fått en riktigere oppfatning av flyets vertikale bevegelse, og dermed kunne den korrigert for den økte gjennomsynsraten på et tidligere tidspunkt.

2.3 Besetningens handlemåte

2.3.1 Forståelse av situasjonen

- 2.3.1.1 Fartøysjef og styrmann har individuelt overfor HSLB gitt uttrykk for at denne innflygingen opplevdes helt normalt bortsett fra at glidebanen falt ut og styrmannen måtte fly manuelt. Det var ingen ting som fikk besetningen til å tro at gjennomsynshastigheten var større enn den skulle være selv om den i realiteten økte til ca. en tredobling av det normale. Som illustrasjonen i bilag 2 viser gikk flyet gjennom glidebanen før denne forsvant. Det ble derfor gjort en automatisk korrigering nedover som fortsatt lå inne da glidebanen forsvant og autopiloten koplet ut. Dette måtte korrigeres manuelt, men det ble ikke gjort og gjennomsynsraten økte.
- 2.3.1.2 Informasjon fra tårnkontrollen til besetningen i LN-KKL om glidebaneborfallet kunne bidratt til større fokus på dette og dermed bedre årvåkenhet overfor mulige problemer. Dette ble vanskelig gjort ved at besetningen brukte for lang tid på skifte av frekvens fra innflygingskontroll til tårnkontroll. Hvis besetningen hadde kalt opp Gardermoen umiddelbart etter at innflygingskontrollen ba den skifte frekvens, hadde flyet vært på tårnfrekvensen ca. 20 sekunder før feilen i glidebanen oppsto, og NAX 541 kunne fått samme informasjon som tårnkontrollen ga WIF 191.
- 2.3.1.3 Det var styrmannen som var PF på den aktuelle flygingen. Han hadde kun 64 timer på flytypen i motsetning til fartøysjefen med over 10 000 timer på B737. I den situasjonen som oppsto med bytte av "runway in use", snøvær, redusert sikt, bortfall av glidebane og en rask og uventet overgang til manuell innflyging, var arbeidsbelastningen for styrmannen stor og stressnivået økte. Fartøysjefen, som PNF, hadde fokus på styrmannens håndtering av flyet og deltok mer aktivt i dette enn hans rolle som PNF skulle tilsi. Dette kan ha bidratt til mindre fokus på riktig radiobruk.
- 2.3.1.4 En viktig oppgave for PNF er å "se inn" og ha fokus på flyet instrumenter. HSLB mener besetningssamarbeidet sviktet siden fartøysjefen overså DME-informasjon og var i den tro at flyet var 2 NM nærmere terskel enn det i virkeligheten var.

- 2.3.1.5 Det er HSLBs oppfatning at en viktig del av denne hendelsen kan tilskrives at besetningen på grunn av situasjonen en periode gikk i metning med hensyn til å bearbeide situasjonsinformasjonen. I en slik situasjon tar det ofte tid før man er i stand til å identifisere problemene og foreta de riktige tiltak ut fra de erfaringer man har.
- 2.3.1.6 For å kunne overføre erfaringer fra en situasjon til en annen, må det være elementer i situasjonen som gjenkjennes og som avgjør om man vurderer situasjonen som et avvik fra det man hadde planlagt for. Med andre ord, det må være gjenkjennelse av en situasjon der man kjenner til prosedyrene og som gjør at man raskt kan identifisere problemet og gjøre noe med det ved å benytte tidligere innlærte handlinger. Dersom man opplever en avvikssituasjon som totalt ukjent, vil man bruke verdifull tid på å sortere ut avgjørende elementer i situasjonen før man kan vurdere disse som viktige, eller ikke viktige, og derved bestemme seg for type handling. (Dette emnet er også berørt i HSLBs rapport 64/2003)
- 2.3.1.7 I en landingssituasjon har man lite tid til disposisjon, slik at det mest fornuftige vil være at når man oppdager avvik umiddelbart bestemmer seg for å avbryte innflygingen. For å kunne ta en slik beslutning må man være trygg på prosedyrene, samt ha gjennomgått slike situasjoner i CRM- og simulatorentrening slik at besetningen ikke er i tvil om sine oppgaver. Begge flygerne hadde gjennomgått CRM-trening i løpet av det siste året før hendelsen i henhold til kravene i JAR OPS 1. Styrmannens siste CRM-trening hadde foregått på en annen flytype (F-50), men i samme selskap. Ettersom CRM-treningen i all hovedsak er flytypeuavhengig er det lite sannsynlig at dette har spilt noen rolle.
- 2.3.1.8 Gjennom sin CRM-trening bør besetningen ha fått en forståelse for forskjellen mellom individbasert årvåkenhet og besetningsbasert årvåkenhet. Førstnevnte betyr at flygeren er så forberedt på flygingen at dersom han får en ny klarering kun trenger kort tid til å endre prosedyrene. Uten denne forberedelsen vil han fort gå i metning ved en endring av prosedyrene. Besetningsbasert årvåkenhet vil si at besetningen er så trygg på sine oppgaver, at den ved avvik umiddelbart vet hva dens nye oppgave skal være uten mye ekstra kommunikasjon.
- 2.3.1.9 God årvåkenhet henger også sammen med god bruk av instrumenteringen om bord. Selv om man er på en ILS innflyging og har "capture" på både retningsfyr og glidebane, vil det være en fordel å holde et øye med informasjonen fra DME-systemet og høydemåleren slik at man har mulighet til å kryssjekke avstand og høyde til terskel med informasjon fra ILS og dermed avdekke eventuelle avvik.
- 2.3.1.10 HSLB stiller spørsmål ved fartøysjefens avgjørelse om å fortsette innflygingen etter at glidebanesignalet forsvant under de rådende forhold. Det var dårlig sikt, bytte av rullebane kort tid før innflyging, uventet overgang til manuell flyging og en styrmann som PF med minimal erfaring på flytypen. Det å fortsette til LLZ-minima når glidebanen plutselig forsvinner, er mer krevende enn å fly en normal LLZ/DME-innflyging som er briefet skikkelig før innflygingen. Det er kommisjonens vurdering at innflygingen burde vært avbrutt tidligere.
- 2.3.2 Valg av G/A-modus
- 2.3.2.1 Som beskrevet i avsnitt 1.6.4 har G/A-modus i Auto-Throttle-systemet to undermodi. FDR-data viser at det gikk åtte sekunder fra TO/GA-knappen ble trykket til flyet hadde en positiv klatrate.

Sammenholdt med økningen av N_1 -verdiene fra 30% til 75-80% viser dette at det var undermodusen redusert G/A-modus som ble valgt.

- 2.3.2.2 Hvis innflygingen hadde blitt gjort med autopilot innkoplet, ville den begynt å trimme flyets nese litt opp ved ca. 400 ft radiohøyde. Det ville kunne bidratt til en raskere overgang til positiv klatrerate enn når flyet flys manuelt. I dette tilfellet ble det fløyet med bare den ene autopiloten innkoplet og da ville den, uavhengig av hvilken G/A-undermodus som hadde blitt valgt, koplet seg ut.
- 2.3.2.3 På det tidspunktet besetningen trykket TO/GA-knappen hadde flyet en gjennomsyng på mellom 1 000 og 1 100 ft/min. Dette skulle snus til en positiv klatrerate etter at flyets radiohøyde hadde kommet ned i ca. 600 ft. Det er kommisjonens oppfatning at i denne situasjonen burde maksimum G/A-modus vært valgt.

2.4 Luftrafikkjenesten

2.4.1 Overføring av kontrollansvar

- 2.4.1.1 Det var to kontrollinstanser fra luftrafikkjenesten involvert: Oslo innflygingskontroll og Gardermoen kontrolltårn. Overføring av kontrollansvar mellom disse er allerede omtalt i pkt. 1.17.3 med blant annet henvisninger til RFL I, kapittel 4, og koordineringsavtale mellom Oslo ATCC og Gardermoen TWR. Fordeling av kontrollansvar mellom APP og TWR er også omtalt i RFL I, kapittel 10, pkt. 4.4. Her slås det fast at APP har kontrollansvaret for ankommende luftfartøy inntil fartøyet er overført til, og har opprettet radiosamband med, kontrolltårnet.
- 2.4.1.2 I dette tilfellet ble besetningen på LN-KKL bedt om å kontakte tårnkontrollen for å fullføre innflyging og landing. APP ga denne instruksjonen etter at tårnflygelederen hadde akseptert overføring av kontrollansvaret gjennom å deaktivere handoff-funksjonen. Fartøysjefen som var PNF, og dermed ansvarlig for radiokommunikasjonen, sa ikke noe mer på APP-frekvensen, og APP-flygelederen antok, naturlig nok, at flyet var over på TWR-frekvensen slik som forutsatt.
- 2.4.1.3 Kontrolltårnet hadde akseptert overføring av kontrollansvaret for flygingen, men reagerte ikke på at flyet ikke kom på tårnfrekvensen. Fartøysjefen gjorde aldri noe korrekt oppkall av kontrolltårnet, og flygelederen i kontrolltårnet forsøkte heller aldri å kalle opp NAX 541 selv om han hadde akseptert overføring av kontrollansvaret og visste at flyet var hans ansvar. Havarikommisjonen etterlyser en mer proaktiv holdning til opprettelse av radiokontakt med flyet i den situasjonen som rådet med blant annet dårlig vær, snøbrøyting og endring av rullebane i bruk.
- 2.4.1.4 HSLB er av den oppfatning at overføring av kontrollansvar mellom innflygingskontroll og tårnkontroll ikke holdt den kvalitet man skal kunne forvente. Som beskrevet i pkt. 1.1 i denne rapporten viser kommisjonens undersøkelse at NAX 541 ble stående på APP-frekvensen i nærmere et halvt minutt etter at besetning skulle ha skiftet frekvens. Selv om overføringen av kontrollansvaret hadde gått etter boka hadde ikke overføringen av sambandet fungert, og dette oppdaget verken APP-flygeleder eller TWR-flygeleder. Det er HSLBs oppfatning at det er TWR-flygeleder som skulle oppdaget dette fordi han hadde akseptert overføringen uten at flyet kom på hans frekvens. At besetningen i LN-KKL ikke sa noe mer på APP-frekvensen var i tråd med APP-

flygelederens forventning til hvordan overføring av kontrollansvar skulle skje, så det utløste, forståelig nok, ingen handling fra vedkommende flygeleder.

2.4.1.5 En mer proaktiv holdning hos lufttrafikkjenten kunne fått NAX 541 raskere over på riktig frekvens, og dermed kunne besetningen også fått raskere informasjon om hva som hadde skjedd med glidebanen. Dette kunne bidratt til større årvåkenhet hos besetningen.

2.4.2 Presentasjon av radarinformasjon

2.4.2.1 De involverte kontrollinstansene er fysisk atskilt ved at innflygingskontrollen er lokalisert til Oslo ATCC i Røyken og tårnkontroll er på Gardermoen. Radarinformasjon om fly som er under innflyging, dvs. hvordan flyet ligger horisontalt og vertikalt i forhold til definert innflygingsprofil, blir overført fra Gardermoen til Røyken der den brukes av innflygingskontrollen.

2.4.2.2 Samme presentasjon av radarinformasjon er gjort tilgjengelig i kontrolltårnet, men her inngår den ikke i noen av kontrolltårnets prosedyrer. Radarinformasjonen er der, men den er ikke gitt noen direkte operativ verdi. Den er mer av type ”nice to know”. I forbindelse med denne hendelsen var det kontrolltårnet som konstaterte at flyet fortsatte nedstigningen etter at besetningen hadde gitt beskjed om ”go-around”. HSLB er av den oppfatning at det ligger en sikkerhetsmessig gevinst i å bruke denne radarinformasjonen mer aktivt og tilrå at OSL vurderer dette.

3. **KONKLUSJON**

3.1 **Undersøkelseresultater**

3.1.1 Fartøysjefen

- a) Hadde på hendelsestidspunktet gyldige sertifikater.
- b) Er en erfaren flyger og har meget god kjennskap til flytypen.
- c) Følte seg opplagt og klar for flyging.

3.1.2 Styrmannen

- a) Hadde på hendelsestidspunktet gyldige sertifikater.
- b) Er en erfaren flyger som på hendelsestidspunktet hadde få timer på B737.
- c) Gitt typerettighet på B737 ca. 7 uker før hendelsen

- d) Siste OPC, line check og CRM-trening gjennomført før bytte av flytype
- e) Styrmannen følte seg utvilt og i god form før turen.

3.1.3 Flyet

- a) Luftfartøyet var forskriftsmessig registrert og hadde gyldig luftdyktighetsbevis.
- b) HSLB har ved denne undersøkelsen ikke avdekket konkrete feil knyttet til den del av avionikken som har vært gjenstand for undersøkelse.

3.1.4 Flyets bevegelse i vertikalplanet

- a) Fram til bortfall av glidebane forløp flyturen fra Stavanger helt som den skulle.
- b) Glidebanen ble interceptet på ca. DME 10. Flyet gikk gjennom glidebanen og autopiloten korrigerer flyets pitch nedover.
- c) Glidebanen falt ut på DME 8,8. Autopiloten koplet ut og flyet ble fløyet videre manuelt. Gjennomsynkrate mellom DME 8 og DME 6,25 GME var 2 200 ft/min. På DME 6,25 var flyet nede i 1 250 ft over bakken.
- d) Fra DME 6,25 til DME 5 var gjennomsynskraten 1 056 ft/min. På DME 5 var flyet nede i 550 ft over bakken.
- e) Laveste punkt var på DME 4,8. Flyets høyde over bakken var da 460 ft (radiohøyde).
- f) Etter dette steg flyet raskt gjennom 2 000 ft QNH på DME 4 mot klarert høyde på 4 000 ft QNH.

3.1.5 GPWS

- a) GPWS-systemet ga ingen alarm. Dette er i henhold til de grenseverdier som er lagt inn i systemet.
- b) GPWS funksjonalitet for feilvarsling kan ikke varsle besetningen om at modus 5 ikke fungerer når det ikke mottas glidebanesignal selv om besetningen manuelt foretar en systemtest (trykker "sys test") under ILS-innflygingen.
- c) NASs valg av alarmer i modus 6 er begrenset og omfatter kun alarmeren "BANK ANGLE".

3.1.6 FDR

- a) FDR registrerer data fra motsatt EFIS av der PF sitter. Det betyr at det ikke nødvendigvis er det samme som registreres i FDR som det flyet flys etter.
- b) Det analoge glidebanesignalet som føres fram til EFIS symbolgenerator er ikke det samme som registreres i FDR. Denne løsning åpner for at det kan oppstå avvik mellom det piloten har sett på EFIS og det som FDR har registrert.

3.1.7 ILS-anlegget på rullebane 19L

- a) Glidebanen slo seg automatisk av på grunn av at monitoreringssystemet registrerte verdier for CLR-signalet som lå utenfor grenseverdiene.
- b) Siden glidebanesenderen ble tatt i bruk i 1997 er det ført en servicelogg som viser at feil i CLR-signalet er årsak til fire av åtte utfall av glidebanen.
- c) Feilen ble lokalisert til rekombinasjonsnettverket for monitorsystemet og skyldtes en dårlig lodding.
- d) OSL har funnet feil i glidebaneantenne nr. tre.
- e) Rekombinasjonsnettverk og antenne er skiftet. Anlegget er kontrollfløyet.
- f) Driftsstatistikk hos OSL viser at MTBO for denne konkrete glidebanen, samt alle ILS-anleggene sett under ett, er godt innenfor anbefalinger og krav fra ICAO.

3.1.8 VHF-samband

- a) Deler av kommunikasjonsproblemene mellom besetningen i LN-KKL og flygelederen ved Oslo innflygingskontroll skyldtes feil i flygelederens headsett.

3.1.9 Overføring av kontrollansvaret mellom innflygingskontroll og tårnkontroll

- a) Handover mellom Oslo innflygingskontroll og Gardermoen kontrolltårn ble utført med handoff-funksjonen i henhold til koordineringsavtalen mellom Oslo ATCC og Gardermoen kontrolltårn.
- b) Selv om flygeleder i kontrolltårnet hadde akseptert overføring av kontrollansvaret for flygingen forsøkte han ikke å kalle opp NAX 541 da flyets oppkall av Gardermoen lot vente på seg.
- c) Selv om overføring av kontrollansvaret skjedde som beskrevet i koordineringsavtalen fungerte ikke overføring av sambandet .

3.2 Signifikante undersøkelsesresultater

- a) Det vistes ikke varselflagg på EFIS ved bortfall av glidebanesignal. Dette gjelder uansett årsak til bortfall av signalet.
- b) Selv om glidebanesignalet faller ut vil "GS" bli stående med grønne bokstaver på EADI og symbolisere "ok" Flight Director modus.
- c) Besetningen registrerte ikke at flyet tredoblet gjennomsynskraten under den manuelle delen av innflygingen.
- d) Besetningen hadde feil oppfatning av hvor langt inn mot baneterskel flyet hadde kommet.
- e) Besetningen valgte reduserte G/A-modus slik at laveste punkt over bakken ble nådd 8 sekunder etter at "TOGA-button" ble trykket.
- f) Besetningen sjekket aldri inn på tårnfrekvensen før beskjed om "go-around" ble gitt.

4. SIKKERHETSTILRÅDINGER

4.1 Sikkerhetstilrådinger fremmet i april 2003

4.1.1 På bakgrunn av funn gjort i forbindelse med undersøkelsen av denne hendelsen valgte HSLB i april 2003 å fremme to umiddelbare tilrådinger overfor Luftfartstilsynet. Disse var:

"HSLB tilrår at Luftfartstilsynet vurderer om prosedyrene i forbindelsen med overlevering av trafikk mellom innflygingskontrollen i Røyken og tårnkontrollen på Oslo lufthavn kan forbedres."

"Luftfartshendelser nasjonalt og internasjonalt har aksentuert et behov for utvidet kunnskap om samspillet mellom instrumenlandingssystemet (ILS) og instrumenteringen i den moderne, automatiske cockpit fordi den moderne navigasjonsutrustningen ikke nødvendigvis gir besetningene informasjon nok til å opprettholde tilstrekkelig "situational awareness". I den forbindelsen tilrår HSLB at Luftfartstilsynet vurderer om det er betimelig å minne operatørene om at informasjonen fra luftfartøyets ILS-instrumentering og "Flight Director System" best kan kvalitetssikres ved å sammenholde luftfartøyets høyder med indikert avstand (for eksempel DME) fra rullebanen samt den informasjonen "vertical speed indicator" gir."

4.1.1 Oppfølging fra Luftfartstilsynet

Innen denne rapporten ble ferdigstilt mottok HSLB tilbakemelding fra Luftfartstilsynet på begge tilrådingene. Førstnevnte er lukket ved at prosedyrene for ansvarsfordeling er klarlagt ved at

ansvaret mellom kontrollinstansene overføres 8 NM før landing, alternativt ved aksept av radarhandover.

Den andre tilrådingen er lukket ved at Luftfartstilsynet har sendt brev til alle flyselskaper som opererer IFR, samt Luftforsvaret, der de anmodes om å vektlegge dette i forbindelse med den interne treningen.

4.1.2 Oppfølging fra Norwegian Air Shuttle

I forbindelse med at NAS avga høringskommentarer til utkastet til denne rapporten ble HSLB gjort oppmerksom på at selskapet har innført sammenholding av indikert avstand (DME) og høyder under innflyging som eget punkt på PC/OPC samt på linjesjekk.

4.2 **Sikkerhetstilrådinge som fremmes ved avgivelse av rapport**

HSLB tilrår at:

- 4.2.1 Luftfartstilsynet vurderer å ta initiativ overfor sertifiserende myndighet i USA for å sikre at symbolikk på datadisplayer gir meningsfylt informasjon til besetningen generelt, og informasjon om status på glidebane og autopilotfunksjon spesielt (SL Tilråding nr. 12/2004).
- 4.2.2 Luftfartstilsynet vurderer om det bør gjøres en generell henvendelse til relevante norske flyoperatører og presisere behovet for å legge inn i simulatortreningen av bortfall av/feil i glidebanesignal etter "glideslope capture" under ILS-innflyginger. (SL Tilråding nr. 13/2004).
- 4.2.3 Oslo lufthavn AS gjør en vurdering av om den radarinformasjonen som er gjort tilgjengelig for flygeleder i kontrolltårnet er optimalt utnyttet i forhold til å bidra til å avdekke flyets eventuelle avvik fra definert innflygingsprofil (SL Tilråding nr. 14/2004).
- 4.2.4 Norwegian Air Shuttle gjør en vurdering av om man gjennom å vektlegge CRM-aspekter i simulatortreningen kan gi besetningen et bedre grunnlag for "situational awareness" (SL Tilråding nr. 15/2004).

5. **REFERANSER**

1. Rapport fra Oslo lufthavn AS (OSL) om lufttrafikkhendelse med NAX 541
2. Navia Aviation, NM 7033 Glidepath, system description, revisjon F04, mottatt fra OSL
3. Boeing Maintenance Manual 737-300/400/500, mottatt fra NAS
4. Rapport fra Aviation Solutions (vedlagt)

6. BILAG

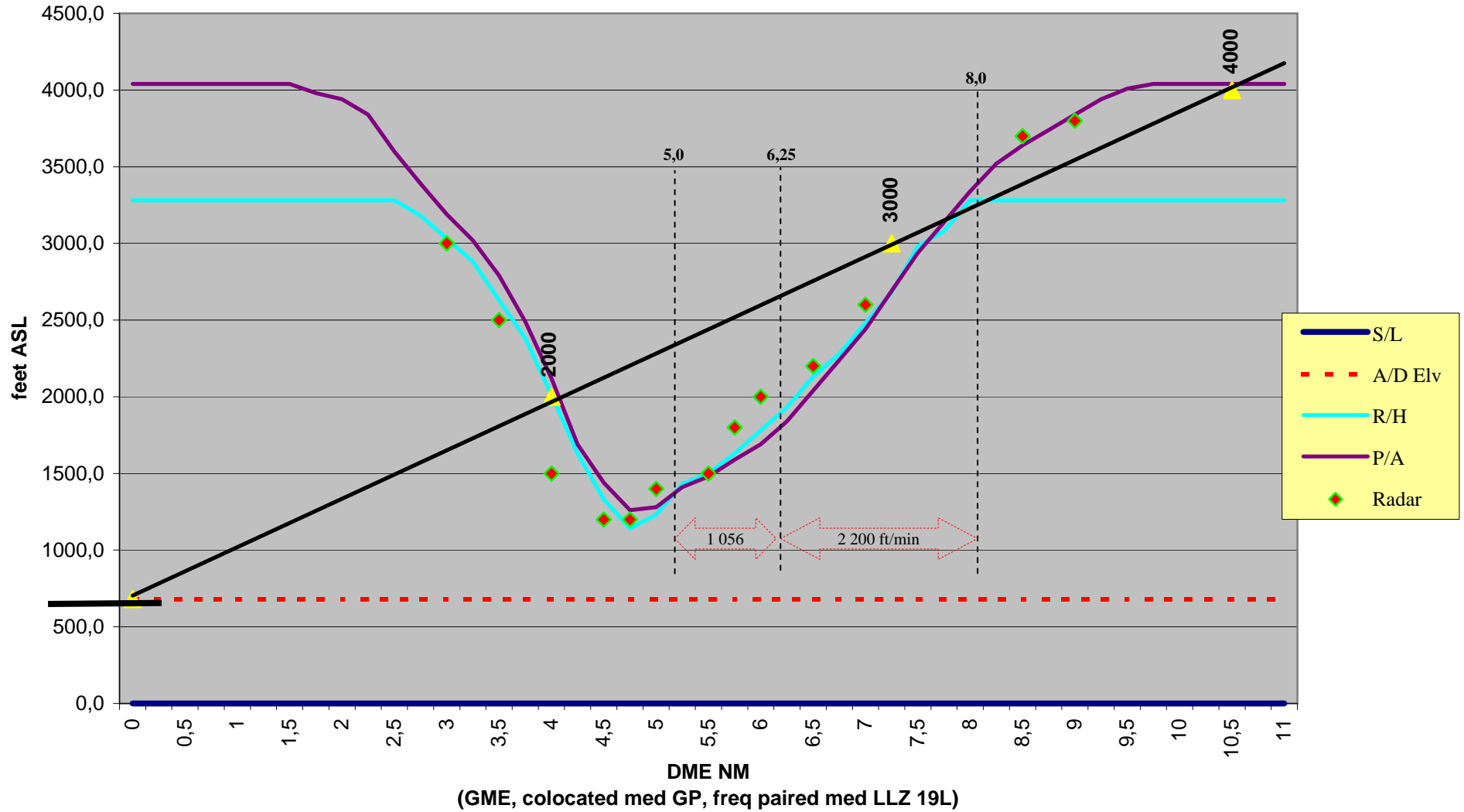
1. Forkortelser
2. Skisse av LN-KKLs innflygingsprofil
3. Rapport fra Aviation Solutions (uten vedlegg)

HAVARIKOMMISJONEN FOR SIVIL LUFTFART OG JERNBANE (HSLB)
Lillestrøm, 21. juni 2004

FORKORTELSER

AIP	Aeronautical Information Publication
AOC	Air Operator Certificate
AP	Autopilot
APP	Approach (innflygingskontroll)
AT	AutoThrottle
BITE	Built-In Test Equipment
CLR	Clearance (signal i ILS-systemet)
CRM	Crew Resource Management
CSB	Carrier Sideband (signal i ILS-systemet)
DME	Distance Measurement Equipment
EADI	Electronic Attitude Director Indicator
EFIS	Electronic Flight Information System
EGPWS	Enhanced GPWS
FAF	Final Approach Fix
FCC	Flight Control Computer
FD	Flight Director
GPWS	Ground Proximity Warning System
HSI	Horizontal Situation Indicator
HSLB	Havarikommisjonen for sivil luftfart og jernbane
ICW	Integrated Controller Workstation
ILS	Instrument Landing System
LLZ	Localizer
MAPt	Missed Approach Point
MBTO	Mean Time Between Outage
NAS	Norwegian Air Shuttle
RF	Radio Frequency
RFL	Regler for lufttrafikkteneste
SBO	Sideband Only (signal i ILS-systemet)
TAWS	Terrain Awareness Warning System
TOGA	Take Off / Go Around
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omnidirectional Range

LN-KKL (NAX-541), ENGM 2003-02-09, ILS 19L



Innlagte korrigeringer

- 1) FDR-data for R/H er 681 fot lavere enn plottet her (Excel-tilpasning)
- 2) FDR-data for P/A er 240 fot lavere enn plottet her (QNH-korrigert)

PROJECT REPORT

CUSTOMER: Havarikommisjonen
for Sivil Luftfart

PREPARED BY: Jens Gunnar Eikaas

PROJECT: Approach OSL, Norwegian LN-KKL February 9, 2003

DATE: June 10, 2003

Introduction

At about 13:40 UTC, February 9 2003, was Norwegian Air Shuttle flight NAX-542, aircraft B737-300 LN-KKL, on a coupled approach to Oslo Airport RW-19L. At 13:43:22 UTC, the aircraft loses glide slope (GS) signals due to a failure of the GS transmitter on the ground. This incident resulted in a non-desirable situation where the aircraft prematurely lost altitude down to a minimum of 461 feet RadAlt at 4.5 Nm DME from threshold before the crew initiated missed approach procedures.

The Accident Investigation Board, Norway, has commended an investigation of this incident, and has engaged Aviation Solutions, represented by J. G. Eikaas, to participate on the investigation team. This report is a summary of the investigation performed by Aviation Solutions and the consecutive conclusions derived.

Scope

This part of the investigation must be considered a subpart of the total investigation project. It focuses on the aircraft avionics as a possible cause or a possible influence to the incident. This will necessarily also include the pilots operations of the avionics equipment in the cockpit. The main task has been to determine the behavior of the Flight Control System related to engagement/disengagement of Autopilot and Flight Director. The investigation is primarily based on analysis of Flight Recorder data, but it also includes a ground simulation of an ILS approach on the actual aircraft LN-KKL.

1.0 Investigation

1.1 Incident

The aircraft, a Boeing 737-300, is established on an ILS CAT I approach to OSL RW19L. The co-pilot is flying the aircraft and he has selected a "single channel" coupled approach using right side FD and A/P. "Single channel" prohibits flare mode (autoland).

Shortly after GS capture at 13:43:27 GMT (Flight Data Recorder time) the GS transmitter on the ground fails and is shut down by the Monitor Control Unit. This happens at an altitude of 3376 ft and 8.5 Nm DME distance to the airport. This event should lead to an immediate A/P disengage, but according to the pilots, were they uncertain as to if or when the A/P actually disengaged.

At 13:44:48 GMT the pilots engage the GA (go around) mode, and initiate the missed approach procedures. At this point (1 minute and 21 seconds after loss of GS) the aircraft is at 1072 ft altitude (623 ft RadAlt) and 5.2 Nm DME. The aircraft continues descending down to a minimum at 13:44:56 GMT of 1024 ft (461 ft RadAlt) 4.9 Nm DME. The numbers are extracted from Flight Recorder Data. The average Vertical Speed from loss of GS to minimum altitude calculates to 1585 ft/min. Normal approach V/S (extracted from the following landing) is around 600 to 700 ft/min. The flight profile is attached. (See Attachment 1)

1.2 Avionics

The key avionics components considered during the investigation are as follows:

- Pilot / Co-pilot EFIS system
- Left / right Flight Control Computer (Flight Director and Autopilot)
- Left / Right NAV Radios including DME

The interfaces between these systems are shown in Attachment 2.

The EFIS is the primary display for ILS (GS and LOC) deviation. The EFIS ADI also displays FD, A/P and AT engage status. It should be noted that the EFIS displays does not show a GS flag at any time. A note from Boeing to NAS dated 4 April 2003 states that a GS flag should come into view when GS deviation is invalid, but this seems not to be correct. According to the maintenance manual 34-31-02, pages 32 - 38, the GS deviation pointer will be removed when GS signals have the status No Computed Data (NCD), and both the deviation pointer and deviation scale will be removed when the GS signal is invalid. Failure of the localizer signal is different. In this case a flag will be set for invalid data on both EADI and EHSI. A GS and LOC flag is set on the standby Attitude Indicator. (See attachment 2)

The aircraft has dual FCC's and the capability to perform autoland. To perform a "flare mode", both FCC's must be engaged ("dual coupled"), and a full autoland can be executed. In the case of LN-KKL "single channel" approach was selected, meaning that the FCC will fly the approach, but the pilot have to flare and land the aircraft.

The navigation radio contains as usual both GS and VOR/LOC receivers. The GS deviation signal is analog, and the same signal is routed both to FCC and the EFIS symbol generator. (See attachment 2) Please note that this is not the signal that is recorded on the Flight Data Recorder. The FDR picks up the GS deviation signal from a digital data bus originating in the EFIS Symbol Generator. The NAV radios on LN-KKL (Bendix/King RNA 34A) have a programmable option installed, "ILS Quieting". This option will "zero" both LOC and GS deviation when invalid signals are detected. This option is mentioned because the FDR GS deviation data seemed to oscillate when GS was lost. (See Attachment 3)

1.3 Flight Data Recorder

LN-KKL is equipped with a Flight Data Recorder. The recorder system consists of two units, the actual recorder, and a Data Acquisition Unit, which contains all the electronics to interface with the aircraft avionics. The FDR is a fairly "dumb" unit, which only records data collected and formatted by the DAU.

The FDR data was extracted by Braathens airline and made available to the investigation team on MS EXEL PC files. It was considered important to know from which avionics system the data originated, and in many cases, if the information was picked up from the left or right side of the avionics systems. This information was not available neither at Braathens nor at the Boeing Product Support Office in Norway.

The information was available at the manufacture of the DAU, Teledyne, California, and the correspondence with them is attached. (See Attachment 4). Based on information from Teledyne the following conclusions can be made:

- The GS deviation signal on the FDR is picked up from an EFIS data bus. It is therefore not necessarily the same as the analog GS deviation signal received by the FCC.
- There is no indication that the pilots have selected X-side sensors (switch in cockpit). Therefore the FDR is recording Left side ADC and EFIS data, while the aircraft is controlled by the copilot, using right side FD, A/P and EFIS. This means that in many cases the FDR data does not reflect the signals that is viewed by the copilot and connected to the engaged FD and A/P. As the GS and LOC deviation is picked up from the EFIS bus, this is also correct for these two signals.

1.4 Flight Data Analysis

1.4.1 Discrepancies

In the beginning of the flight data analysis the following discrepancies created a fair amount of confusion:

- After the failure of the GS transmitter the FDR data showed the GS deviation signal oscillating between +0.020 and +0.300 DDM with a period 8 seconds. Combined with the pilots statements of a delayed A/P disengagement, the possibility of FCC controlling the aircraft based on these signals needed investigation. The same oscillation was also observed on other stages of the flight where the NAV radio was tuned to VOR frequencies. Braathens Engineering clarified this problem. They had observed the phenomena on several different aircraft, and considered it to be common for this type of FDR. Also, this report concludes that the A/P did disengage after loss of GS signals, so the oscillation problem has become a “non issue”. It is assumed that FCC and EFIS are receiving a “zeroed out” GS signal due to the “ILS quieting” function.
- Reviewing FDR data, it was noticed that the signal A/P “on” / “off” behaved opposite our expectation. The signal is inverted, and shows “off” when it is supposed to be “on” and vice versa. The signals A/P-CMDA (left A/P) an A/P-CMDB (right A/P) shows correctly the engage/disengage status of the dual A/P system.

1.4.2 FD A/P AT Engage History

Attachment 5 is a summary of the FD, A/P and AT engage/disengage history for the flight from take-off to landing. The investigation was of course focused on the failed approach, but by reviewing the whole flight, the pilots familiarity with the flight control system could be observed.

The pilots use of different FD, A/P and AT modes of operation indicate that they are familiar with the aircraft FCC system. They have used just about every mode available in the FCC throughout the flight including “control wheel steering” both in the pitch and roll axis. This could of course be interpreted as part of a training session, being that the copilot were on some kind of a check out flight, but nothing in the engage history seems to indicate any abnormal operations. An overview of the engage/disengage logic is attached (See Attachment 6)

The FDR data reveals the following FCC engage/disengage data for the failed approach:

- The aircraft flies “heading hold” and “altitude hold” until LOC capture (A/P-VOR =ENG) at 13:40:13 GMT. The data indicates a “single channel” approach.
- The vertical mode continues with “altitude hold” for 2 minutes and 37 seconds until GS capture (A/P-GS =ENG) at 13:42:50 GMT.
- 37 seconds later, at 13:43:27 GMT, the A/P disengages and A/P warning is issued. This happens 4-5 second after the GS transmitter fails which is according to the Boeing documentation for engage/disengage logic (Actually 4.5 seconds, see attachment 6). The FDR data shows clearly that the A/P warning is issued immediately (triggers the A/P warning in cockpit with flashing red annunciator and aural alarm)
- NB! The vertical FD mode (A/P-GS = ENG) stays “ENG” all the way down until GA is initiated in spite of invalid GS signal.
- The lateral FD mode (A/P-VOR = ENG) stays “ENG” until GA.
- GA (A/P-TOGA = ENG) is activated at 13:44:48 GMT, 1 minute and 21 seconds after loss of GS transmission.
- The Auto Trottle (A/T) is engaged before the GS failure, and stays engaged in the same mode (A/T-MCP = ENGAGED) after the failure until GA is activated. MCP means speed target manually selected on the A/T Mode Control Panel.

1.4.3 Flight Data Observations

In addition to the FD, A/P and AT engage/disengage history, the FDR data was reviewed in general, to look for possible abnormal events or explanations to the occurrences associated with the approach. A selected set of flight data parameters from the FDR is attached. (Attachment 7)

The approach, up to the point where GS is lost, seems to be normal without any discrepancies observed. This approach was compared to the approach when the aircraft finally landed, and the two were very similar regarding flight profile, airspeed, LOC and GS deviation, GS overshoot and so on.

After the GS transmission is lost, the FDR data clearly shows through the A/P engage status that the A/P did disengage according to specifications. Both A/P-CMDB and A/P shows that the A/P disengages. This can be verified by studying the LOC deviation, which stays on values between -0.001 and -0.002 DDM before disengagement, but slowly increases to -0.023 DDM after disengagement.

Before A/P disengagement the aircraft has just flown “through” the GS beam and is high compared to the beam. The GS deviation indicates correctly “fly down” and the elevators indicate a fairly steady 3-4 degree “nose down”. The 3-4 degrees are maintained after the A/P disengage, probably auto trimmed into this position. As the A/T stays engaged after the A/P disengage, it is possible that the “nose down” elevator position tends to increase airspeed, leading the A/T to reduce power, and the rapid descent is initiated. Flight data to support this is not available (we would need the A/T speed setting).

One important observation from the FDR data is that after the A/P disengage, there is hardly any noticeable activity on the elevator position or the control column (pitch axis). The elevator position stays fairly stable between -3 and -4 degrees, and the control column between 0 and -0.5 degrees, for quite some time.

1.4.4 Simulation of approach on LN-KKL

On May 15, 2003, the investigation team made an attempt to simulate the failed approach on LN-KKL in the Sundt Air hangar at Gardermoen Airport. The LOC and GS signals were simulated with equipment (and assistance) supplied by Ivar E. Hilde from the Norwegian Post and Telecommunications Authorities. An air data simulator was also made available.

The A/P “single channel” coupled approach could be simulated all the way to GS capture. At this point the A/P disengaged. The engage logic was reviewed beforehand in Boeing documentation, which did not reveal any reason for disengagement. The team is still uncertain as to why the A/P tripped.

The attempted simulation did, however, reveal some useful information:

- The loss of GS signal does not display any GS flag on EFIS. Removal of the “tiny” little GS deviation pointer is only indication to the pilot that GS is lost.
- The “stand by” ADI displays a GS flag, but this display is out of the pilots primary view.
- By pulling the circuit breakers on the NAV radio (GS deviation invalid), the GS deviation pointer and the deviation scale was removed.
- The A/P disengage is clearly annunciated and cannot be misinterpreted. It activates both a loud aural alarm and a flashing red annunciator in the primary view of the pilot/copilot.
- The FD mode annunciator on the EADI displays GS in green color even after the GS signal has failed. This will normally indicate that GS is engaged and valid. The same observation was made from the FDR data showing that GS FD mode was engaged.

2.0 Conclusions

2.1 Cockpit Crew

There are no specific requirements for loss of GS (or LOC) transmitter for a CAT I ILS. A CAT II ILS must show a MTBF greater than 2000 hours to meet certification requirements.

This means that a CAT II ILS can “legally” fail 2-3 times a year, making it a fairly common occurrence, and a situation the cockpit crew should be able to handle. In the case of LN-KKL, the crew did not satisfactorily handle the loss of GS signal.

When a situation occurs, the basic rule is “fly the aircraft first”, then try to resolve problems. All indications are that this did not happen. The pilots had Altitude, RadAlt, V/S and DME distance available, but reacted very late to a 3 times “normal” V/S and rapidly decreasing altitudes while the DME shows a significant distance to the runway.

2.2 Avionics Equipment

Having given the pilots some criticism for their handling of the situation, equal criticism should be given to the Avionics equipment onboard the aircraft. We have a failure, judged to be fairly common, which leads to an A/P disengage in critical phase of the flight, but no clear message to the pilots as to what happened. Removal of the “tiny” little GS deviation pointer is easy to overlook in a stressed situation, and it adds to the confusion that the EFIS FD mode annunciator shows green active GS mode with no GS flag in view. The common philosophy is that an engaged mode will only be annunciated engaged when all conditions for being so are satisfied. It is also uncommon not to display a GS flag when GS fails.

It will be speculations to determine if this is by design or if an error is revealed. The case is, however, serious enough to be discussed with Boeing and the proper certification authorities.

Attachments:

- Attachment 1 - Flight Profile
- Attachment 2 - Avionics System Interfaces
- Attachment 3 - Correspondence “ILS Quiteing” Option
- Attachment 4 - Correspondence Teledyne
- Attachment 5 - FD, A/P and A/T Engage history
- Attachment 6 - A/P Engage Logic
- Attachment 7 - Selected Section from FDR