RAAD VOOR DE TRANSPORT VEILIGHEID

EINDRAPPORT

1999142

Botsing in de lucht tussen

PH-BLY Piper PA-28-140

J-059 General Dynamics F-16

22 december 1999, nabij Etten-Leur

RAAD VOOR DE
TRANSPORT
VEILIGHEID

EINDRAPPORT

De Raad voor de Transportveiligheid is een Zelfstandig Bestuurs Orgaan met een eigen rechtspersoonlijkheid dat bij wet is ingesteld met als taak te onderzoeken en vast te stellen wat de oorzaken of vermoedelijke oorzaken zijn van individuele of categorieën van ongevallen en incidenten in alle transportsectoren te weten, de scheepvaart, de luchtvaart, het railvervoer en wegvervoer alsmede het buisleidingen transport. Het uitsluitend doel van dergelijk onderzoek is toekomstige ongevallen of incidenten te voorkomen en indien de uitkomsten van een en ander daartoe aanleiding geven daaraan veiligheidsaanbevelingen te verbinden.
De organisatiestructuur bestaat uit een overkoepelende Raad voor de Transportveiligheid en daaronder een onderverdeling in Kamers per transportsector. Deze worden ondersteund door een staf van onderzoekers en een secretariaat.

SAMENSTELLING VAN DE RAAD EN KAMER LUCHTVAART

De Raad voor de Transportveiligheid is als volgt samengesteld:

Mr. Pieter van Vollenhoven Voorzitter
F.W.C. Castricum Vice Voorzitter
J.A.M. Elias Vice Voorzitter

Mr. A.H. Brouwer-Korf
Mr. D.M. Dragt
Mr. J.A.M. Hendrikx
Mr. E.R. Müller
Prof. Dr. U. Rosenthal
Mr. E.M.A. Schmitz
L.W. Snoek
J. Stekelenburg
Dr. Ir. J.P. Visser
Prof. Dr. W.A. Wagenaar
Mr. G. Vrieze
Prof. Dr. Ir. J. Wismans

Secretariaat:

Mr. S.B. Boelens
Drs. J.H. Pongers

De Kamer Luchtvaart is als volgt samengesteld:

Mr. E.R. Müller Voorzitter
L.W. Snoek Vice Voorzitter

C. Barendregt
Ir. H. Benedictus
H.P. Corssmit
J. Hofstra
Ir. T. Peschier
Drs. J. Smit
Ir. M. van der Veen

Secretariaat:

B.A. Groenendijk
Mr. H. Geut (tot 1 maart 2001)
Ing. K.E. Beumkes
(vanaf 1 maart 2001)

Bezoekadres:
Prins Clauslaan 18
2595 AJ Den Haag
telefoon (031) 70 333 7000

Postadres:
Postbus 95404
2509 CK Den Haag
telefax (031) 70 333 7078

SAMENSTELLING

Samenstelling Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie:	Samenstelling Adviescommissie Luchtvaartongevallen Koninklijke Luchtmacht:
Luitenant-Generaal Klu b.d. F.J. de Jong Voorzitter	Commodore L.C.R.M. van den Born Voorzitter
Kolonel b.d. W.P.H. Bezemer	Commodore A.H. Slierendrecht
Generaal-Majoor b.d. D. Spies	Commodore P.M.A. Vorderman
Commandeur b.d. R. Zeijlemaker	Luitenant-Kolonel G.M.M.A. van Bemmelen
	Luitenant-Kolonel G.J.M. van Velthoven
Secretariaat:	Secretariaat:
Luitenant-Kolonel b.d. Ing. J.H. Slager	Luitenant-Kolonel Mr. R.J.W. Schoonderwoerd

RAPPORT 1999142

Eindrapport van het onderzoek naar de oorzaak van het ongeval met de vliegtuigen PH-BLY, een Piper PA-28-140 en J-059, een General Dynamics F-16 op 22 december 1999 nabij Etten-Leur.

Het onderzoek van de Raad is, conform Bijlage 13 bij het Verdrag van Chicago alsmede Richtlijn nr. 94/56/EG, houdende vaststelling van de grondbeginselen voor het onderzoek van ongevallen en incidenten in de burgerluchtvaart, van de Raad voor de Europese Gemeenschappen, niet gericht op het toerekenen van schuld of aansprakelijkheid.

Mr. Pieter van Vollenhoven
Voorzitter van de Raad

Mr. S.B. Boelens
Secretaris-Directeur

Den Haag, Maart 2001

De Eindrapporten van de Raad voor de Transportveiligheid zijn openbaar.
Een ieder kan daarvan gratis een afschrift verkrijgen door schriftelijke bestelling bij Sdu Grafisch Bedrijf bv, Christoffel Plantijnstraat 2, Den Haag, telefax nr. 070 378 9744.
De rapporten zijn voorts electronisch verkrijgbaar via website www.rvtv.nl.

INHOUD

VOORWOORD
Inleiding
Beschouwing

AFKORTINGENLIJST

ALGEMENE GEGEVENS VAN HET ONGEVAL EN HET ONDERZOEK

KORTE SAMENVATTING

1 FEITELIJKE INFORMATIE
1.1 De vlucht en het ongeval
1.1.1 De opdracht
1.1.2 Voorbereidingen
1.1.3 Verloop voor het ongeval
1.1.4 Het ongeval
1.2 Letsel
1.3 Schade aan de vliegtuigen
1.4 Schade aan derden
1.5 Gegevens van de bestuurders
1.5.1 PH-BLY
1.5.2 Grizzly formatie
1.6 Gegevens van de vliegtuigen
1.6.1 PH-BLY
1.6.2 J-059
1.7 Meteorologische gegevens
1.7.1 Gegevens verkregen van het KNMI
1.7.2 Gegevens verkregen uit getuigenverklaringen en luchtfoto's
1.8 Navigatiehulpmiddelen
1.9 Radiocommunicatie
1.10 Plaats van het ongeval
1.11 Flightrecorders
1.12 Wrakonderzoek, gegevens botsing en vluchtpadreconstructie
1.13 Medische en pathologische gegevens
1.14 Brand
1.15 Overlevingsaspecten
1.15.1 Verloop na het ongeval

1.15.2 F-16 Veiligheidsuitrusting
1.15.3 F-16 Ontsnappingssysteem
1.16 Nadere onderzoeken
1.17 Organisatie en management informatie
1.17.1 Regelgeving m.b.t. ongecontroleerde VFR vluchten
1.18 Overige Informatie
1.18.1 Getuigenverklaringen
1.18.2 Soortgelijke botsing op 24 oktober 1974 boven Wouw
1.19 Nieuwe onderzoekstechnieken

2 ANALYSE
2.1 Algemeen
2.2 De vluchtvoorbereiding en -uitvoering
2.3 See-and-avoid concept
2.3.1 Inleiding
2.3.2 Beperkingen
2.3.3 Doeltreffendheid
2.4 Botsing J-059/PH-BLY
2.4.1 Inleiding
2.4.2 Factoren van invloed
2.5 Waarschijnlijkheid

3 CONCLUSIES

4 WAARSCHIJNLIJKE OORZAAK

5 AANBEVELINGEN

BIJLAGEN

A Vliegroute van de F-16 formatie

B Stinger formatievorm

C Foto van de PH-BLY

D NLR-rapport: "Onderzoek naar het ongeval met de MLU-F-16 J-059 en de Piper PH-BLY"

E Regelgeving m.b.t. ongecontroleerde VFR vluchten

F Weber: "Analyses of Midair Collisions in German Airspace"

G H.-E. Hoffmann: "The Limited Range of the Human Eye for Optical Aircraft Acquisition"

H BASI-rapport: "Limitations of the See-and-Avoid Principle"

I Uitspraak van de Raad voor de Luchtvaart inzake de botsing te Wouw op 24 oktober 1974

J NLR: Aanvullende informatie vliegpad J-059

VOORWOORD

Inleiding

Voor U ligt het eindrapport van de Raad voor de Transportveiligheid inzake het onderzoek naar de botsing tussen een militair vliegtuig (een F-16 met als registratienummer J-059) en een sportvliegtuig (een Piper PA-28-140 met als registratie PH-BLY).
Deze botsing vond plaats op 22 december 1999 nabij Etten-Leur en Hoeven. Bij dit ernstig ongeval kwamen de twee inzittenden van het sportvliegtuig (PH-BLY) om het leven. De vlieger van de F-16 heeft zich door middel van de schietstoel in veiligheid weten te stellen.

De Raad voor de Transportveiligheid is op 1 juli 1999 in Nederland opgericht met als doel om onafhankelijke onderzoeken in te stellen naar de oorzaken van ongevallen en (ernstige) incidenten in alle transportsectoren (luchtvaart, scheepvaart, spoor-, wegverkeer en buisleidingen). Het onderzoek naar de schuldvraag is geen taak van de Raad voor de Transportveiligheid, het onderzoek beoogt uitsluitend de (achterliggende) oorzaken die ten grondslag hebben gelegen aan het ongeval, te achterhalen om er lering uit te kunnen trekken en daarmee een bijdrage te leveren aan het voorkomen van dergelijke ongevallen in de toekomst.

Gelet op het gegeven, dat hier sprake was van een botsing tussen een militair vliegtuig en een civiel vliegtuig heeft uitvoerig overleg plaatsgevonden met de Minister van Defensie. Daarbij is de vraag aan de orde geweest of er twee eindrapporten (Defensie en Raad voor de Transportveiligheid) zouden worden uitgebracht dan wel één eindrapport onder verantwoordelijkheid van de Raad voor de Transportveiligheid.
De Minister van Defensie kon zich verenigen met het voorstel van de Raad voor de Transportveiligheid om te komen tot één eindrapportage onder eindverantwoordelijkheid van de Raad voor de Transportveiligheid.
Het onderzoek werd daardoor uitgevoerd door een gezamenlijke commissie van de Raad voor de Transportveiligheid en de Adviescommissie Luchtvaartongevallen Koninklijke Luchtmacht. De afronding van het rapport en de vaststelling van aanbevelingen is geschied in een gezamenlijke vergadering van de Raad voor de Transportveiligheid en de Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie.

Normaliter worden de rapporten van de Raad voor de Transportveiligheid direct gepubliceerd. In dit geval is besloten om het eindrapport in eerste instantie (tijdelijk) alleen aan de Minister van Defensie te doen toekomen, opdat aldaar beraad kon plaatsvinden of bepaalde internationale geheimhoudingsverplichtingen hier in het geding zouden zijn. Dit bleek niet het geval te zijn.

Beschouwing

In het kader van het jaarlijkse oefenprogramma van de Koninklijke Luchtmacht dient iedere F-16 vlieger een aantal vluchten op lage hoogte uit te voeren. Op 22 december 1999 vond in dat kader een navigatieoefening plaats met drie F-16's in formatieverband.
Het tweede toestel uit deze formatie is in botsing gekomen met het sportvliegtuig. De botsing vond plaats in het ongecontroleerde luchtruim. Er wordt, overeenkomstig de internationale regels, onderscheid gemaakt tussen gecontroleerd gebied en ongecontroleerd gebied. In het gecontroleerde gebied wordt het vliegen door de verkeersleidingsinstanties (in diverse gradaties) gecontroleerd, terwijl in het ongecontroleerde gebied de verantwoordelijkheid voor het voldoende afstand houden met het overige vliegverkeer volledig in handen ligt van de vliegtuigbestuurders zelf.
Deze verantwoordelijkheid wordt inhoud gegeven met het houden van uitkijk, het vliegen op eigen zicht (het see-and-avoid concept). Om dit laatste – het vliegen op eigen zicht – verantwoord te kunnen laten geschieden, zijn zowel zicht- als snelheidslimieten voor de ongecontroleerde gebieden voorgeschreven. De maximum snelheid voor civiele vliegtuigen is 250 knopen (kt). Voor militaire gevechtsvliegtuigen geldt een aparte regel waarbij die snelheid is verhoogd tot 450 kt (mits het zicht tenminste 8 km is). Dit is gedaan om ervaring te kunnen opdoen voor operationele omstandigheden, alsmede om veiligheidsredenen. In geval van motorstoring kan immers bij hoge snelheid de neus van het vliegtuig omhoog worden getrokken en hoogte worden gewonnen. Bij het bereiken van een hoogte van 5000 ft kan er nog een poging worden gedaan om te herstarten. Bovendien is het gebruik van de schietstoel veiliger indien dit op grotere hoogte kan geschieden.

Bij de botsing op 22 december 1999 werd de militaire vlieger op een hoogte van 1270 ft met een snelheid van 455 kt plotseling geconfronteerd met "plastic wit", hetgeen onmiddellijk werd gevolgd door een harde klap.
Vanzelfsprekend zijn er in het verleden vele (inter)nationale discussies geweest of het verantwoord was om in de ongecontroleerde gebieden alleen te werken met het 'see-and-avoid' concept als 'enig' middel om botsingen te kunnen voorkomen.
Aangezien het ongecontroleerde gebied meestal wordt gebruikt door de sportvliegerij (motor- en zweefvliegtuigen, ballons, ultra-lights etc.) en in achtnemende dat het vliegverkeer in het ongecontroleerde gebied aanzienlijk is toegenomen kan men uiteindelijk vaststellen dat het aantal (mid-air) vliegtuigbotsingen beperkt van omvang is gebleven.

In Nederland heeft een soortgelijke botsing zich afgespeeld op 24 oktober 1974 te Wouw. Hierbij kwamen een Amerikaanse USAF Phantom (F-4) en het civiele vliegtuig, een Cessna 172 met elkaar in botsing, waarbij de bestuurder (tevens enig inzittende) van de Cessna om het leven kwam.
De toenmalige Raad voor de Luchtvaart – belast met het onafhankelijk onderzoek en het doen van tuchtrechtuitspraken – schreef hier o.a. het volgende over in zijn eindrapport:

"Bij het ongeval heeft de zeer grote snelheid waarmede de beide betrokken vliegtuigen elkaar zijn genaderd het de vliegers fysiek onmogelijk gemaakt een uitwijkmanoeuvre met succes uit te voeren... etc... De Raad is ervan overtuigd, dat voor ieder van beide vliegers afwezigheid van alle schuld moet worden aangenomen (De toenmalige Raad voor de Luchtvaart was een tuchtcollege!). *De Raad heeft de conclusie getrokken, dat*

de huidige voorschriften het risico in zich herbergen, dat onder bepaalde omstandigheden een ongeval zoals het onderhavige praktisch niet is te vermijden..."

In de Verenigde Staten hebben tussen 1983 en 1999 zo'n 318 (mid-air) botsingen plaatsgevonden, waarvan de meeste rondom de kleine vliegvelden bij landing, start of tijdens het klimmen. In de sportvliegerij zijn de snelheden echter zodanig van aard dat 60% van deze vliegtuigen nog veilig kon landen. Vijf van deze 318 botsingen waren vergelijkbaar (high speed military aircraft with lower speed civil aircraft) met het ongeval bij Etten-Leur. De FAA (de Amerikaanse Rijksluchtvaartdienst) zegt daarover dat het 'see-and-avoid' concept uiterst ineffectief is te noemen als enig middel ter voorkoming van dergelijke botsingen. Om deze reden wilde men het laagvliegen van militaire vliegtuigen met hoge snelheid minimaliseren en zelfs elimineren zeker voor die oefeningen, die voor de militairen een beperkte operationele waarde zouden hebben.

De Raad voor de Transportveiligheid realiseert zich ten volle, dat het voor de Koninklijke Luchtmacht noodzakelijk is – ter wille van operationele voorbereidingen – om een aantal vluchten op lage hoogte te blijven uitvoeren.
De Raad voor de Transportveiligheid is tevens overtuigd van het vakmanschap van de militaire vliegers. Bij de gegeven snelheden, en de snelheidsverschillen, blijkt het enige middel dat ter beschikking staat om botsingen te voorkomen, see and avoid, niet te werken, ook niet bij een zicht van 8 km of meer. Dergelijke ongevallen – ook al geschieden zij in geringe mate – zouden bij wijze van spreken morgen dan ook weer kunnen plaatsvinden. In dit verband zou de Raad voor de Transportveiligheid niet willen spreken van een aanvaardbaar risico (waarbij ook rekening moet worden gehouden met mogelijk ernstige gevolgen op de grond indien vliegtuigen of delen daarvan, in bebouwd gebied neerkomen).
De Raad voor de Transportveiligheid is om deze reden met de Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie van mening dat op korte termijn een separatie (een fysieke scheiding) dient te worden aangebracht tussen de snelle militaire vliegtuigen en langzaam luchtverkeer in het ongecontroleerde luchtruim.
Bij het aanbrengen van zo'n scheiding kan men denken aan het instellen van verticale luchtcorridors. Deze worden voorzien van een nader vast te stellen bandbreedte, maximum en minimum vlieghoogte. Bij het aanbrengen van een scheiding kan men ook denken aan de instelling van een horizontale corridor, die voorzien wordt van een maximum en minimum vlieghoogte.
Deze corridors zijn dan beschikbaar als oefenruimte voor snelle militaire vliegtuigen in het ongecontroleerde luchtruim. Gezien de tijd die zo'n "herindeling" van het luchtruim vraagt, zouden vooruitlopend daarop deze corridors vooralsnog kunnen worden aangemerkt als zogenoemde waarschuwingsgebieden.
De Raad voor de Transportveiligheid realiseert zich dat het botsingsgevaar bij dergelijke corridors weliswaar aanzienlijk kan worden verkleind, maar dat er ook bezwaren aan kleven: het optreden van een schijnbaar veiligheidsgevoel, mogelijke geluidsoverlast bij verticale corridors en de verkleining van de vrijheid van beide partijen (en daarmee onder andere de oefenwaarde) in het ongecontroleerde luchtruim.
Gezien de complexiteit van de materie lijkt het dan ook zinvol dat de mogelijkheden en de voor- en nadelen daarvan, worden bezien in een gezamenlijke commissie van de ministeries van Verkeer en Waterstaat en van Defensie.

De Raad voor de Transportveiligheid in eenstemmigheid met de Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie, beveelt de Ministers van Verkeer en Waterstaat en

van Defensie aan te bevorderen dat met inachtneming van het bovenstaande, op korte termijn voorstellen worden gedaan inzake het aanbrengen van een scheiding tussen het (snelle) militaire luchtverkeer en het "langzame" luchtverkeer in het ongecontroleerde luchtruim.
Voor de langere termijn dienen de Ministers te laten onderzoeken of (nieuwe) technische voorzieningen een oplossing kunnen bieden met betrekking tot het minimaliseren van de kans op dit soort botsingen.
Hierbij kan onder andere in overweging worden genomen het verplicht stellen van radiocontact tussen de vliegtuigen en de verkeersleiding. Ook zou de aanwezigheid en het gebruik van transponders verplicht kunnen worden gesteld. (De transponder is een instrument in een vliegtuig dat, indien ingeschakeld, de verkeersleiding precies informeert waar het vliegtuig zich bevindt, op welke hoogte en in welke richting het zich begeeft).
Het wordt daarbij raadzaam geacht dat zowel de lidstaten van de Europese Unie als de NAVO-partners hieromtrent worden geraadpleegd.

AFKORTINGENLIJST

A	aeroplane (vliegtuig)
AGL	above ground level (boven maaiveld)
AIP	aeronautical information publication (luchtvaartgids)
AMSL	above mean sea level (boven gemiddeld zeeniveau)
ATC	air traffic control (luchtverkeersleiding)
ATS	air traffic services (luchtverkeersdienstverlening)
ATTC	aircent training target catalogue
AVTR	airborne video tape recording
BASI	Bureau of Air Safety Investigation (Australië)
° C	graden Celsius
CAVOK	ceiling and visibility ok
CPL	commercial pilot licence (beroepsvliegbewijs)
CTR	control zone (plaatselijk verkeersleidingsgebied)
DTC	data transfer cartridge
EG	Europese Gemeenschappen
EPU	emergency power unit
FCR	fire control radar
FI	flight instructor (vlieginstructeur)
FIR	flight information region (vluchtinformatiegebied)
FL	flight level (vliegniveau)
FLCC	flight controle computer
FLCS	flight controle system
ft	feet (voet(en)) [1 ft = 0,305 meter]
HSD	horizontal situation display
HUD	head up display
IAS	indicated airspeed (aangewezen luchtsnelheid)
ICAO	International Civil Aviation Organization
IFR	instrument flight rules (instrumentvliegvoorschriften)
IR	instrument rating (instrumenten vliegbevoegdheid)
KCAS	knots calibrated airspeed (knopen gecalibreerde luchtsnelheid)
KLu	Koninklijke Luchtmacht
km	kilometer(s)
KNMI	Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut
kt	knots (knopen) [1 kt = 1,852 kilometer per uur]
lb	pound(s) (pond(en)) [1 lb = 0,4545 kg]
LVNL	Luchtverkeersleiding Nederland
LVV	luchtverkeersvoorschrift voor de Koninklijke Luchtmacht
LVR	luchtvaart reglement

m	meter(s)
M	minus
m/s	meter per seconde
MAL	mededeling aan Nederlandse luchtvarenden en eigenaren van luchtvaartuigen
MFD	multi function display
N	noorderbreedte
NAT I	medische verklaring klasse I (CPL)
NAT II	medische verklaring klasse II (RPL)
NLR	Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
NM	nautical mile(s) (zeemijl(en)) [1 NM = 1852 meter]
NOTAM	notice to airmen (bericht aan luchtvarenden)
O	oosterlengte
PDIB	pilot daily information brief
QNH	atmosferische druk op zeeniveau
RLD	Rijksluchtvaartdienst
RPL	recreational pilot licence (beperkt privé-vliegbewijs)
RT	radiotelefonie
RvTV	Raad voor de Transportveiligheid
SDR	seatdatarecorder
SE	single engine (éénmotorig)
Temp	temperatuur
Td	dauwpunt
TMA	terminal control area (naderingsverkeersgebied)
UHF	ultra high frequency
USAF	United States Air Force
UTC	co-ordinated universal time (gecoördineerde wereldtijd)
VFR	visual flight rules (zichtvliegvoorschriften)
VHF	very high frequency
VMC	visual meteorologic conditions (zichtweersomstandigheden)

Alle tijden in dit rapport zijn locale tijden (UTC+1) tenzij anders vermeld.

ALGEMENE GEGEVENS VAN HET ONGEVAL EN HET ONDERZOEK

Plaats	: nabij Etten-Leur en Hoeven
Locatie wrak	: PH-BLY, 51°36'5" N 004°37'2" O J-059, 51°36'7" N 004°35'2" O
Datum en tijdstip	: 22 december 1999, 11:54 uur
Luchtvaartuig	: PH-BLY, Piper PA-28-140 J-059, General Dynamics F-16 Beide vliegtuigen werden vernield.
Bemanning	: PH-BLY, twee, beiden gedood J-059, één, licht gewond
Passagiers	: Geen
Soort vlucht	: PH-BLY, instructievlucht J-059, operationele navigatievlucht
Fase van de vlucht	: Kruisvlucht
Type ongeval	: Botsing in de lucht

Het onderzoek van het ongeval werd ingesteld door een gezamenlijke commissie van de Raad voor de Transportveiligheid en de Koninklijke Luchtmacht.

KORTE SAMENVATTING

Tijdens een VFR-navigatievlucht op lage hoogte in ongecontroleerd luchtruim van een formatie van drie F-16's van de Koninklijke Luchtmacht afkomstig van de vliegbasis Twenthe, door Duitsland, Nederland en België, is de nummer twee van de formatie, de J-059 in botsing gekomen met de PA-28, PH-BLY, afkomstig van het vliegveld Seppe. De twee inzittenden van de PH-BLY kwamen bij de botsing om het leven. De vlieger van de J-059 heeft zich door middel van de schietstoel in veiligheid gebracht en heeft daarbij lichte verwondingen opgelopen. Beide vliegtuigen werden vernield.

1 FEITELIJKE INFORMATIE

1.1 De vlucht en het ongeval

1.1.1 De opdracht

Op 22 december 1999 was de vlieger van de J-059 een vluchtopdracht verstrekt voor een vlucht als nummer 2 in een formatie van drie F-16's van het 315 squadron van de vliegbasis Twenthe, met de roepnaam "Grizzly". De opdracht was het uitvoeren van een navigatievlucht op lage hoogte (niet lager dan 1000 ft AGL) in ongecontroleerd luchtruim boven Duitsland, Nederland en België. In bijlage A is de route in een kaart getekend. Iedere F-16 vlieger dient in het kader van het Jaarlijks Oefen Programma van de Koninklijke Luchtmacht een aantal vluchten op lage hoogte uit te voeren. Zowel in Duitsland als in Nederland zou een gesimuleerde aanval worden uitgevoerd op een gronddoel, geselecteerd uit de Aircent Training Target Catalogue (ATTC). Op weg naar het eerste doel, zuid van de vliegbasis Twenthe, zou door een gebied worden gevlogen waar een formatie van twee F-16's van de vliegbasis Twenthe, met de roepnaam "Lion" een gesimuleerde luchtdreiging zou verzorgen. Vervolgens zou de route vervolgd worden naar het tweede doel ten zuiden van de vliegbasis Gilze-Rijen. Na het tweede doel zou de formatie via een instrumentnadering op marinevliegkamp Valkenburg langs de kust naar Noord-Holland en vervolgens weer terug naar de vliegbasis Twenthe navigeren. Na luchtdreiging te hebben geleverd zou de Lion formatie met twee minuten separatie (ca. 15 NM) ten opzichte van de Grizzly formatie dezelfde route vliegen.

De vlucht van de PH-BLY vormde een onderdeel van de vliegopleiding van een leerling vlieger, en werd uitgevoerd met een instructeur van de International Pilot Academy. De locale lesvlucht zou ongeveer een uur duren.

1.1.2 Voorbereidingen

Op de ochtend van 22 december 1999 hadden alle vliegers van de Grizzly formatie een meteo- en verkeersleidingsbriefing ontvangen. Voor wat betreft de gesimuleerde luchtdreiging werd een coördinatiebriefing gehouden tussen de leider van de Grizzly formatie en de beide vliegers van de Lion formatie. Na de planning werd de hele Grizzly formatie door de leider gebriefed aan de hand van een checklist. Omdat de navigatievlucht in ongecontroleerd luchtruim plaats zou vinden en beneden 1500 ft AMSL, was radiocontact met de (militaire) luchtverkeersleidingsdienst niet nodig en werd de transponder niet afgestemd op mode A of C. De VHF-radio zou worden gebruikt voor de communicatie van de Grizzly formatie onderling en de UHF-radio voor communicatie met de Lion formatie. Als laatste gaf de dienstdoende ops officier, die tevens de vlucht had geautoriseerd conform de Koninklijke Luchtmacht reglementen, aan de hand van een checklist een 'last minute' briefing.

Bij de vluchtvoorbereiding werden zoals gebruikelijk bij de Koninklijke Luchtmacht de gegevens verwerkt uit de NOTAM's, Pilot Daily Information Brief (PDIB), meteo informatie en vogeltrekbulletins. De doelen, geselecteerd uit de ATTC, werden geplot op schaal 1:50.000 kaarten. Alle relevante informatie werd op de routekaart (schaal 1:500.000) geplot en verwerkt in de Data Transfer Cartridge (DTC) zodat deze gegevens ook in de cockpit zichtbaar kon worden gemaakt op de Horizontal Situation Display (HSD). In het kader van de oefening werden de plaatselijke verkeersleidingsgebieden (CTR's) als gesimuleerde zogenoemde 'threat circles' in de DTC geladen. Ook werd de

waarschuwing voor de minimale vlieghoogte voor F-16's op 1000 ft AGL ingesteld in de DTC's en de boordcomputers. Voor de vlucht werd een VFR vluchtplan ingediend. De vliegtuigen werden voor de vlucht geïnspecteerd en in orde bevonden. De drie vliegers van de Grizzly formatie hadden voldoende rust gehad voor de aanvang van de vlucht.

Kort na 11:00 uur heeft een medewerker van de havendienst van vliegveld Seppe de leerling de PH-BLY zien inspecteren. Bij de vliegschool is het gebruikelijk dat voor aanvang van de eerste vlucht van de dag alle lichten op juiste werking worden gecontroleerd. Getuigenverklaringen geven aan dat de inzittenden van de PH-BLY die ochtend een normale en fitte indruk gaven.

1.1.3 Verloop voor het ongeval

De Grizzly formatie heeft zich na de start om 11:15 uur van vliegbasis Twenthe afgemeld bij de verkeersleiding en is via de standaard vertrekroute en linkroute 10 het Duitse luchtruim binnengevlogen ca. 25 NM ten oosten van vliegveld Eelde. Daar werd met succes de gesimuleerde luchtdreiging (Lion 1 en 2) ontweken, waarna koers werd gezet naar achtereenvolgens doel 1 en 2. Tijdens de gehele vlucht werd de zogenoemde 'Stinger' formatie aangehouden. Dit is een standaard formatie voor vluchten op lage hoogte. Zie ook bijlage B. In deze vorm van kruisvlucht formatie vliegt de nummer 2 links of rechts van de nummer 1 op ca. 1 – 1½ NM afstand. De positie links of rechts is afhankelijk van onder andere zonnestand, plaatselijke verkeersleidingsgebieden (CTR's) en restricted area's. Nummer 3 volgt op ongeveer 15 seconden, dit is ca. 1½ NM afstand. Op deze manier wordt een maximale uitkijk van de formatie naar alle kwadranten gegarandeerd. De J-059 vloog als Grizzly 2. Tijdens de gehele vlucht hield de J-059 de juiste positie ten opzichte van Grizzly 1 (de leider). Na de aanval op het tweede doel, dat door de J-059 om 11:52 uur werd verlaten, formeerde deze op rechts van de leider. Om ca. 11:53 uur meldde Grizzly 2 over de radio dat de fire control radar van de J-059 defect was geraakt. Vervolgens voerde de route op de kaart de formatie over het oostelijk deel van de bebouwde kom van Etten-Leur. Grizzly 1 was zich dit bewust en verlegde de koers eerst naar het noorden en vervolgens naar het westen om de formatie vrij te houden van de bebouwing. De J-059 reageerde op deze manoeuvre door achterlangs Grizzly 1 naar links te sturen.

In de tussentijd was de PH-BLY na de start van vliegveld Seppe om 11:20 uur in noordoostelijke richting gevlogen en had op een afstand van ca. 5 – 10 NM van vliegveld Seppe ongeveer dertig minuten geoefend. Om ca. 11:49 uur werd koers gezet in zuidwestelijke richting, waarschijnlijk met de bedoeling terug te keren naar Seppe. Nadat de PH-BLY het circuit van Seppe had verlaten, heeft er geen radiocontact meer plaats gevonden.

1.1.4 Het ongeval

Onmiddellijk na te zijn uitgerold op een westelijke koers verifieerde de bestuurder van de J-059 haar positie ten opzichte van haar formatieleider en van de geplande grondkoers aan de hand van de vliegkaart en de HSD. Hiertoe maakte zij visueel contact met Grizzly 1 en verplaatste vervolgens haar aandacht voor een paar seconden naar binnen. Uit de laatste bruikbare data afkomstig uit de gegevensdragers van de J-059 wordt afgeleid dat de J-059 ca. 13 seconden voor de botsing in een rechte lijn en met de vleugels nagenoeg horizontaal vloog. De J-059 had een magnetische koers van 261 graden en vloog op een hoogte van 1270 ft met een snelheid van 455 KCAS. Toen weer naar buiten werd gekeken werd haar uitzicht gevuld met – naar eigen zeggen –

"plastic wit", onmiddellijk gevolgd door een harde klap. Uit de radardata volgt dat de PH-BLY op dat moment een zuidwestelijke koers volgde. De J-059 is van linksachter, onder een hoek van ca. 30 graden ten opzichte van de langsas van de PH-BLY daarmee in botsing gekomen. Direct werd de cockpit van de J-059 omgeven door vuur en begon de J-059 ongecontroleerde rol- en pitchbewegingen te maken, gepaard gaande met positieve en negatieve g-krachten. De botsing vond plaats omstreeks 11:54 uur. De bestuurder van de J-059 heeft het vliegtuig met de schietstoel verlaten. De beide inzittenden van de PH-BLY kwamen bij de botsing om. De bestuurder van de J-059 liep lichte verwondingen op.

1.2 Letsel

Letsel	Bemanning	Passagiers	Derden	Totaal
Fataal	2 / PH-BLY	0	0	2
Ernstig	0	0	0	0
Licht/Geen	1 / J-059	0	0	1
Totaal	3	0	0	3

1.3 Schade aan de vliegtuigen

Beide vliegtuigen werden vernield.

1.4 Schade aan derden

Schade aan het dak van een nabijgelegen woonhuis en schuur, alsmede schade aan enkele akkers en milieu.

1.5 Gegevens van de bestuurders

1.5.1. PH-BLY

Instructeur : Nederlandse man, 50 jaar

Medische Verklaring : klassen NAT-I en NAT-II, beiden geldig tot 01-03-2000. Met de restrictie: "Shall wear correcting lenses". Laatste medische keuring op 19-08-1999.

Bewijzen van Bevoegdheid : CPL(A), SE Piston (land), RT, IR-SE(A), FI(A),

Laatste Profcheck : 25-02-1999 IR-SE(A)

Vliegervaring (uur)	: Alle typen	Instructie
Totaal	826:00	96:15
Laatste 12 maanden	223:30	96:15
Laatste 3 maanden	65:00	43:10
Laatste 30 dagen	16:00	10:35

Leerling : Nederlandse man, 45 jaar

Medische Verklaring : klasse NAT-II, geldig tot 09-04-2001. Laatste medische keuring op 09-04-1999.

Bewijzen van Bevoegdheid : Geen

Vliegervaring (uur)	: Alle typen	PA-28
Totaal	29:50	11:40
Laatste 12 maanden	29:50	11:40
Laatste 3 maanden	11:35	10:55
Laatste 30 dagen	3:00	3:00

1.5.2 Grizzly formatie

Bestuurder J-366 (Grizzly 1) : Nederlandse man, 30 jaar

Medische Verklaring : Laatst gekeurd op 25-01-1999, geldig tot 31-01-2000

Bewijzen van Bevoegdheid : Groot Militair Brevet

Laatste Instrumentcheck : 19-01-1999

Vliegervaring (uur)	: Alle typen	F-16
Totaal	2027:30	1742:24
Laatste 3 maanden	13:54	13:54
Laatste 30 dagen	6:06	6:06
Laatste 24 uur	0:00	0:00

Bestuurder J-059 (Grizzly 2) : Nederlandse vrouw, 27 jaar.

Medische Verklaring : Laatst gekeurd op 28-10-1999, geldig tot 31-10-2000, met de aantekening dat corrigerende glazen moeten worden gedragen tijdens het vliegen. Tijdens de onderhavige vlucht heeft betrokken vlieger glazen met de voorgeschreven correctie gedragen

Bewijzen van Bevoegdheid	: Groot Militair Brevet	
Laatste Instrumentcheck	: 09-09-1999	
Vliegervaring (uur)	: Alle typen	F-16
Totaal	767:06	411:42
Laatste 3 maanden	43:06	43:06
Laatste 30 dagen	15:48	15:48
Laatste 24 uur	2:30	2:30
Bestuurder J-060 (Grizzly 3)	: Nederlandse man, 30 jaar	
Medische Verklaring	: Laatst gekeurd op 6-4-1999, geldig tot 30-4-2000	
Bewijzen van Bevoegdheid	: Groot Militair Brevet	
Laatste Instrumentcheck	: 21-09-1999	
Vliegervaring (uur)	: Alle typen	F-16
Totaal	1600:00	850:00
Laatste 3 maanden	38:25	38:25
Laatste 30 dagen	6:00	6:00
Laatste 24 uur	1:10	1:10

1.6 Gegevens van de vliegtuigen

1.6.1 PH-BLY

Vliegtuigtype	: Piper Cherokee Cruiser, PA-28-140
Fabrieksnummer	: 28-7725149
Bouwjaar	: 1979
Vliegtuiguren	: 6169:23 uur
Bewijs van Inschrijving	: nummer 5581 (onbeperkte geldigheid). Ingeschreven op naam van Seppe Air Service B.V.
Bewijs van Luchtwaardigheid	: nummer 5581, geldig tot en met 29-06-2000
Motor	: Lycoming O-320-E3D
Serienummer	: L-30890-27A
Motoruren	: 6085:03 uur na de bouw 1975:22 uur na de laatste revisie

Gegevens over het onderhoud : Op 28-10-1999 had het vliegtuig een 500-uurs inspectie ondergaan bij 6143:28 vliegtuiguren

Nadere gegevens over het vliegtuig:

Gewicht en zwaartepunt
Het maximum toegestaan startgewicht bedraagt 977 kg. Het vliegtuig was met 2 (2 x 90 kg) personen en naar schatting 74 kg brandstof en ca. 10 kg handbagage beladen ten tijde van de botsing. Het gewicht en zwaartepunt lagen binnen de toegelaten grenzen. Het gewicht van de PH-BLY bij het ongeval bedroeg ca. 916 kg.

Kleurenschema
De PH-BLY was aan de bovenzijde geschilderd in de kleur zilvergrijs en aan de onderzijde wit. Het scheidingsvlak van de kleuren liep in het midden van beide rompzijkanten en was gemarkeerd door een rode streep. Bij de staart liepen het scheidingsvlak en de rode streep schuin omhoog. Het vliegtuig was voorzien van rode belettering. Zie ook bijlage C.

Anti-botsingsverlichting
Het vliegtuig was uitgerust met twee soorten anti-botsingslichten:
een rood roterend 'beacon-light' gemonteerd op de tip van het kielvlak en
een wit 'strobe-light' aan beide vleugeltips.

Opmerking
Het vliegtuig was uitgerust met een mode C transponder.

1.6.2 J-059

Vliegtuigtype	: General Dynamics F-16A
Fabrieksnummer	: A6059
Bouwjaar	: 1989
Vliegtuiguren	: 2251:42 uur
Bewijs van Inschrijving	: J-059, op naam van de Koninklijke Luchtmacht
Bewijs van Luchtwaardigheid	: Afgegeven op 31-01-1989
Motor	: Pratt & Whitney F100
Serienummer	: PW220 E7498
Motoruren	: 24:48 uur sinds de laatste 200-uurs inspectie, tevens 25-uurs inspectie
Gegevens over het onderhoud	: Het vliegtuig had 51:42 uur sinds de laatste 200-uurs inspectie en 03:18 uur sinds de laatste 50-uurs inspectie

Nadere gegevens over het vliegtuig:

Gewicht en zwaartepunt
Het maximum toegestaan startgewicht bedraagt 34400 lb. Het vliegtuig was met 1 persoon en naar schatting 5100 lb brandstof en 2836 lb uitrusting beladen ten tijde van de botsing. Het gewicht en zwaartepunt lagen binnen de toegelaten grenzen. Het gewicht van de J-059 bij het ongeval bedroeg ca. 25371 lb.

Kleurenschema
De drie F-16's behoorden tot het 315 squadron van de vliegbasis Twenthe. Het Koninklijke Luchtmacht kleurenschema van de J-059 was evenals de andere twee F-16's licht- met donkergrijs.

Emergency Power Unit
Mogelijk als gevolg van een kortstondige stroomstoring tijdens de check van de Emergency Power Unit (EPU) voor de start, zijn de 'threat circles' (in dit geval CTR's) niet in de Data Transfer Unit geladen en derhalve niet zichtbaar op de HSD. Omdat deze cirkels (gebieden) al op de navigatiekaart stonden, en de kaart het primaire navigatiehulpmiddel was, waren de gegevens op de HSD niet noodzakelijk voor de vluchtuitvoering.

Fire Control Radar
De drie F16's zijn uitgerust met een Fire Control Radar (FCR). Deze wordt gebruikt voor het detecteren en classificeren van doelen en voor het afvuren van boordwapens. De radars van de F-16's waren ingesteld op de tactische situatie, met een bereik van 40 NM, wat een reflectie op 2 tot 3 NM in het onderste deel van het radarscherm veroorzaakt, zonder nadere waarschuwing. De laagste instelling van de gevoeligheid van de radar is gelimiteerd tot het wegfilteren van informatie met een grondsnelheid van 70 kt. Dit is gedaan om het radarscherm vrij te houden van 'langzaam' bewegende objecten op de grond, zoals bijvoorbeeld auto's. De consequentie is dat de PH-BLY, niet door middel van de boordradar kon worden waargenomen.

Transponder
De drie F-16's waren uitgerust met een mode C transponder.

1.7 Meteorologische gegevens

1.7.1 Gegevens verkregen van het KNMI

Algemene situatie
Een zuid-zuidoostelijke stroming voert koude, stabiele en tamelijk droge lucht aan.

Weersomstandigheden ter plaatse van Etten-Leur tussen 11:00 en 12:00 uur

Wind	: Grond	: 140 graden	5-8 knopen,	+1° C
	500 ft	: 170 graden	30 knopen,	+2° C
	1500 ft	: 200 graden	30 knopen,	0° C
	3000 ft	: 220 graden	30 knopen,	+3° C
Zicht	: Grond	:	> 10 kilometer	
	1500 ft en hoger:		> 10 kilometer, mogelijk 3-6 kilometer rond 1000 ft, juist onder inversie	
Bewolking	: Geen bewolking beneden 5000 ft			
0° C-niveau	: FL070, maar ook rond 1000 ft			
IJsaanzetting	: Geen			
Turbulentie	: Matig			
Thermiek	: Geen			

Waarnemingen

Station	Waarneemtijd	Wind	Weer	Temp/Td	QNH
Woensdrecht	11:00	150/06	CAVOK	M01/M04	1026
Gilze-Rijen	11:00	150/10	CAVOK	M01/M04	1026
Woensdrecht	11:29	170/07	CAVOK	00/M04	1026
Gilze-Rijen	11:29	150/11	CAVOK	M00/M04	1026
Woensdrecht	12:00	150/08	CAVOK	00/M04	1025
Gilze-Rijen	12:00	160/10	CAVOK	00/M04	1026

1.7.2. Gegevens verkregen uit getuigenverklaringen en luchtfoto's

Waarneming van een vlieginstructeur
Tijdens een vlucht nabij Seppe ten tijde van de botsing tussen 1000 en 2000 ft was het zicht meer dan 10 km. Er was geen bewolking, de lucht was helder blauw. Er zijn geen weersveranderingen of zichtbeperkingen opgevallen.

Samenvatting van de waarnemingen van de Grizzly- en Lion formatieleden
Het was vrijwel onbewolkt, maar vanuit het westen naderde een front, waarvan de

bewolking aan de horizon zichtbaar was. De kleur van de bewolking was wit-grijs. Grizzly 3 schatte het zicht na het keerpunt zuidoost van Eindhoven op ca. 20 km. Nabij Etten-Leur had hij goed zicht op Grizzly 1 en 2 (Op een afstand van ca. 2 - 3 NM)

Samenvatting van de getuigenverklaringen en waarnemingen van luchtfoto's
Goed zicht, 10 km of meer, beetje heiig, hoge lichte sluierbewolking of hogere wolken (geen volledige bedekking). Vanuit het westen was een wolkenband zichtbaar, de voorzijde van een naderend warmtefront. Dit veroorzaakte een wit-grijze achtergrond boven de horizon in het westen. Op de grond lag in het gebied waar de botsing heeft plaats gevonden nog hier en daar sneeuw. Het aardoppervlak kreeg daardoor het uiterlijk van een lappendeken van plekken wit, zwart en diverse tinten grijs.

1.8 Navigatiehulpmiddelen

N.v.t.

1.9 Radiocommunicatie

De radio van de PH-BLY was afgestemd op de frequentie van de havendienst van vliegveld Seppe, Nadat de PH-BLY het circuit had verlaten, is er geen radiocontact meer geweest met Seppe.

Na de start van vliegbasis Twenthe werd de VHF-radio gebruikt voor de onderlinge communicatie van de Grizzly formatie. De UHF-radio werd gebruikt voor communicatie met de Lion formatie. Na het ongeval werd contact opgenomen met de militaire verkeersleidingsdienst MilATCC 'Nieuw Milligen'.

1.10 Plaats van het ongeval

Lokatie
De positie van het wrak van de PH-BLY was 51°36'5" N, 004°37'2" O.
De positie van het wrak van de J-059 was 51°36'7" N, 004°35'2" O.

Terrein
Het terrein is open en vlak. Het wordt gebruikt voor veeteelt en landbouw. De verschillende percelen worden gescheiden door sloten. Ten tijde van het ongeval was de bodem licht bevroren en onregelmatig bedekt met een dunne laag sneeuw.

1.11 Flightrecorders

De PH-BLY was niet uitgerust met een flightrecorder.

De J-059 was uitgerust met de onderstaande recorders. Deze zijn primair ontworpen voor data-analyse van de normale vluchtuitvoering en niet voor ongevallenonderzoek. Ze zijn in principe niet crashbestendig.

Data Transfer Cartridge (DTC)
De DTC bevat een geheugenchip en biedt de mogelijkheid relevante gegevens (keerpunten, timing, bewapening, dreigingscirkels, restricties) voor de vlucht tijdens de planning te berekenen en op te slaan. Na verificatie door het navigatie-personeel wordt de DTC door de vlieger in het vliegtuig geplaatst en worden de gegevens overgebracht in de Data Transfer Unit. De DTC was defect geraakt bij de brand en impact en kon niet worden uitgelezen.

Seatdatarecorder (SDR)
De SDR (of FLCS data recorder) zit aan de schietstoel vast. De SDR werd na het ongeval van de schietstoel verwijderd en uitgelezen. De SDR kan alleen technische gegevens opslaan van de Electronic Component Assembly (ECA) en de Flight Control Computer (FLCC). In de geheugenchip van de SDR worden de navolgende gegevens opgeslagen: FLCS failure data, posities van besturingsvlakken, vliegsnelheid, hoogte, invalshoek en verlopen tijd vanaf de start. Uit het onderzoek is gebleken dat de laatste vluchtgegevens van de FLCC ontbraken. Een technische oorzaak kon hier niet voor worden gevonden. Er werden verder geen storingen aangetroffen.

Airborne Video Tape Recording (AVTR)
De AVTR opnames bestaan uit de volgende drie video-opnames:
- Head-up Display (HUD) met o.a. informatie over de actuele koers, hoogte, snelheid en tijd; deze opname bevat tevens audiogegevens, waaronder communicatie, uit de cockpit.
- Linker en rechter Multifunction Display (MFD)

De laatste 11 seconden van de AVTR-opname van de J-059 was als gevolg van brandschade niet bruikbaar. De linker MFD-opname is naar alle waarschijnlijkheid verbrand. Van de opname van de rechter MFD en de video opnamen van de HUD is gebruik gemaakt bij het onderzoek uitgevoerd door het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR).
Na een sterke uitvergroting van de video-opnamen van de HUD van de J-059 en een grondige, beeld voor beeld, bestudering blijkt dat door de camera een klein stipje is waargenomen dat de PH-BLY kan zijn geweest.

Voor de reconstructie van het vliegpad is tevens gebruik gemaakt van de AVTR-opnames van Grizzly 1 en 3, na synchronisatie van de HUD-tapes met de radardata van de Luchtverkeersleiding Nederland (LVNL). Op deze HUD-tapes is de PH-BLY niet waargenomen.

1.12 Wrakonderzoek, gegevens botsing en vluchtpadreconstructie

1.12.1 Algemeen
Het NLR heeft kort na het ongeval de opdracht gekregen een onderzoek in te stellen naar het ongeval, waarbij de reconstructie van de botsing zelf centraal heeft gestaan. Het NLR heeft daarbij het wrak onderzocht, de schade geanalyseerd en het vluchtpad gereconstrueerd met een nauwkeurigheid die nodig is voor de reconstructie van de botsing zelf. Het resultaat is neergelegd in het rapport NLR-CR-2000-063 (zie bijlage D), dat in februari 2000 aan de onderzoekscommissie is aangeboden. Naar aanleiding van de voorlopige rapportage van de onderzoekscomissie zijn door een aantal betrokkenen

vragen gesteld, met name over het vliegpatroon en de snelheid van de F-16 in de tijd. Naar aanleiding daarvan zijn aan de hand van de HUD-tape van de J-059 van de laatste twee en halve minuut, per tijdsinterval een aantal relevante parameters genoteerd en zijn de HUD-snelheden in een van de LVNL-plots ingevoerd. Zie hiervoor bijlage J. Deze gegevens zijn als zijnde de meest nauwkeurige in het eindrapport verwerkt.

1.12.2 Wrakonderzoek en gegevens botsing

Een samenvatting van de conclusies uit het bovengenoemd rapport van het NLR is hieronder opgenomen:

- De F-16 is met de tip van de rechter vleugel door de PH-BLY heen gevlogen, onder een hoek van ongeveer 30 – 40 graden ten opzichte van de vliegtuiglangsas van de PH-BLY, van linksachter naar rechtsvoor.
- De cockpit van de PH-BLY is doorsneden ter hoogte van de vloer van de achterste stoelen.
- Beide toestellen vlogen, voor zover na te gaan, ongeveer "straight and level".
- Het rode beacon anti-botsingslicht van de PH-BLY werd getest op werking na de botsing. Dit functioneerde nog. Eén wit strobe anti-botsingslicht werd intact teruggevonden.

1.12.3 Vluchtpadreconstructie

De vluchtpadreconstructie in het kader van dit rapport is gebaseerd op de onderstaande bronnen:

- De op het schadeonderzoek gebaseerde conclusies. Dit voor wat betreft het laatste deel van de baan van de beide toestellen.
- De routekaart van de F-16 informatie. Deze geeft de geplande route weer. De in de kaart getrokken route eindigt enige afstand voor een oefenaanvalsdoel. Op dit punt, "Initial Point" genaamd en aangegeven met een vierkant, wordt de kruisformatie afgebroken om de aanvalsprocedure te kunnen uitvoeren. Snelheden en hoogtes wijken hierbij af van die in de kruisvluchtformatie. Zie ook bijlage J. Het doel zelf wordt op de kaart met een driehoek aangegeven. Op enige afstand achter het doel ligt het "Rendez-Vous Point" (cirkel op de kaart). Hier komen de vliegtuigen weer bij elkaar om de route in kruisvlucht te hervatten.
- De gegevens van de videobanden van de F-16's. In de F-16 worden gegevens van de beide MFD's en van de HUD op een videoband vastgelegd. Tevens wordt het radioverkeer hierop vastgelegd. De banden van de Grizzly formatie zijn door het NLR uitgelezen en gebruikt voor de reconstructie.
- De door de LVNL beschikbaar gestelde gegevens afkomstig van de verkeersleidingsradar te Herwijnen.

Ten aanzien van de videobanden van de F-16 dient het navolgende te worden opgemerkt. De recorders in de F-16 geven niet het verloop van de geografische positie weer. Wel registreren zij nauwkeurige gegevens over ondermeer snelheid, koers en hoogte. Zij zijn niet bedoeld voor onderzoek na een crash en zijn daarom niet crashbestendig. Omdat de recorderkop zich buiten de cassette bevindt, is het deel van de tape dat zich op het moment van de crash om de kop van de recorder bevindt, nog kwetsbaarder dan de cassette zelf en zal dit deel bij brand meestal onbruikbaar zijn. In het geval van de J-059 is de tape vanaf ca. 11 seconden voor de botsing snel minder tot helemaal niet bruikbaar geworden.

Voor wat betreft de tapes van de LVNL dient te worden opgemerkt dat de LVNL-plots tot even na de botsing zijn gebaseerd op primaire radargegevens omdat de betrokken vliegtuigen de transponder niet hadden aanstaan. Deze plots geven een goed overzicht van het vluchtverloop, maar hebben een beperkte nauwkeurigheid. De plots zijn namelijk samengesteld uit discrete punten die een radar echo voorstellen. De radar draait relatief langzaam rond zodat het doel slechts één keer in de 10 seconden zichtbaar wordt. In combinatie met de onvermijdelijke meetonnauwkeurigheid van de radar en de gebruikte kaarten zijn hier de koers- en de snelheidsberekeningen aanmerkelijk minder nauwkeurig dan die verkregen uit de HUD-tapes. Voor de reconstructie van de botsing zijn deze gegevens echter wel goed bruikbaar.

1.13 Medische en pathologische gegevens

Op de beide lichamen van de inzittenden van de PH-BLY is sectie uitgevoerd. Een samenvatting van de conclusies uit het sectierapport is hieronder opgenomen:

- De leerling zat links. De instructeur zat rechts.
- Waarschijnlijk bestuurde de leerling het vliegtuig.
- Beide inzittenden zijn op slag overleden als direct gevolg van de botsing .
- Er zijn geen (toxicologische) factoren gevonden die de vliegvaardigheid van de inzittenden hadden kunnen beïnvloeden.

De vlieger van de J-059 liep tweedegraads verbrandingen op aan het voorhoofd, de wangen en nek.

1.14 Brand

Verschillende getuigen verklaarden een explosie te hebben waargenomen en een grote vuurbal te hebben gezien. Het NLR vermeldt in haar rapport dat de brand tijdens de botsing (al dan niet met een vuurbal) naar alle waarschijnlijkheid is ontstaan doordat de brandstoftank van de J-059 in aanraking kwam met de linker vleugel van de PH-BLY en opengereten werd. De J-059 viel na de botsing brandend naar beneden en brandde in zijn geheel uit na impact met de grond.

1.15 Overlevingsaspecten

1.15.1 Verloop na het ongeval

Grizzly 3 zag uit zijn ooghoeken een vuurbal op de plaats waar Grizzly 2 vloog en meldde "midair" over de radio. Aangezien hij een wit toestel 'zonder vleugels' zag, nam hij in eerste instantie aan dat het om een helicopter ging en meldde dit. Vervolgens zag hij de schietstoel onder een hoek van 45 graden uit de vuurbal komen en het ontplooien van een 'goede' parachute, hetgeen hij over de radio doorgaf. Grizzly 1 zag na de radioboodschap de brandende J-059 neerstorten, maar beide vliegers verloren de parachute uit het oog. Ook het neerstorten van de PH-BLY werd door geen van beide vliegers opgemerkt. Grizzly 1 gaf zijn formatie en die van de Lions opdracht naar de radiofrequentie van de militaire verkeersleidingsdienst MilATCC te schakelen. Op deze frequentie zond hij een 'Mayday' bericht uit. Tevens activeerde hij de transpondercode 7700

en begon samen met Grizzly 3 te cirkelen rond de positie waar ze de uitgesprongen vlieger van de J-059 vermoedden. Op de hoogte waar Grizzly 1 en 3 vlogen was de rookpluim van het brandende wrak van de J-059 niet te zien. Wel hoorden ze de noodradio van de uitgesprongen vlieger. De vlieger was neergekomen in een bietenveld en had er onmiddellijk voor gezorgd dat toesnellende omstanders op een veilige afstand van het vliegtuigwrak bleven in verband met hydrazinegevaar. Ze gebruikte vervolgens haar noodradio om Grizzly 1 te vertellen dat zij in orde was en dat ze ging telefoneren. Zij heeft hierop de commandant van het 315 squadron gebeld. Gedurende deze tijd zijn er naar schatting drie sportvliegtuigen gesignaleerd die ook rond de plaats van het ongeval vlogen. Vervolgens heeft de bestuurder van de J-059 vergeefs geprobeerd door middel van flares de aandacht te trekken van de Grizzly 1 en 3. Pas toen zij via de noodradio aanwijzingen gaf waar Grizzly 1 moest kijken, kon deze de exacte positie bepalen en aan MilATCC doorgeven. Grizzly 1 en 3 hebben gepoogd het wrak van het andere bij het ongeval betrokken toestel te lokaliseren, totdat zij dit door dreigend brandstoftekort moesten staken. De Lion formatie heeft deze taak voortgezet, het wrak gelokaliseerd en de traumahelicopter daar naar toe gedirigeerd.

1.15.2 F-16 Veiligheidsuitrusting

Bij de botsing is onmiddellijk brand ontstaan. De Nomex vliegerkleding, de helm en het zuurstofmasker hebben de kortstondige felle hitte goed doorstaan. De vlieger droeg ten tijde van het ongeval een donkere helm-visor. Deze is, waarschijnlijk door de ongecontroleerde bewegingen van het vliegtuig na de botsing, omhoog geschoven, waardoor de brandwonden aan het voorhoofd konden ontstaan. Na de parachutelanding heeft de vlieger de noodradio gebruikt voor communicatie met de overige twee F-16 vliegtuigen. De veiligheidsuitrusting heeft naar behoren gewerkt.

1.15.3 F-16 Ontsnappingssysteem

Het ontsnappingssysteem werd door de vlieger van de J-059 na de botsing op lage hoogte en met lage snelheid geactiveerd. Ook de stand van het vliegtuig was waarschijnlijk ongunstig (Niet met vleugels horizontaal). De gehele evacuatie werd automatisch afgewerkt. Het ontsnappingssysteem heeft naar behoren gewerkt.

1.16 Nadere onderzoeken

Voor de analyse van dit ongeval is gebruik gemaakt van een drietal studies:

O.Weber: "analysis of Midair Collisions in German Airspace". (zie bijlage F)

H.E.Hoffmann: "The Limited Range of the Human Eye for Optical Aircraft Acquisition". (zie bijlage G)

Research report Bureau of Air Safety Investigation (Australië): "Limitations of the See-and-Avoid Principle", april 1991. (zie bijlage H)

1.17 Organisatie en Management Informatie

1.17.1 Regelgeving m.b.t. ongecontroleerde VFR-vluchten

Verkeersleiding
Het Nederlandse luchtruim is verdeeld in vijf classificaties A, B, C, E en G die globaal overeenkomen met de classificaties aanbevolen door de International Civil Aviation Organization (ICAO). Luchtruim geclassificeerd als A, B, C en E is gecontroleerd luchtruim, klasse G is ongecontroleerd luchtruim.

De vlucht van zowel de PH-BLY als de F-16 formatie werd uitgevoerd in ongecontroleerd luchtruim klasse G. In ongecontroleerd luchtruim klasse G worden vluchten niet door een verkeersleiding gecontroleerd. Er bestaat geen verplichting tot het onderhouden van radiocontact met verkeersleidingsinstanties.

Kruishoogtes
Voor VFR-vluchten onder de 3500 voet boven gemiddeld zeeniveau zijn geen vliegniveaus (kruishoogtes) voorgeschreven. De bestuurders van vliegtuigen zijn – afgezien van de voorgeschreven minimum vlieghoogte – in dit gedeelte van het luchtruim vrij in de keuze van de hoogte waarop zij hun vlucht willen uitvoeren.

Onderlinge separatie
In ongecontroleerd gebied zijn de bestuurders van vliegtuigen zelf verantwoordelijk voor separatie met ander vliegverkeer. Deze verantwoordelijkheid wordt uitgeoefend op basis van het houden van uitkijk en het zonodig nemen van uitwijkacties (see-and-avoid concept). Hiertoe zijn in luchtruim klasse G zicht- en snelheidslimieten voorgeschreven.
Op of beneden 3000 ft AMSL gelden de volgende limieten:

Vliegzicht: minimaal 1500 meter; vrij van wolken en zicht op grond of water;

Snelheid : maximaal 250 kt IAS

Bij deze limieten zijn in de betreffende regelgeving de volgende aantekeningen gemaakt:

M.b.t. vrij van wolken en zicht op grond of water.
- Met snelheden die voldoende mogelijkheid geven tijdig ander verkeer of obstakels te kunnen observeren, om botsingen te voorkomen.

M.b.t. de snelheid.
- de maximum snelheid van 250 kt geldt niet voor militaire gevechtsvliegtuigen wanneer het vliegzicht 8 km of meer bedraagt (Ministeriële Regeling Luchtverkeersdienstverlening).

- Vluchten boven land, beneden een hoogte van 1000 meter (3000 ft) boven het aardoppervlak, moeten worden uitgevoerd met een lagere snelheid dan 350 kt. Indien de vliegeigenschappen van het type luchtvaartuig, of de aard van de vluchtopdracht tot het vliegen met een hogere snelheid nopen, mag worden gevlogen met een zoveel hogere snelheid als deswege noodzakelijk is, doch niet met een hogere snelheid dan 450 kt (Ministeriële Regeling Voorschriften ter beperking van geluidhinder militaire luchtvaartuigen).

Vliegsnelheid op lage hoogte
Vliegtuigen van de Koninklijke Luchtmacht vliegen met een hogere snelheid dan 250 kt. Dit is in de eerste plaats vanwege operationele redenen. Voorts wordt met een hogere snelheid gevlogen om in geval van een motorstoring nog een poging tot herstarten te kunnen doen. In voorkomend geval wordt de voorwaartse snelheid van de F-16 door middel van een zogenaamde 'zoom-beweging', het omhoogtrekken van de neus van het vliegtuig, omgezet in hoogte. De minimum hoogte die daarbij dient te worden gehaald, is 5000 ft. Indien de herstart mislukt resteert dan namelijk voldoende hoogte om met succes van de schietstoel gebruik te maken. De aërodynamische karakteristieken van de F-16 zijn van dien aard dat die hoogte zonder voortstuwing kan worden bereikt als de zoom wordt begonnen met ca. 400 kt. Dit geldt voor een F-16 zonder extra uitrusting, zoals brandstoftanks of wapens, onder de vleugels. Bij toename van extra uitrusting onder de vleugels dient de vereiste aanvangssnelheid als gevolg van de extra luchtverstoring hoger te zijn.

Vliegsnelheid in een formatie
De vliegsnelheid in een formatie wordt bepaald door de vliegsnelheid van de leider (Grizzly 1). De volgvliegtuigen (Grizzly 2 en 3) dienen de formatie-integriteit te bewaren. Daardoor wijken de vliegsnelheden van de volgvliegtuigen regelmatig af van die van de leider. Mogelijk kan daarbij de vliegsnelheid van 450 kt kortstondig worden overschreden.

Vliegsnelheid tijdens een aanvalsmanoeuvre
Tijdens een (gesimuleerde) aanval wordt de formatie tijdelijk opgeheven en wordt individueel naar het doel gevlogen. Na uitvoering van de aanval dienen de volgvliegtuigen hun positie binnen de formatie zo snel mogelijk weer in te nemen. Als gevolg van de aanvalsprocedure zal de vliegsnelheid de 450 knopen kortstondig overschrijden.
Op dat punt wijken de oefenprocedures van de Koninklijke Luchtmacht af van de Ministeriële Regeling Voorschriften ter beperking van geluidhinder militaire luchtvaartuigen.

Transponder
Voor het gebruik van de transponder code is voorgeschreven dat tijdens VFR vluchten op of beneden 1500 ft AMSL de vliegers hun transponder buiten werking moeten stellen, tenzij anders opgedragen. Het betreffende voorschrift stamt uit de jaren tachtig en vindt onder meer zijn oorsprong in het feit dat het destijds technisch niet haalbaar was alle luchtverkeer een transpondercode te laten voeren vanwege de daardoor optredende 'garbling' op de radarschermen van de verkeersleiding. De transponderregeling is overigens thans bij de Rijksluchtvaartdienst (RLD) reeds enige tijd onderwerp van beoogde wijziging waarbij het in de bedoeling ligt het transponderverbod beneden de 1500 ft op te heffen.

1.18 Overige Informatie

1.18.1 Getuigenverklaringen
Door de Koninklijke Marechaussee zijn in samenwerking met de Luchtvaartpolitie ca. 70 verklaringen opgenomen van direct en indirect betrokkenen en ooggetuigen. Een groot aantal getuigen heeft de feitelijke botsing niet waargenomen, maar wel brokstuk-

ken zien vallen of slechts een klap gehoord. Ook zijn er ooggetuigen die de J-059 goed hebben gezien, maar de PH-BLY niet hebben opgemerkt, ondanks het goede zicht en hun geringe afstand tot de plaats van de botsing. Enkele getuigen hebben de botsing daadwerkelijk zien gebeuren en hoewel er tegengestelde verklaringen zijn over hoogte en richting van de diverse vliegtuigen, komt het merendeel overeen met de resultaten van het sporenonderzoek. Andere getuigen zijn gehoord naar aanleiding van de vluchtvoorbereiding van betrokkenen en de initiële respons van de hulpdiensten en de commissie van onderzoek. Voorts zijn enige verklaringen van getuigen direct aan de Raad voor de Transportveiligheid ter beschikking gesteld. De vliegers van de Grizzly formatie hebben verklaard de PH-BLY niet te hebben waargenomen.

1.18.2 Soortgelijke botsing op 24 oktober 1974 boven Wouw

Op 24 oktober 1974 heeft boven Wouw een soortgelijk ongeval plaats gevonden. Hierbij kwamen een USAF Phantom (F-4) en een Cessna 172 met elkaar in botsing, waarbij de bestuurder (tevens enig inzittende) van de Cessna om het leven kwam. De toenmalige Raad voor de Luchtvaart heeft een onderzoek ingesteld. De resultaten van dit onderzoek zijn verwoord in het (destijds) zogenoemde rapport "Uitspraak van de Raad voor de Luchtvaart". Het rapport is opgenomen in bijlage I.

1.19 Nieuwe Onderzoekstechnieken

N.v.t.

2 ANALYSE

2.1 Algemeen

De PH-BLY en de J-059 verkeerden technisch in goede staat van onderhoud. Uit het onderzoek is niet gebleken van enig technisch mankement van de PH-BLY noch van de J-059 dat een bijdrage zou hebben kunnen leveren aan het ontstaan van het ongeval.

De bestuurders van de drie F-16's en voor zover kon worden nagegaan de inzittenden van de PH-BLY waren fit en hadden op de dag van het ongeval geen fysieke of psychische beperkingen.

De weersomstandigheden waren zodanig dat het vliegen onder VFR condities in ongecontroleerd luchtruim was toegestaan.

2.2 De vluchtvoorbereiding en -uitvoering

De opdracht en voorbereidingen van de vlucht van de Grizzly formatie zijn zorgvuldig en volgens Koninklijke Luchtmacht standaards uitgevoerd. De opdracht van de vlucht was onderdeel van het Jaarlijks Oefen Programma, waarmee F-16 vliegers hun vliegvaardigheid en missietaken op peil dienen te houden.

Uit de gegevens van de datarecorders is gebleken dat de leider (Grizzly 1), na het tweede doel met een snelheid hoger dan 450 kt te hebben verlaten, gedecellereerd heeft en vóór het inzetten van de bocht om Etten-Leur te vermijden op ca. 11:53 uur een vliegsnelheid had ruim onder de 450 kt.

Uit het onderzoek is gebleken dat tijdens het uitvoeren van aanvalsprofielen kortstondig overschrijdingen van de maximale vliegsnelheid van 450 kt hebben plaatsgevonden. De Raad is van mening dat in het onderhavige geval de kortstondige overschrijdingen van de toegestane snelheid van 450 KCAS op zichzelf geen rol van betekenis hebben gespeeld bij het ontstaan van het ongeval. Grizzly 2 heeft na het verlaten van het tweede doel kortstondig een hogere snelheid dan 450 kt gevlogen teneinde weer terug te komen naar de positie binnen de formatie. Voor het ingaan van de bocht om Etten-Leur te vermijden was de snelheid van Grizzly 2 ruim onder de 450 kt. Tijdens de bocht vond een geleidelijke acceleratie plaats (en daarmee een hogere snelheid dan 450 kt) om de juiste positie in de formatie weer in te nemen.

Er zijn geen aanwijzingen gevonden van hogere dan normale werkbelasting van de bestuurders van de F-16 formatie, waardoor het houden van uitkijk nadelig zou worden beïnvloed. Zowel in de civiele vliegopleiding als in de militaire vliegopleiding worden vliegers getraind op scanprocedures. F-16 vliegers van de Koninklijke Luchtmacht wordt geleerd hoe zij het best gebruik kunnen maken van scanprocedures om het see-and-avoid concept optimaal toe te kunnen passen.

Er zijn geen aanwijzingen die er op duiden dat de vluchtvoorbereiding en -uitvoering van de PH-BLY een bijdrage heeft geleverd aan het ontstaan van het ongeval.

2.3 See-and-avoid concept

2.3.1 Inleiding

Het see-and-avoid concept is in het verleden onderwerp van discussie geweest, omdat werd getwijfeld aan de effectiviteit van dit concept als enig middel ter voorkoming van botsingen. Met name gold dat voor die delen van het luchtruim waarin sprake was van een hoge intensiteit van langzaam en snel luchtverkeer, bijvoorbeeld in de TMA's, alsmede in het ongecontroleerde luchtruim waar het betreffende luchtverkeer niet noodzakelijkerwijs was onderworpen aan verkeersleiding.

Een en ander heeft in 1992 geleid tot nieuwe regelgeving, zodanig dat het see-and-avoid concept slechts mocht worden gehanteerd indien de nodige beperkingen – betere onderlinge afstemming van vliegzicht versus vliegsnelheid – in acht werden genomen (5 km/250 kt). Een snelheidsbeperking van maximaal 250 kt voor militaire vliegtuigen was en is vanwege operationele- en vliegveiligheids- redenen niet acceptabel. Om die redenen werd de snelheidsbeperking voor militaire vliegtuigen niet van toepassing verklaard voor ongecontroleerde VFR vluchten, onder voorwaarde van een minimum vliegzicht van 8 km.

2.3.2 Beperkingen

Uit in afgelopen jaren uitgevoerde studies en analyses (zie bijlagen F t/m H) blijkt dat het see-and-avoid concept een groot aantal beperkingen kent. Dit geldt met name voor die delen van het luchtruim waar geen verkeersinformatie wordt gegeven (luchtruim klasse G) en er sprake is van zogenaamd "unalerted search". Empirisch onderzoek heeft aangetoond dat indien wel verkeersinformatie beschikbaar is (i.e. de richting waar het potentiële gevaar zich bevindt is bekend) de kans op detectie in belangrijke mate toeneemt.

Voor een beoordeling van het gebruik van het see-and-avoid concept als enige vangnet om botsingen in de lucht te voorkomen, zijn verder nog de volgende beperkingen van belang:

Cockpit werkbelasting. De taken die in de cockpit moeten worden uitgevoerd reduceren de tijd die vliegers kunnen besteden aan het uitkijken naar ander vliegverkeer. Tevens zal het oog bij het afwisselend binnen en buiten kijken steeds opnieuw moeten focussen hetgeen enkele seconden in beslag neemt. In de tussenliggende periode is het oog effectief "blind".

Contrast. De afstand waarop een vliegtuig waarneembaar is, wordt in belangrijke mate beïnvloed door het contrast met de achtergrond. Gebleken is dat zelfs het gebruik van witte strobe lights overdag hier nauwelijks verbetering in brengt omdat de lichtopbrengst van de achtergrond over het algemeen veel groter is dan de lichtopbrengst van de strobe lights.

Relatieve beweging. Het menselijk oog neemt bewegende objecten veel gemakkelijker waar dan stilstaande objecten. In het algemeen is een vliegtuig op botsingskoers voor de waarneming van de vlieger een stilstaand object.

Reactietijd. Ook wanneer een vliegtuig is waargenomen is er nog geen garantie dat een botsing kan worden voorkomen. Het herkennen van het gevaar, het uitvoeren van een

ontwijkmanoeuvre en de massatraagheid van het vliegtuig nemen enkele seconden in beslag. Hoe groter de relatieve naderingssnelheid tussen de twee vliegtuigen hoe groter de detectieafstand zal moeten zijn om nog tijdig een succesvolle ontwijkmanoeuvre te kunnen uitvoeren.

2.3.3 Doeltreffendheid

De uitkomsten van de studies en analyses betreffende de beperkingen van het see-and-avoid concept vertonen enige variëteit voor wat betreft de afstanden waarop een doel kan worden waargenomen. Dit is begrijpelijk gelet op de vele factoren die hierbij een rol kunnen spelen.

Gelet op de studies van Weber en Hoffmann (bijlage F en G) lijkt het echter redelijk te stellen dat zelfs onder optimale omstandigheden (alerted search en goed contrast) het niet waarschijnlijk is dat een object van 30 ft (gemiddelde lengte van een sportvliegtuig) op botsingskoers zal worden waargenomen op afstanden groter dan 5 km. Uit het BASI rapport (bijlage H) blijkt dat onder minder optimale omstandigheden, veelal de werkelijkheid, deze detectieafstand drastisch kan verminderen.

In dit verband is ook van belang een in 1970 door de National Transportation Safety Board (USA) uitgevoerde analyse van botsingen en bijna botsingen over een periode van 10 jaar. Hieruit bleek dat bij 98% van de onderzochte gevallen het vliegzicht meer bedroeg dan 5 km.

In het algemeen kunnen er gelet op het voorgaande een groot aantal vraagtekens worden gezet bij de waarde van het see-and-avoid concept als enige vangnet om botsingen in ongecontroleerd gebied te voorkomen.
Meer specifiek kan gesteld worden dat het verhogen van de zichtlimiet van 5 km naar 8 km, als tegenwicht voor het niet van toepassing verklaren van de maximale vliegsnelheid van 250 kt voor militaire gevechtsvliegtuigen, onvoldoende compensatie biedt.

2.4 Botsing J-059/PH-BLY

2.4.1 Inleiding

Tot op het moment van de botsing was er sprake van twee volledig luchtwaardige vliegtuigen, bestuurd door vliegers die qua opleiding en qua geestelijke en lichamelijke gesteldheid voor hun taak berekend waren.

Alle bij het ongeval betrokken vliegtuigen bevonden zich ten tijde van het ongeval in ongecontroleerd gebied. Er werd gevlogen onder VFR condities, waarbij de bestuurders, op basis van het see-and-avoid concept, ieder voor zich verantwoordelijk waren voor hun eigen separatie.

Het vliegzicht bedroeg ten tijde van het ongeval meer dan 10 km, zodat in ruime mate werd voldaan aan de voorgeschreven VFR limieten. Desondanks heeft geen van de leden van de Grizzly formatie de PH-BLY opgemerkt.

2.4.2 Factoren van invloed

Tijdens de fase van de vlucht waarin de botsing plaatsvond werd er door geen van de vliegers contact onderhouden met een verkeersleidingsinstantie. Dit is ook niet voorgeschreven voor ongecontroleerd luchtruim klasse G. Er was derhalve geen externe informatiebron die de bestuurders van de betrokken vliegtuigen heeft kunnen waarschuwen voor een potentieel separatie conflict. In feite was er sprake van een situatie van "unalerted search".

In het eerste deel van deze analyse is reeds aangetoond dat de afstand waarop een vliegtuig ter grootte van de PH BLY zal worden waargenomen naar alle waarschijnlijkheid beduidend minder zal zijn dan 5 km een en ander afhankelijk van een aantal factoren.

De belangrijkste factoren die bij dit ongeval de waarneembaarheid van de PH-BLY voor de leden van de Grizzly formatie negatief hebben beïnvloed zijn:

Cockpit werkbelasting. Naast de reeds eerder genoemde noodzakelijke aandachtsverdeling tussen buiten en binnen kijken en het hierbij steeds opnieuw moeten focussen van het oog bracht het vliegen in een operationele enroute formatie met zich mee dat een gedeelte van de aandacht moest worden besteed aan de eigen positie ten opzichte van de leider, waarbij tevens aandacht moest worden besteed aan een noodzakelijke positiewisseling. De storing in de FCR heeft geen rol gespeeld aangezien die ruim voor de botsing al was afgehandeld. Conform de opdracht volgde de Lion formatie na het afwikkelen van de eerste oefening met de Grizzly formatie op ruime afstand en vormde geen dreiging meer.

Contrast. De PH-BLY was voorzien van een kleurenschema dat op de dag van het ongeval bijna geen contrast vormde met de achtergrond. De grijs-witte beschildering vloeide samen met de grijs-witte wolken aan de horizon en de lappendeken van plekken wit, zwart en diverse tinten grijs op het aardoppervlak. Vanwege de relatief lage zonnestand en de weerkaatsing van het zonlicht op de plaatselijk besneeuwde grond droegen alle leden van de Grizzly formatie een donkere visor. De waarneembare lichtopbrengst en het contrast werden daardoor gereduceerd.

Relatieve beweging/Objectgrootte. De leider van de formatie heeft bij de nadering van Etten-Leur een rechterbocht ingezet om de bebouwde kom te vermijden en is na het passeren van Etten-Leur weer teruggedraaid in de richting van de oorspronkelijke koers. De bestuurder van de J-059 heeft op deze manoeuvre gereageerd door haar vliegtuig van een positie rechts van de leider naar een positie links van de leider te sturen. Op het moment van uitrollen na deze positiewisseling op een westelijke koers was de PH-BLY, die op een zuidwestelijke koers vloog nog ca. 2,6 km van de J-059 verwijderd. Vanaf dit moment lagen beide vliegtuigen op "collision course" en was er van relatieve beweging geen sprake meer.
Door het hoekverschil waaronder de twee vliegtuigen elkaar naderden was de waarneembare grootte van de PH-BLY voor de bestuurder van de J-059 met ongeveer de helft gereduceerd.

De hiervoor genoemde omstandigheden maken het verklaarbaar dat de PH-BLY op dat moment niet werd waargenomen door de bestuurder van de J-059.

Het feit dat door de camera van de HUD een stipje is waargenomen dat mogelijk de PH-BLY uitbeeldt doet hier niet aan af.

Reactietijd. Het snelheidsverschil tussen beide vliegtuigen bedroeg op dat moment ongeveer 400 knopen (200 m/s). Zelfs in het onwaarschijnlijke geval dat de bestuurder van de J-059 de PH-BLY direct na het uitrollen zou hebben waargenomen, moet ernstig worden betwijfeld of gelet op afstand, naderingssnelheid en benodigde reactietijd, een uitwijkmanoeuvre nog succes zou hebben gehad.

2.5 Waarschijnlijkheid

Voor een volledig begrip van het potentiële gevaar van het samengaan van snel vliegverkeer en langzaam vliegverkeer in ongecontroleerd luchtruim is nog het volgende van belang.
De blijkbare onontkoombaarheid van de botsing zoals hiervoor uitgelegd moet worden afgezet tegen de waarschijnlijkheid dat een soortgelijke situatie zich kan voordoen.

3 CONCLUSIES

3.1 De J-059 en de PH-BLY hadden beide een geldig Bewijs van Luchtwaardigheid.

3.2 Er is niet gebleken van enig technisch mankement aan één van beide vliegtuigen dat een bijdrage heeft geleverd aan het ontstaan van het ongeval. Beide vliegtuigen verkeerden in goede staat van onderhoud.

3.3 De bestuurders van de F-16 formatie en de instructeur van de PH-BLY waren in het bezit van geldige Bewijzen van Bevoegdheid. De bestuurder van de J-059 was ervaren op de F-16. De instructeur was ervaren op het type vliegtuig.

3.4 De bestuurder van de J-059 en voor zover kon worden nagegaan de inzittenden van de PH-BLY waren fit en hadden op de dag van het ongeval geen fysieke of psychische beperkingen.

3.5 De missie van de F-16 formatie betrof een VFR navigatievlucht op lage hoogte in ongecontroleerd luchtruim boven Duitsland, Nederland en België. De opdracht voor de missie was geautoriseerd conform Koninklijke Luchtmacht standaards en werd conform de bestaande oefenprocedures uitgevoerd.

3.6 De kortstondige overschrijdingen van de maximum snelheid van 450 KCAS bij het formatievliegen en tijdens de uitvoering van de oefenprocedures hebben op zich zelf geen rol van betekenis gespeeld bij het ontstaan van het ongeval.

3.7 De J-059 vormde een onderdeel van een formatie van drie F-16's, onder de roepnaam Grizzly. Gevlogen werd in de zogenoemde stinger formatie. De onderlinge afstand van de F-16's bedroeg ca. 1½ NM. Deze formatievorm geeft voor de bestuurders een maximale uitkijk naar alle kwadranten van de formatie.

3.8 De vlucht van de PH-BLY vormde een onderdeel van de vliegopleiding van de leerling vlieger en werd uitgevoerd onder leiding van een instructeur van de International Pilot Acadamy.

3.9 De leerling vlieger van de PH-BLY zat op de linker stoel, de instructeur zat op de rechter stoel.

3.10 De weersomstandigheden waren zodanig dat het vliegen onder VFR condities in ongecontroleerd luchtruim was toegestaan. Het vliegzicht bedroeg meer dan 10 km.

3.11 Kort voor de botsing maakte de Grizzly formatie een omtrekkende beweging om Etten-Leur ter vermijding van de bebouwde kom in verband met geluidsoverlast. Nadat de bebouwde kom was gepasseerd werd een koers in westelijke richting gevlogen.

3.12 De bestuurder van de J-059 heeft het vliegtuig tijdens deze manoeuvre van een positie rechts van de leider naar een positie links van de leider gestuurd.

3.13 Op het moment van uitrollen na deze positiewisseling waren de J-059 en de PH-BLY nog ca. 2,6 km van elkaar verwijderd. De J-059 naderde de PH-BLY van linksachter onder een hoek van 30 graden. De twee vliegtuigen lagen op botsingskoers met een relatieve naderingssnelheid van ca. 400 knopen (200 m/s).

3.14 Ca. 13 seconden na het uitrollen vond de botsing plaats op een hoogte van ca. 1270 ft.

3.15 Geen van de drie F-16's in de formatie heeft de PH-BLY visueel waargenomen. Gezien de geometrie van de botsing is het niet waarschijnlijk dat de inzittenden van de PH-BLY de F-16 formatie hebben waargenomen.

3.16 Zowel de J-059 als de PH-BLY werden door de botsing en de daaropvolgende explosie onherstelbaar beschadigd en stortten neer.

3.17 De inzittenden van de PH-BLY werden als gevolg van de botsing op slag gedood. De bestuurder van de J-059 heeft zich met behulp van de schietstoel in veiligheid gebracht.

3.18 Zelfs onder optimale omstandigheden is het niet waarschijnlijk dat, eenmaal op botsingskoers, een object ter grootte van een sportvliegtuig wordt waargenomen op afstanden groter dan 5 km.

3.19 Onder minder optimale omstandigheden, zoals aanwezig tijdens het ongeval, kan deze detectieafstand drastisch afnemen. Dit zou kunnen verklaren waarom de bestuurder van de J-059 en overigens ook de overige leden van de Grizzly formatie de PH-BLY niet hebben gezien.

3.20 In het onwaarschijnlijke geval dat de bestuurder van de J-059 de PH-BLY direct na de positiewisseling wel zou hebben waargenomen, moet worden betwijfeld of gelet op afstand, naderingssnelheid en benodigde reactietijd een ontwijkmanoeuvre nog succesvol uitgevoerd had kunnen worden.

3.21 Het verhogen van het minimale vliegzicht naar 8 km als enige compensatie voor het niet van toepassing verklaren van de snelheidslimiet voor militaire gevechtsvliegtuigen lijkt een weinig effectieve maatregel.

3.22 Het hanteren van het see-and-avoid concept in ongecontroleerd luchtruim als enig instrument biedt onvoldoende garantie om botsingen tussen snel en langzaam vliegverkeer te voorkomen.

4 WAARSCHIJNLIJKE OORZAAK

Het ongeval werd veroorzaakt door het onder de gegeven omstandigheden falen van het see-and-avoid concept.

Bijdragende factor:

Gelet op de beperkingen van het see-and-avoid concept, biedt de huidige regelgeving voor ongecontroleerd gebied onvoldoende garantie voor het voorkomen van botsingen tussen vliegtuigen met hoge snelheden en ander vliegverkeer.

5 AANBEVELINGEN

De Raad voor de Transportveiligheid is met de Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie, van mening dat op korte termijn een separatie (een fysieke scheiding) dient te worden aangebracht tussen de snelle militaire vliegtuigen en langzaam luchtverkeer in het ongecontroleerde luchtruim.
Bij het aanbrengen van zo'n scheiding kan men denken aan het instellen van verticale luchtcorridors. Deze worden voorzien van een nader vast te stellen bandbreedte, maximum en minimum vlieghoogte. Bij het aanbrengen van een scheiding kan men ook denken aan de instelling van een horizontale corridor, die voorzien wordt van een maximum en minimum vlieghoogte.
Deze corridors zijn dan beschikbaar als oefenruimte voor snelle militaire vliegtuigen in het ongecontroleerde luchtruim. Gezien de tijd die zo'n "herindeling" van het luchtruim vraagt, zouden vooruitlopend daarop deze corridors vooralsnog kunnen worden aangemerkt als zogenoemde waarschuwingsgebieden.
De Raad voor de Transportveiligheid realiseert zich dat het botsingsgevaar bij dergelijke corridors weliswaar aanzienlijk kan worden verkleind, maar dat er ook bezwaren aan kleven: het optreden van een schijnbaar veiligheidsgevoel, mogelijke geluidsoverlast bij verticale corridors en de verkleining van de vrijheid van beide partijen (en daarmee onder andere de oefenwaarde) in het ongecontroleerde luchtruim.
Gezien de complexiteit van de materie lijkt het dan ook zinvol dat de mogelijkheden en de voor- en nadelen daarvan, worden bezien in een gezamenlijke commissie van de ministeries van Verkeer en Waterstaat en van Defensie.

De Raad voor de Transportveiligheid in eenstemmigheid met de Raad van Advies inzake Luchtvaartongevallen bij Defensie, beveelt de Ministers van Verkeer en Waterstaat en van Defensie aan te bevorderen dat met inachtneming van het bovenstaande, op korte termijn voorstellen worden gedaan inzake het aanbrengen van een scheiding tussen het (snelle) militaire luchtverkeer en het "langzame" luchtverkeer in het ongecontroleerde luchtruim.

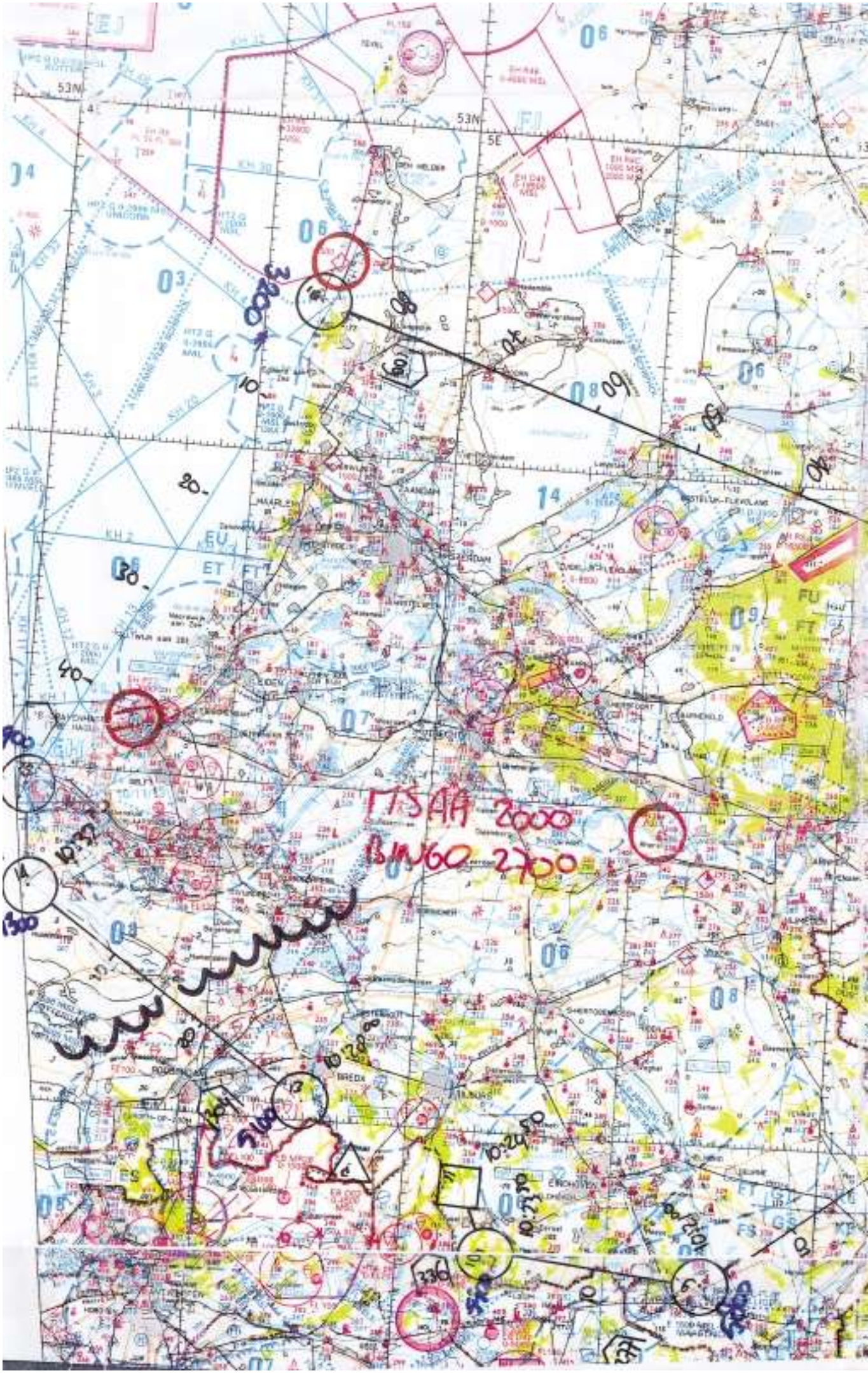
Voor de langere termijn dienen de Ministers te laten onderzoeken of (nieuwe) technische voorzieningen een oplossing kunnen bieden met betrekking tot het minimaliseren van de kans op dit soort botsingen.
Hierbij kan onder andere in overweging worden genomen het verplicht stellen van radiocontact tussen de vliegtuigen en de verkeersleiding. Ook zou de aanwezigheid en het

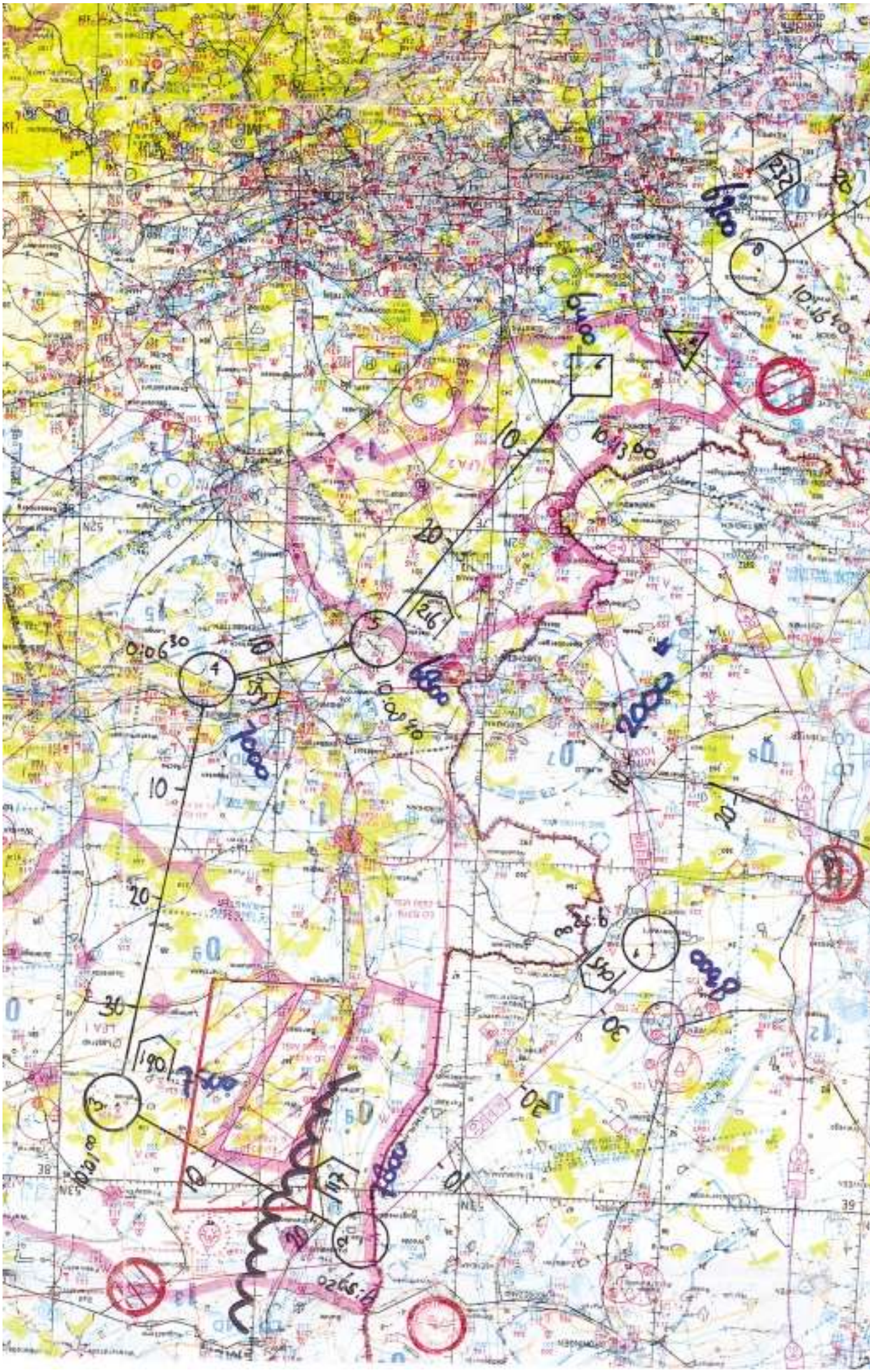
gebruik van transponders verplicht kunnen worden gesteld. (De transponder is een instrument in een vliegtuig dat, indien ingeschakeld, de verkeersleiding precies informeert waar het vliegtuig zich bevindt, op welke hoogte en in welke richting het zich begeeft) Het wordt daarbij raadzaam geacht dat zowel de lidstaten van de Europese Unie als de NAVO-partners hieromtrent worden geraadpleegd.

RAPPORT 1999142

BIJLAGE A

Vliegroute van de F-16 formatie

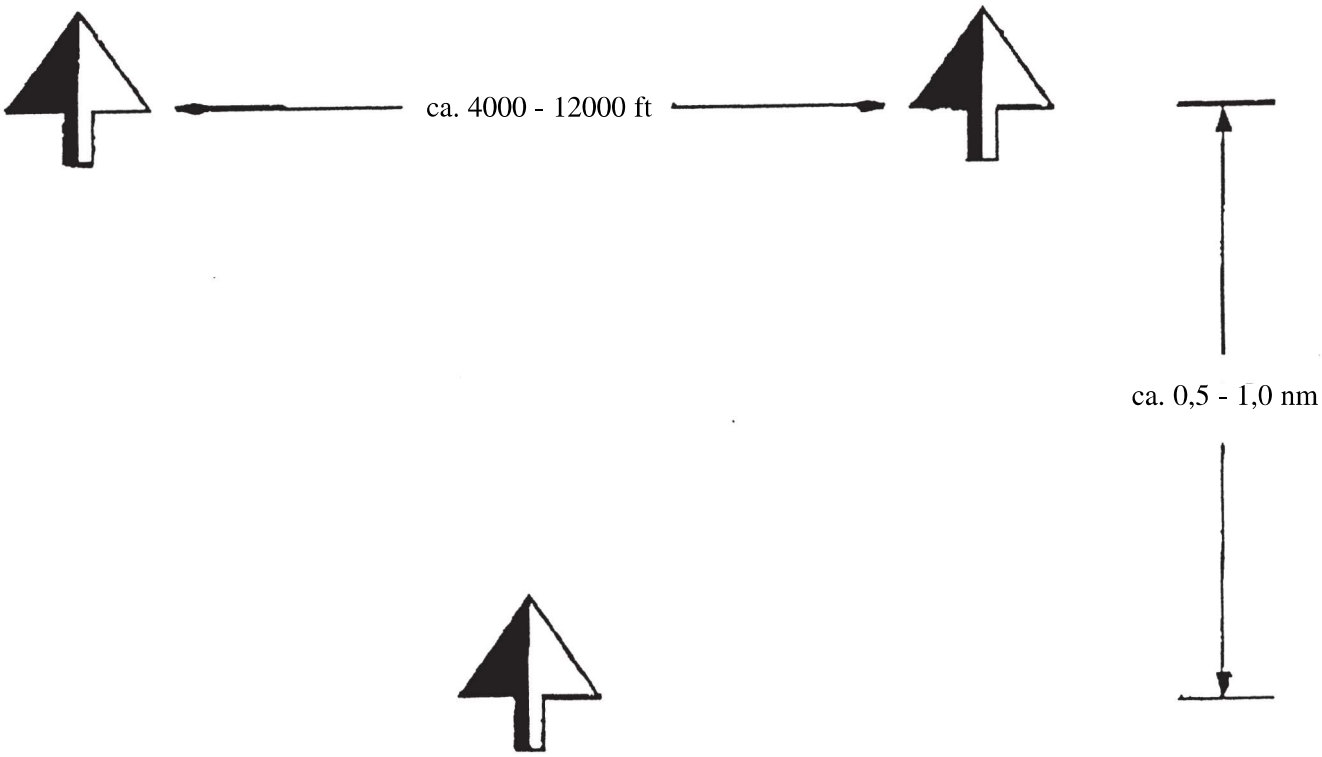

53N
5E
TISAA 2000
BUNGO 2700



RAPPORT 1999142

BIJLAGE B

Stinger formatievorm



N.B.: De getallen geven de streefafstanden weer: operationele omstandigheden zoals manoeuvreren, uitwijken enz. maken afwijkingen noodzakelijk.

Three-ship stinger

RAPPORT 1999142

BIJLAGE C

Foto's van de PH-BLY

SEPPE AIRSERVICE
PH-BLY

PH-BLY

RAPPORT 1999142

BIJLAGE D

NLR-rapport:
"Onderzoek naar het ongeval met de MLU-F16 J-059 en de Piper PH-BLY"

Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
National Aerospace Laboratory NLR

NLR-CR-2000-063

Onderzoek naar het ongeval met de MLU-F-16 J-059 en de Piper PH-BLY

Wrakonderzoek, schadeanalyse, banenreconstructie en reconstructie van het ongeval

H.H. Smit en M.P. Loog

Dit onderzoek is uitgevoerd in opdracht van de Commissie van Onderzoek, samengesteld door de Kamer Luchtvaart van de Raad voor Transportveiligheid en de Afdeling Vliegveiligheid, Kwaliteit, ARBO, en Milieu van de Koninklijke Luchtmacht.

Niets uit dit rapport mag worden vermenigvuldigd en/of openbaar gemaakt, op welke wijze dan ook, zonder voorafgaande schriftelijke toestemming van de Commissie van Onderzoek, of van de Raad voor Transportveiligheid en de Afdeling Vliegveiligheid, Kwaliteit, ARBO, en Milieu van de Koninklijke Luchtmacht.

Hoofdafdeling:	Luchtverkeer
Afgesloten:	februari 2000
Rubricering van de titel:	Ongerubriceerd

Samenvatting

Op 22 december 1999, om 11.54 uur, kwam een F-16 jager van de Koninklijke Luchtmacht in botsing met een sportvliegtuig in de nabijheid van Hoeven, Noord-Brabant. Het sportvliegtuig werd bij de botsing vernield; de beide inzittenden kwamen om. De F-16 raakte door de opgelopen schade onbestuurbaar en stortte neer; de piloot verliet het toestel met behulp van de schietstoel. Zij overleefde het ongeval met lichte verwondingen.
Aangezien het onderzoek van dit incident valt onder de verantwoordelijkheid van zowel de Raad voor de Transportveiligheid, Kamer Luchtvaart, als de afdeling Vliegveiligheid, Kwaliteit, ARBO en Milieu van de Staf van de Koninklijke Luchtmacht, werd besloten een gezamenlijke Commissie Van Onderzoek in te stellen. Het NLR werd door beide partijen verzocht ondersteuning te verlenen bij het veldwerk en de analyse.
Dit rapport bevat de resultaten van de werkzaamheden van de onderzoekers van het NLR ten aanzien van het wrakonderzoek, de schadeanalyse, de banenreconstructie en de algemene reconstructie van het ongeval.

Inhoudsopgave

1 Inleiding **5**
1.1 Algemeen 5
1.2 Opmerkingen 5
1.3 Gegevens F-16 7
1.4 Gegevens Piper 9

2 Onderzoek op lokatie **11**
2.1 Spreiding wrakdelen algemeen 11
2.2 Onderzoek wrakdelen J-059 23
2.3 Onderzoek wrakdelen PH-BLY 25
2.4 Schade-analyse 29

3 Banenreconstructie **31**
3.1 Bronnen 31
3.2 Banen F-16's 31
3.3 Baan Piper 33

4 Analyse **35**
4.1 Algemeen 35
4.2 Reconstructie 35
4.3 Factoren 36

5 Conclusies **37**
5.1 Algemeen 37
5.2 Operationeel 37

Appendix A: LVNL-plots **38**

(46 pagina's totaal)

Figuur 1-1: Bovenaanzicht F-16 7
Figuur 1-2: Aanzichten van de Piper (maten in feet en inches) 9
Figuur 2-1: Hoofdlokaties wrakstukken 12
Figuur 2-2: Samenhang tussen de wraklokaties 13
Figuur 2-3: Wrakstukspreiding van de J-059 15
Figuur 2-4: Detail spreiding wrakdelen PH-BLY 19
Figuur 2-5: Beroeting en sleepsporen op de radome 23
Figuur 2-6: Schade aan rechtervleugelwortel 24
Figuur 2-7: Staartsectie met cockpitdak van de Piper 26
Figuur 2-8: Middensectie met rechtervleugel van de Piper 27
Figuur 2-9: Sporen op de rechtervleugelwortel van de Piper 27
Figuur 2-10: Voorbeeld van schade aan een verticale stoelleuning van de Piper 28
Figuur 2-11: Buitenste deel van de rechtervleugel van de F-16 (gevonden bij de Piper) 28
Figuur 2-12: Botsingsreconstructie op basis van schade 30
Figuur 3-1: Gereconstrueerde banen 34

Tabel 2-1: Beschrijving genummerde delen in Figuur 2-3: Wrakstukspreiding van de J-059 16
Tabel 2-2: Vervolg beschrijving genummerde delen in Figuur 2-3. 17
Tabel 2-3: Verklaring nummering in Figuur 2-4: Detail spreiding wrakdelen PH-BLY 20
Tabel 2-4: Vervolg verklaring nummering in Figuur 2-4 (I) 21
Tabel 2-5: Vervolg verklaring nummering in Figuur 2-4 (II) 22

1 Inleiding

1.1 Algemeen

Op 22 december 1999, omstreeks het middaguur, kwam de F-16 J-059 van de Koninklijke Luchtmacht in botsing met de Piper Cherokee PH-BLY in de nabijheid van Hoeven, Noord-Brabant. Het sportvliegtuig werd bij de botsing vernield; de beide inzittenden kwamen om. De F-16 raakte door de opgelopen schade onbestuurbaar en stortte neer; de piloot verliet het toestel met behulp van de schietstoel. Zij overleefde het ongeval met lichte verwondingen.

Aangezien het onderzoek van dit incident valt onder de verantwoordelijkheid van de Raad voor de Transportveiligheid, Kamer Luchtvaart, en de afdeling Vliegveiligheid, Kwaliteit, ARBO en Milieu van de Staf van de Koninklijke Luchtmacht, werd besloten een gezamenlijke Commissie Van Onderzoek in te stellen. Het NLR werd door beide partijen verzocht ondersteuning te verlenen bij het veldwerk en de analyse.

Dit rapport bevat de resultaten van de werkzaamheden van de onderzoekers van het NLR, te weten:

- een overzicht van de ligging van de wrakstukken,
- een overzicht van de geobserveerde relevante schade aan beide vliegtuigen en hun omgeving,
- de bevindingen naar aanleiding van die schade,
- een baanreconstructie van de betrokken vliegtuigen op basis van genoemde schade, luchtverkeersleidings-radargegevens en de (deels) gerestaureerde Head-Up-Display en Navigatie Display,
- videobanden van de F-16,
- een analyse van de beschikbare gegevens en daar uit voortvloeiend een zo goed mogelijke reconstructie van de gebeurtenissen,
- algemene en operationele conclusies.

1.2 Opmerkingen

Dit onderzoek week af van het algemeen gebruikelijke in die zin dat de technische staat van de vliegtuigen verondersteld werd geen rol te spelen in de veroorzaking van het ongeval. Het NLR-onderzoek richtte zich dan ook met name op het genereren van een zo goed mogelijke reconstructie van de gebeurtenissen, gebaseerd op feitelijke informatie, om de Commissie te ondersteunen bij het trekken van hun conclusies en het doen van aanbevelingen.

Eén van de standaard-aktiviteiten van het NLR bij ongevallenonderzoek in dienst van de Koninklijke Luchtmacht is het vastleggen van de op de ongevalslokatie aanwezige informatie

door middel van karteren met behulp van een theodoliet en het maken van een volledige set gedocumenteerde foto's. Dit neemt normaal ongeveer een dag in beslag, uitgaande van de beschikbaarheid van twee mensen.
Bij aankomst op de lokatie bleek echter dat:

- er meer behoefte bestond aan steun bij de algemene onderzoeksorganisatie en bij het direkte wrakonderzoek, met name van de Piper,
- er door een fotograaf van de Luchtmacht reeds uitgebreid documentatiefoto's gemaakt waren,
- de meetdienst van het Landelijk Verkeers Bijstandsteam reeds ter plaatse was, en al bezig was met uitmeten van de lokatie van de PH-BLY.

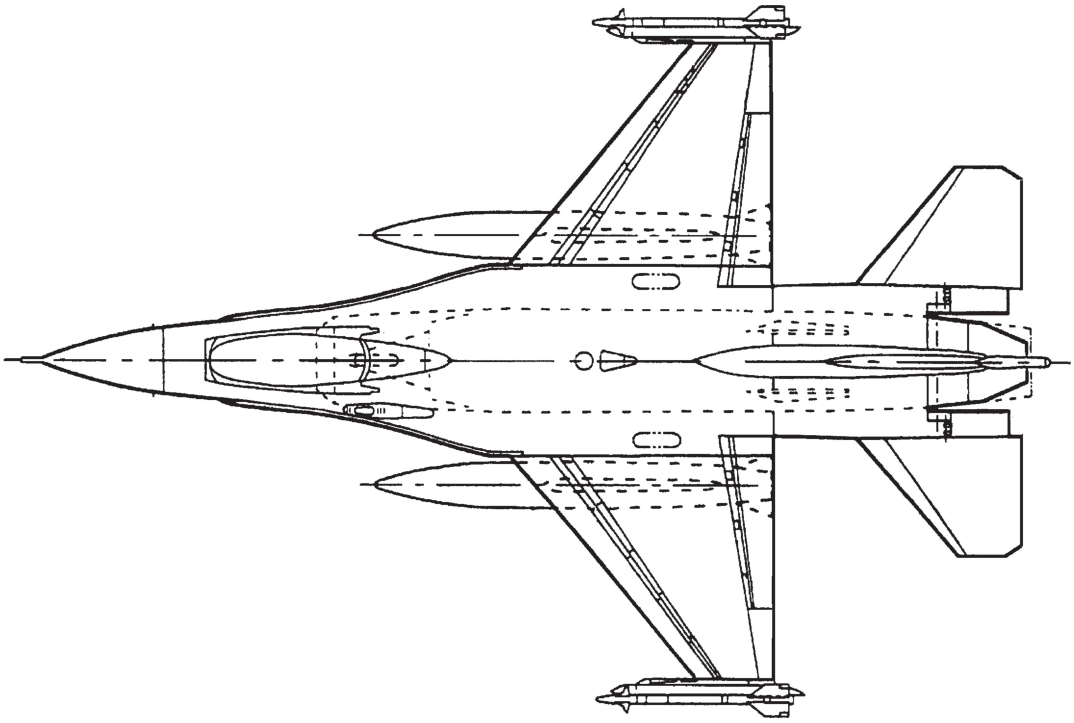
Na een kort gesprek werd vertrouwen uitgesproken in de instrumentatie en het personeel van de KLPD-meetdienst en in de fotograaf, en werd NLR-personeel ingezet conform de behoefte.

Een aantal instanties heeft bijgedragen aan de gegevensverzameling ten behoeve van dit rapport:

- de bergingsdienst van de Koninklijke Luchtmacht, met algemene (en algehele) ondersteuning,
- het Korps Landelijke Politiediensten, met samenwerking, uitmeten, en catering,
- de Luchtverkeersleiding Nederland, met het op zeer korte termijn bewerken en verstrekken van de radartrackdata van de betrokken vliegtuigen.

1.3 Gegevens F-16

Figuur l-l laat een bovenaanzicht van het juiste type F-16 zien.



Figuur 1-1: Bovenaanzicht F-16

Soort operatie:
Type: Air-to-Ground, Navigatie
Vlucht-fase: en-route

Wanneer:
Datum: 22 December, 1999
Tijd: 11 :54:04 lokaal
Licht: daglicht
Zicht: VMC, heiig, meer dan 10 kilometer.

Waar:
Locatie : Hoeven, Noord-Brabant
Lat/long: 51° 36' 711 N, 4° 35' 24" E
Vertrekpunt : Twenthe AB
Bestemming: Twenthe AB

Vliegtuig:

Type	: General Dynamics F-16A MLU
Register	: Royal Netherlands Air Force
Registratie	: J-059

Schade en letsel:

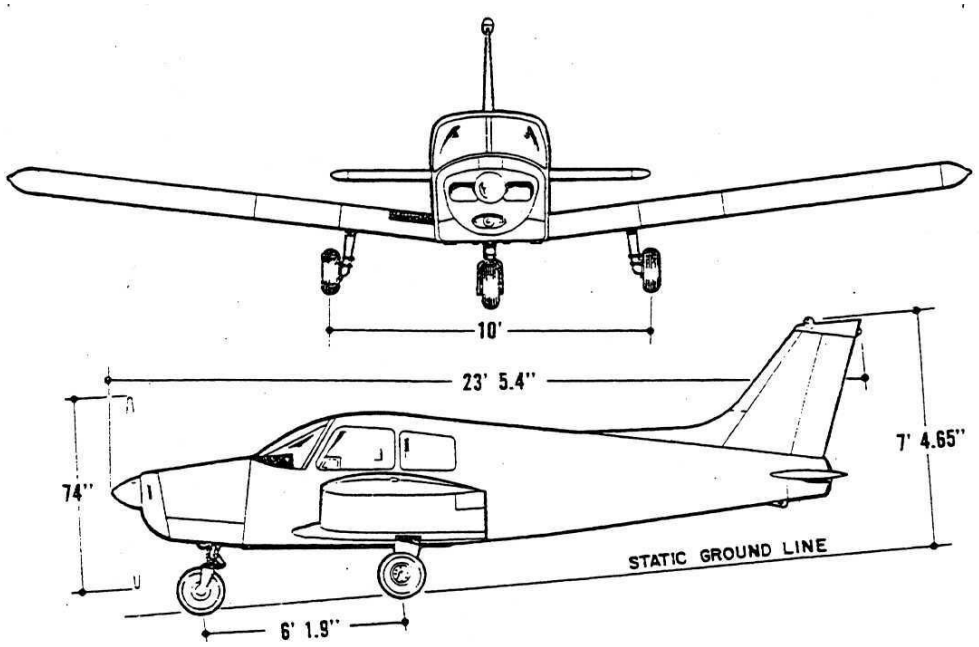
Vliegtuigschade	: vernietigd
Grootte bemanning	: 1
Letsel bemanning	: lichte brandwonden; geslaagde ejection

Configuratie:

Station 1	: LAU-129 met AIM9 Captive
Station 2	: - - -
Station 3	: PIDS 3 pylon
Station 4	: Fuel pylon met 370 gallon tank
Station 5	: ECM rack
Station 6	: Fuel pylon met 370 gallon tank
Station 7	: Weapon pylon
Station 8	: - - -
Station 9	: LAU-129 met AMA
Ammunitie	: - - -
Configuratie index	: CAT I
Totale vliegtuiggewicht	: ongeveer 25371 lbs (5100 lbs brandstof nog aanwezig)

1.4 Gegevens Piper

Figuur 1-2 geeft een overzicht van de afmetingen van de betrokken Piper en van het uiterlijk.



Figuur 1-2: Aanzichten van de Piper (maten in feet en inches)

Soort operatie:

Type	: Lesvlucht
Vlucht-fase	: kruisvlucht terug naar Vliegveld Seppe.

Wanneer:

Datum	: 22 december , 1999
Tijd	: 11:54:04 lokaal
Licht	: daglicht
Zicht	: VMC, heiig, meer dan 10 kilometer.

Waar:

Locatie	: Hoeven, Noord-Brabant
Lat/long	: 51° 36′ 5″ N, 4° 37′ 2″ E
Vertrek punt	: Vliegveld Seppe
Bestemming	: Vliegveld Seppe

Vliegtuig:

Type	: Piper CherokeeCruiser PA 28-140
Register	: Seppe Air Service B.V.
Registratie	: PH-BLY

Schade en letsel:

Vliegtuig schade	: vernietigd
Grootte bemanning	: 2
Letsel bemanning	: beiden overleden

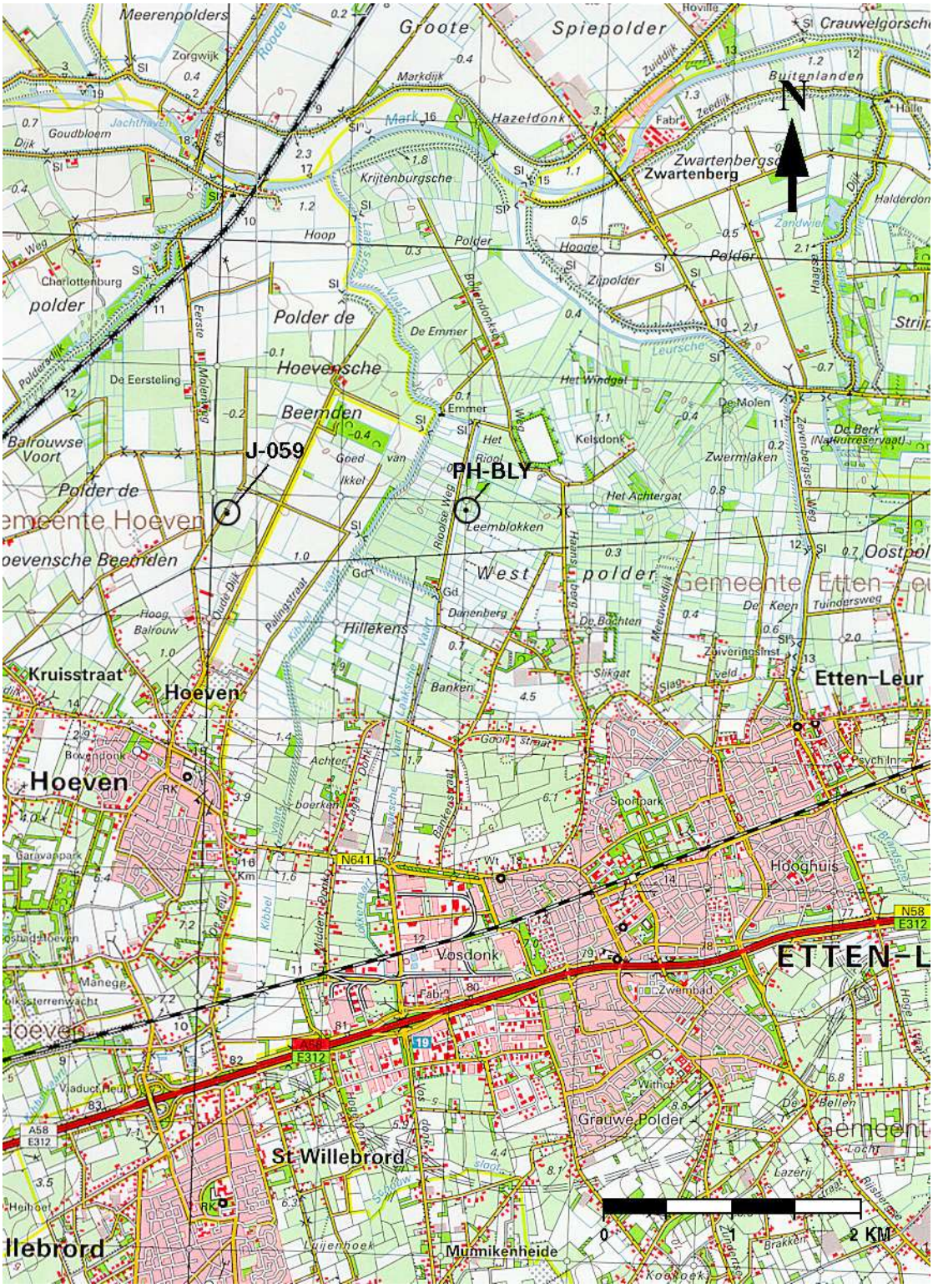
Configuratie:

Totale vliegtuiggewicht	: ongeveer 2000 lbs. op het moment van de botsing (162 lbs. brandstof nog aanwezig, bemanningsgewicht geschat op 90 kilogram (187 lbs.) elk)

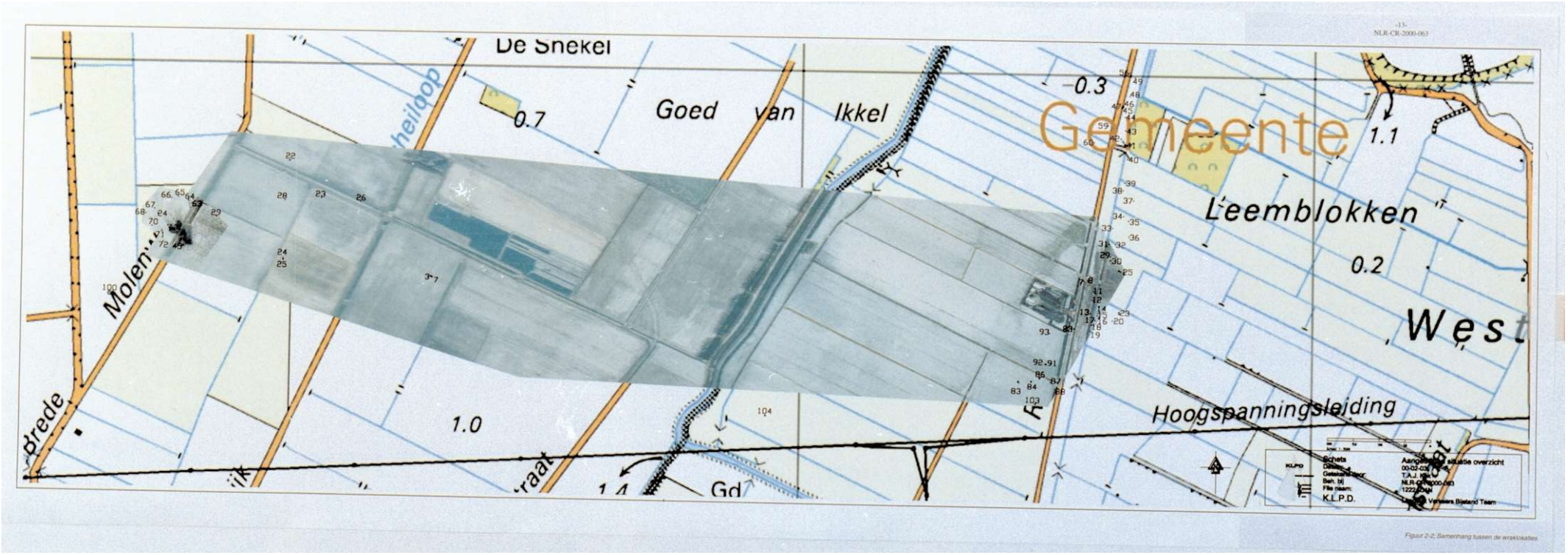
2 Onderzoek op lokatie

2.1 Spreiding wrakdelen algemeen

De wrakdelen van de F-16 en de Piper waren verspreid over twee lokaties. Het grootste deel van de F-16 lag aan de Brede Molenweg (gemeente Hoeven); de resten van de Piper lagen ten oosten daarvan, globaal langs de Rioolse weg (gemeente Etten-Leur). Daartussen lagen nog een aantal kleinere delen van met name de F-16. Figuur 2-1 geeft een overzicht van de twee hoofdlokaties op een stafkaart van de omgeving. In Figuur 2-2 is de samenhang tussen de twee hoofdlokaties goed te zien. Deze figuur is samengesteld uit een topografische achtergrond, de plot van de uitgemeten wrakdelen, en een in de topografische achtergrond ingepaste luchtfoto.



Figuur 2-1: Hoofdlokaties wrakstukken



Figuur 2-2: Samenhang tussen de wrakkokatten

De spreiding van de wrakdelen van de F-16 is gedetailleerd weergegeven in Figuur 2-3, op een topografische achtergrond. De lokatie van significante onderdelen is aangegeven met een nummering. Tabel 2-1 e.v. bevat een verklarende lijst van de nummers in de figuur.

Figuur 2-3: Wrakstukspreiding van de J-059

Nr.	Beschrijving	Foto nr.
3	Flaperon	3-6 t/m 3-9
7	Inslagplaats	
8	wegkant	
9	wegkant	
16	huidplaat Horizontal Stabilizer	3-10
22	landingspositie vlieger	3-11 t/m 3-12
23	hood ejection seat	3-13
24	ejection seat	30 t/m 3-3
25	Inslagplaats	
28	flight manual	3-14
29	canopy brokstukken (cockpit)	3-15 t/m 3-18
30	inslagplaats fuselage	3-19 t/m 3-20
31	inslagplaats fuselage	
32	inslagplaats fuselage	
33	inslagplaats fuselage	
34	inslagplaats fuselage	
35	inslagplaats fuselage	
36	inslagplaats fuselage	
37	inslagplaats fuselage	
38	inslagplaats fuselage	
39	inslagplaats fuselage	
40	inslagplaats fuselage	
41	inslagplaats fuselage	
42	inslagplaats fuselage	
43	inslagplaats fuselage	
44	achterzijde external fueltank	3-22
45	tussenschot external fueltank	3-23
46	chaff/flare dispenser station 3 pylon	3-24
47	gear box	3-25
48	deel main generator	3-26
49	Engine	

Tabel 2-1: Beschrijving genummerde delen in Figuur 2-3: Wrakstukspreiding van de J-059

Nr.	Beschrijving	Foto nr.
50	Engine	
51	Engine	
52	Engine	
53	Engine	
54	wegkant	
55	wegkant	
56	middensectie tank	
57	Flaperon	3-36
58	vertical stabilisator (tail)	
59	rechter midden sectie fuselage	4-4, 4-5
60	accu pack	4-6
61	hydraulic pump	4-7
62	oilfilter	4-8
63	rompbeplating roundel links	4-9
64	spreidingsveld	
65	fueltank onderzijde	
66	dop fueltank	4-11
67	houder radarantenne	4-12
68	bovenkant fueltank	4-13
69	radome / pitot tube	4-14, 4-15
70	fueltank tussenschot	
71	launcher	4-16
72	horizontal stabilizer external fueltank	4-10
73	throttle	4-18
74	standby compass	4-19
76	speedbrake	
77	cockpit pressure regulator	4-20
78	F-TIT indicator	4-21
79	ALR 69 display	4-22
80	gear box	4-23
81	tape HI 8	4-25
93	oxygen bottle	4-26
96	inslag missile	
97	inslag missile	
100	missile	4-28

Tabel 2-2: Vervolg beschrijving genummerde delen in Figuur 2-3.

De spreiding van de wrakdelen van de Piper is gedetailleerd weergegeven in Figuur 2-4, op een topografische achtergrond. De lokatie van significante onderdelen is aangegeven met een nummering. Tabel 2-3 e.v. bevat een verklarende lijst van de nummers in de figuur.

Figuur 2-4: Detail opneming werkeiland PH-RLP

Nr.	Beschrijving	Foto-nr.
7	F16: stukje flap	MR
10	F16 honingraat	
11	vliegertas	
12	pedaal Piper	
13	brandschot	MR
14	headset	
15	headset	
16	schoen	
17	carburateur	
18	balk vleugel Piper	
19	oliekoeler/fuel pomp	
21	vleugelwortel links voor	
22	voorste tip rechts voor	
23	voorste tip rechts achter	
24	vleugelwortel links achter	
25	vliegtuig romp voor	
26	vliegtuig romp	
27	vliegtuig romp	
28	vliegtuig romp	
29	stuk Piper rechtervleugel flap	
31	wrakstuk Piper	
32	wrakstuk F16	
33	wrakstuk F16	
34	vleugel Piper links	
35	wrakdeel Piper	
38	rugleuning stoel Piper	
39	gordel	MR
40	broek zwart	
41	broek zwart	
42	stoelzitting Piper	
43	wrakstuk Piper	
44	rugleuning stoel Piper	
45	deel linker vleugel	

Tabel 2-3: Verklaring nummering in Figuur 2-4: Detail spreiding wrakdelen PH-BLY

Nr.	Beschrijving	Foto-nr.
46	deel linker vleugel	
47	flap zuid-oostzijde	
48	kleding	
49	wrakstuk Piper 10 mtr oost	
55	slootkant	
56	bekleding Piper	
57	slootkant	
58	slootkant	
59	wrakstuk Piper	
60	bekleding deur Piper	
61	slootkant	
62	slootkant	
63	wegkant	
64	wegkant	
65	wiel traktor	
66	lantaarnpaal nr 4	
68	slachtoffer massa	
69	slachtoffer massa	
70	slachtoffer massa	
71	slachtoffer massa	
72	man met zwarte trui	
73	man met zwarte trui	
74	man met zwarte trui	
75	man met zwarte trui	
76	man met zwarte trui	
77	man met zwarte trui	
78	man met zwarte jas	
79	man met zwarte jas	
80	man met zwarte jas	
81	man met zwarte jas	
82	man met zwarte jas	
83	inslagplaats 78	
84	inslagplaats 72	
85	inslagplaats 68	

Tabel 2-4: Vervolg verklaring nummering in Figuur 2-4 (I)

Nr.	Beschrijving	Foto-nr.
86	slootkant	
88	motordeel cilinder Piper	
89	duiker	
90	duiker	
91	vleugeldeel f16	
93	vleugeldeel F16	
94	duiker	
95	duiker	
96	electrohuisje	
97	electrohuisje	
98	electrohuisje	
99	electrohuisje	
100	hoek schuur	
101	hoek schuifdeur	
102	hoek schuifdeur	
103	Neuswiel	
104	Motorblok	

Tabel 2-5: Vervolg verklaring nummering in Figuur 2-4 (II)

2.2 Onderzoek wrakdelen J-059

De Brede Molenweg loopt verhoogd ten opzichte van de velden eromheen over een dijklichaam met aan weerszijden waterafvoergeulen. De eerste inslag van de F-16 bevond zich enige meters oost van de Brede Molenweg, in de vorm van een ondiepe kuil. Direct daarachter begint het spoor van wrakstukken.
De wrakstukspreiding is beperkt.
Het dijkje heeft een deel van de energie opgenomen; met name het staartdeel van het toestel inclusief de motor, de after-burner constructie, het linker horizontale staartvlak en het landingsgestel is aan de oostkant achtergebleven, deels tegen het dijkje opliggend. De midden/bovensectie met de vleugels, de cockpit en de neus van het toestel lagen aan de westkant, evenals het verticale deel van de staart.
De inslagrichting is, uitgaande van de spreiding van de wrakstukken ten opzichte van het eerste inslagpunt, omstreeks 320 graden geweest.
De wrakstukken in de buurt van het dijkje vertonen schade veroorzaakt door brand, vooral in de vorm van beroeting, waarschijnlijk voor een flink deel veroorzaakt door uitbranden op de grond. Echter, ook de verspreid gevonden delen die zich bij de klap op de grond hebben verspreid buiten het gebied van de grondbrand vertonen beroeting, wat aangeeft dat er ook sprake is geweest van brand tijdens het laatste deel van de vlucht. Een goed voorbeeld hiervan is de radome (zie Figuur 2-5), die behalve beroeting ook sporen in het roet van contact met de grond vertoont.

Figuur 2-5: Beroeting en sleepsporen op de radome

De tip van de rechtervleugel (stations 8 en 9) ontbreekt. De schade aan het resterende vleugeldeel is op basis van de bestaande ervaring met het desintegratiepatroon van dit type toestel slecht in overeenstemming te brengen met de inslag op de grond. Het is namelijk ongebruikelijk dat de vleugel breekt. Gezien de uitgebogen randen is de vleugeltip onder, deels in de richting van de topas, mechanische belasting gesepareerd (zie Figuur 2-6: Schade aan rechtervleugelwortel).

Figuur 2-6: Schade aan rechtervleugelwortel

De rechter flaperon en delen van het rechter horizontale staartvlak zijn teruggevonden tussen de wraklokatie van de Piper en die van de F-16. Waarschijnlijk zijn deze delen eerder gesepareerd, mogelijk al bij de botsing zelf.
Op een deel van de rechtervleugelvoorrand zijn verfsporen gevonden die waarschijnlijk van de Piper afkomstig zijn.
Tussen de wrakstukken werden de deels door brand beschadigde en sterk door brandstof vervuilde Hi-8 videobanden aangetroffen van de registratie van de rechter Multi-Function Display (MFD) en de Head-Up Display camera.
Het buitenste deel van de rechtervleugel van de F-16 werd gevonden bij de wrakstukken van de Piper. In en op de voorrand werden menselijke resten aangetroffen.

2.3 Onderzoek wrakdelen PH-BLY

De grootste wrakstukken van de Piper PH-BLY lagen in de weilanden evenwijdig aan de Rioolse Weg in de akkers. De belangrijkste items waren:

- de vliegtuigstaart met het cockpitdak, het deel van de romp boven de vleugels en het bovenste deel van het instrumentenpaneel,
- de middensectie tussen de vleugels, met de cockpitvloer, de rechtervleugel en de rechter-landingspoot,
- de linkervleugel in een aantal delen,
- een deel van de motor met de propelleras en het grootste deel van de propeller.

De rest van het toestel lag in kleinere delen verspreid over de ongevalsplek.
De spreiding van de wrakstukken was, conform de heersende wind, van zuid naar noord. De relatief lichte brokstukken hebben direct na de desintegratie hun vliegsnelheid verloren, waarna alleen de wind en de zwaartekracht hun baan nog bepaalden. De zwaarste en minst aërodynamische delen liggen dan ook zuidelijk van lichte en/of meer aërodynamische delen. Tussen de Piper-wrakstukken zijn kleine delen van met name de vleugelhuid van de F-16 teruggevonden, en het op de F-16 lokatie ontbrekende deel van de rechtervleugel (Figuur 2-11).

De staart met het cockpitdak en een deel van de romp was ongeveer op de middellijn van de romp gesepareerd van de rest van het toestel (Figuur 2-7). Een deel van de (enige) deur aan de rechterzijde zat nog vast aan de romp, de bovenste helft van het cockpitpaneel met de belangrijkste instrumenten lag er half onder, uit positie. Met name het paneel was besmeurd met menselijke resten, in een patroon van achter naar voor (vliegrichting). De schade aan de staart en de romp was, los van de separatie, beperkt, en voor een groot deel terug te voeren op het vallen van grote hoogte en enige malen omrollen op de grond. Het plaatwerk was gedeukt doch compleet, het verfwerk vrijwel onbeschadigd. Alleen de rechterachter-onderzijde vertoont knikschade en een patroon op de rand van het resterende plaatwerk dat aangeeft dat de rechtervleugel omhoog draaiend in de richting van de topas gesepareerd is van de romp.

De middensectie met de rechtervleugel is net boven de vloer van de achterste twee stoelen gescheiden van de rest van het toestel (zie Figuur 2-8). De rand zit aan beide zijden even hoog, en ziet er vooral aan de linker zijde uit als een snijkant; de rechter zijde is rafeliger. Het plaatwerk van de randen is aan de linker zijde naar binnen toe gebogen, aan de rechter zijde naar buiten. De als enige aanwezige rechterstoelzitting is opengescheurd en besmeurd met bloed. Het voorste deel van de vleugelbeplating van het binnenste deel van de rechtervleugel ontbreekt, en is afgescheurd in voorwaartse richting. Waar de beplating nog wel aanwezig is (het achterste deel van de zwarte stapstrook) zijn diepe krassen zichtbaar onder een hoek van ongeveer dertig graden met de vliegtuigas. De rechtervleugel is verder relatief licht beschadigd, en nog vast verbonden met het onderste rompdeel.

De linkervleugel is in delen teruggevonden ten noorden van het staartsamenstel. Alle delen waren besmeurd met voornamelijk bloed en deels menselijke resten. De vleugeldelen vertonen schade (knikken, deuken) ontstaan bij het desintegreren, maar geen direkt herkenbare botsingsschade.
De teruggevonden stoelleuningen zijn halverwege de rug als het ware doorgesneden. Figuur 2-10 laat een voorbeeld hiervan zien.
Het nog samenhangende deel van de restanten van de motor is op één van de meest zuidelijke plekken teruggevonden. Stukken van de cylinders, de kleppen met hun bediening, de propeller en de motorophanging lagen verspreid over de lokatie. Gezien de mate van vernieling moet de desintegratie bij de botsing gebeurd zijn.

Het bij de Piper gevonden F-16 vleugeldeel omvat het buitenste deel van de rechtervleugel, vanaf wingstation 8 (zie Figuur 2-11). De voorrand bevatte menselijk weefsel.

De op de lokatie aangetroffen F-16 huiddelen waren afkomstig van de rechtervleugelvoorrand. Ook deze waren besmeurd met bloed en weefsel.

De positielichten van het verticaal staartvlak en de rechtervleugel waren intact. Het was niet te bepalen of de positielichten brandden op het moment van de botsing.

Figuur 2-7: Staartsectie met cockpitdak van de Piper

Figuur 2-8: Middensectie met rechtervleugel van de Piper

Figuur 2-9: Sporen op de rechtervleugelwortel van de Piper

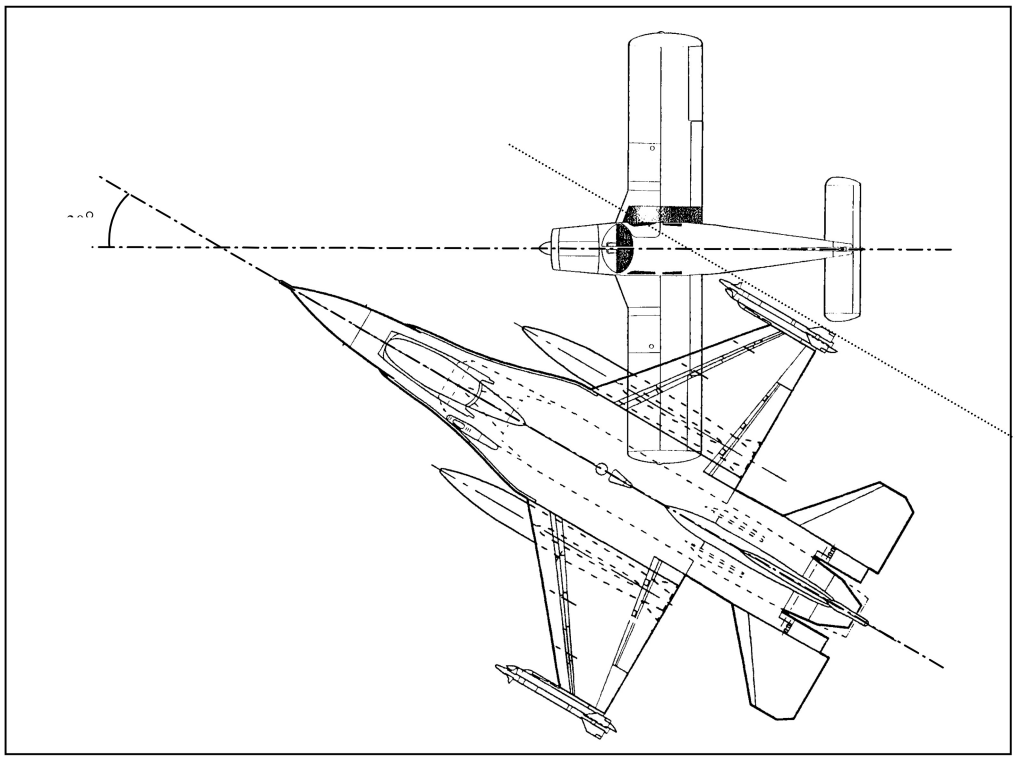
Figuur 2-10: Voorbeeld van schade aan een verticale stoelleuning van de Piper

Figuur 2-11: Buitenste deel van de rechtervleugel van de F-16 (gevonden bij de Piper)

2.4 Schade-analyse

- De beroeting van de F-16 wrakdelen wijst op brand tijdens de vlucht. De beroeting van de radome, welke zich normaal in de vliegrichting voor de brand bevindt, wijst op of een grote initiële fire-ball, of op vliegbewegingen die de radome benedenwinds van het vuur hebben gebracht.
- De schade aan de rechtervleugel van de F-16 is alleen door mechanische invloed te verklaren, en was aanwezig voor de inslag op de grond.
- Afgezien van de ontbrekende wingtip die gevonden is op de wraklokatie van de Piper en een (nog steeds) ontbrekend bom-rack was de F-16 compleet.
- Voor zover te achterhalen vertoonde het toestel met uitzondering van de ontbrekende wingtip voor het contact met de grond geen uitwendige schade.
- De anderszins slecht verklaarbare schade aan de rechtervleugel van de F-16, de aanwezigheid van de ontbrekende rechtervleugeltip (met menselijke resten) en stukken vleugelhuid op de wraklokatie van de Piper, en de verfsporen op de F-16 wrakstukken bevestigen dat de twee toestellen met elkaar in botsing zijn gekomen.
- De richting van de “snij”-schade aan de middensectie van de Piper, de krassen op het binnendeel van de rechtervleugel, de doorgesneden stoelleuningen en de totaal gedesintegreerde motor wijzen op:
  * inslag van de F-16 op de Piper van linksachter naar rechtsvoor,
  * met de vleugelvlakken van beide toestellen vrijwel evenwijdig aan elkaar, met de F-16 vleugeltip boven de vleugel van de Piper,
  * net boven het vlak van de achterste stoelzittingen.
- De schade aan de linkervleugel van de Piper is te verklaren uit het in aanraking komen met het bewapeningsophangpunt en de brandstoftank onder de rechtervleugel van de F-16. Waarschijnlijk is de brand (al dan niet met “fire-ball”) toen ook ontstaan.
- De stand van de beide toestellen ten opzichte van elkaar is op basis van de schade duidelijk; de standhoeken ten opzichte van de grond niet.
- Het “snijden” van de huid en de totale desintegratie van het eerste object met hoge dichtheid dat tegengekomen werd (de motor) wijst op een groot snelheidsverschil.

Figuur 2-12: Botsingsreconstructie op basis van schade laat de interaktie tussen de toestellen zien. De lucht-lucht-doelraket op de uiterste punt van de rechterwingtip heeft de romp onderzijde van de Piper net achter de cabinesectie gepenetreerd, de vleugel is door de cockpit heen gesneden, waarna de tip waarschijnlijk is afgebroken bij de botsing met, en de desintegratie van, de motor.



Figuur 2-12: Botsingsreconstructie op basis van schade

3 Banenreconstructie

De banenreconstructie in het kader van dit rapport is gebaseerd op feitenmateriaal afkomstig van het wrakonderzoek en uit vliegpadgegevens van een externe bron. Gegevens gebaseerd op getuigenverklaringen zijn niet gebruikt.

3.1 Bronnen

De voor vliegbaanreconstructie beschikbare bronnen waren de volgende.

- De op het schadeonderzoek gebaseerde conclusies voor wat betreft de geometrie van de botsing, en dus voor wat betreft het laatste deel van de baan van beide toestellen (zie hoofdstuk 2).
- De gegevens afkomstig van de Hi-8 videobanden van de registratie van de rechter MFD en de HUD. Na droging van de tapes en het plaatsen van de voor het onderzoek relevante delen in nieuwe cassettes was de MFD-tape goed leesbaar, en de HUD-tape redelijk leesbaar. Helaas eindigen beide tapes ongeveer 12 seconden voor het moment van de botsing. De rest van de band, bevattende de laatste 12 seconden van de aanloop, de botsing zelf, en mogelijk nog enige seconden daarna, is om de recorderkop gespoeld geweest (buiten de cassette) en door brand verloren gegaan.
- De route-kaart van de F-16 formatie.
- De door de LVNL beschikbaar gestelde gegevens afkomstig van de verkeersleidingsradar te Herwijnen. Deze zijn direkt na het ongeval vastgelegd, door de LVNL ontdaan van niet van toepassing zijnde informatie van andere vliegtuigen en geanalyseerd, en in de vorm van plots en later ook elektronische gegevens verstrekt aan de commissie. De plots zijn opgenomen in appendix A.
  Voor de goede orde: de plots zijn samengesteld uit discrete punten, verbonden door lijnen ter verhoging van de duidelijkheid. De werkelijke baan zal tussen de punten enigszins afwijken van de lijnen.

3.2 Banen F-16's

Van de in 3.1 genoemde bronnen is de set LVNL-plots de meest uitgebreide. De baan van de twee ongevalsvliegtuigen daarop is als uitgangspunt genomen.
Vergelijking van de LVNL-plots met de routekaart zoals die tijdens de missie gebruikt is levert het volgende op.

- De schaal van de routekaart is zodanig (1:500.000) dat er geen details zichtbaar zijn, anders dan de algemene vorm, en anders dan dat de geplande route iets ten oosten van vliegveld Seppe in noordwestelijke richting over Etten-Leur voerde.
- De geregistreerde route komt overeen met de op de kaart aangegeven geplande route.

Vergelijking van de LVNL-plots met de gerestaureerd video-tape-beelden levert het volgende op.

- De bewegingen van het ongevalstoestel zijn met een nauwkeurigheid van enkele seconden te correleren met de plots. Er kan dan ook met enige zekerheid gesteld worden dat de door LVNL aangegeven baan a.: die van de J-059 is, en b.: dat deze overeenkomt met de werkelijkheid.

Noot:
De Piper is, ondanks de relatief korte afstand (op het moment dat de HUD-tape ophoudt vier tot vijf kilometer) niet zichtbaar op de beelden. Op dat moment bedraagt de vlieghoogte van de F-16 ten opzichte van de grond 1280 feet, de snelheid 460 knopen (calibrated), de koers is 263 graden (magnetisch), en het toestel vliegt “straight and level”. De elektronisch beschikbare baanpunten van de drie relevante F-16’s zijn als discrete punten uitgeplot op een kaartachtergrond, en ter vergroting van de duidelijkheid verbonden met gekleurde lijnen (Figuur 3-1).

Noot:
De punten zijn aangeleverd als X- en Y-coordinaten ten opzichte van het Aerodrome Reference Point van Schiphol, afgeleid uit pool-coordinaten ten opzichte van Herwijnen Radar. Dit betekent dat bij rechtstreeks uitplotten een verschuiving van enige honderden meters op de kaart kan optreden als gevolg van de discrepantie tussen het plotvlak en de gebruikte techniek van kaartprojektie. Deze verschuiving is zo goed mogelijk gecompenseerd door onze plots op te lijnen met de ook op de LVNL-plots aanwezige, bekende, posities van vliegveld Seppe en het zuid-oostelijke hoekpunt van TMA 1 van Rotterdam Airport. Een nauwkeurigere berekening is mogelijk op basis van de ruwe data; voor het doel van dit onderzoek is het getoonde echter voldoende nauwkeurig. De betrouwbaarheid blijkt uit het met elkaar in overeenstemming zijn van de wraklokaties en de plots.

Waarnemingen:

- De twee voorste F-16’s vliegen in noord-westelijke richting naast elkaar, op een afstand van ¾ Nautical Mile (1300 meter), met een snelheid van 460 tot 520 knopen (grondsnelheid, zie de plots in appendix A) .
- De formatie draait iets naar het westen, waarna het rechtse toestel (de J-059) achter het linkse toestel (de formatieleider) langsdraait. Het legt daarbij een westelijke koers voor.
- Deze koers wordt aangehouden, waarschijnlijk om weer voldoende afstand te nemen tot de formatieleider.
- Het voorgaande wordt bevestigd door de beelden van de HUD-video-tape van de J-059. De westelijke koers wordt aangehouden vanaf 10:53:49 uur.

- Enige seconden later kruist de plot van de J-059 die van de PH-BLY. Hieruit kan afgeleid worden dat de botsing zich voorgedaan heeft op 10:54:04 uur (UTC).
- De hoek die de banen met elkaar maken is ongeveer veertig graden vanuit de hartlijn van de PH-BLY,
- De volgende waarneming (baanpunt 10:54:08) is de laatste voor wat betreft de J-059.
- De kleinste afstand tussen de F-16 van de formatieleider en de PH-BLY is ongeveer 600 meter geweest, uitgaande van dezelfde vlieghoogte voor beide toestellen.

3.3 Baan PH-BLY Piper

De enige bron van gegevens voor de positie van de Piper in de tijd is de set LVNL-data.
De plots laten een toestel zien dat gedurende een aantal minuten met konstante snelheid (ongeveer 55 knopen grondsnelheid) en op konstante koers (zuid-west) richting vliegveld Seppe vliegt.
Er zijn geen wijzigingen van betekenis in het vliegpatroon, tot het pad dat van de J-059 kruist. De vliegrichting verandert dan in zeer korte tijd naar noord-west, en eindigt globaal naar het noorden (laatste waargenomen punt).
Uitplotten in de kaart (zie Figuur 3-1: Gereconstrueerde banen) laat zien dat het stuk van de baan tussen de laatste twee waarnemingen evenwijdig ligt aan de Rioolse Weg, en vrijwel eindigt op de lokatie van het wrak van de Piper. De laatste richting komt ook overeen met de heersende windrichting.

Figuur 3-1: Gereconstrueerde banen

4 Analyse

4.1 Algemeen

De uitgangspunten voor de analyse vormen de feiten zoals vastgelegd in hoofdstuk twee en drie op basis van het schadeonderzoek, de LVNL-gegevens en de F-16-videotapes. Het doel van de analyse is een zo goed mogelijke reconstructie van de gebeurtenissen die geleid hebben tot dit ongeval, ter ondersteuning van de besluitvorming van de onderzoekscommissie.

4.2 Reconstructie

De Piper PH-BLY is vanuit het noorden op weg naar vliegveld Seppe. De koers is zuidwest, de hoogte omstreeks 1300 voet (geschat op basis vlieghoogte F-16), de snelheid 55 knopen grondsnelheid, wat rekening houdend met de wind, neerkomt op omstreeks 70 knopen geïndiceerd. De F-16's naderen uit zuidoostelijke richting, op dezelfde hoogte als de Piper, met een snelheid van gemiddeld omstreeks 450 knopen (grondsnelheid). De tweede man kruist achterlangs de leider, mogelijk om de Control Zone van vliegveld Gilze-Rijen te vermijden, mogelijk om niet achter te raken, en vliegt west om voldoende dwars-afstand te nemen op zijn leider. Vlak voor het naar rechts draaien naar de gewenste koers parallel aan die van de leider, komt het toestel in botsing met de PH-BLY.
De leider passeert de Piper op ongeveer 600 meter afstand.
De interaktie tussen de twee toestellen is te herleiden uit de waargenomen schade (hoofdstuk 2, Figuur 2-12: Botsingsreconstructie op basis van schade). De geometrie hiervan klopt met de geometrie op basis van de baanplots. Er is geen reden om aan te nemen dat de toestellen veel anders dan ongeveer "straight and level" hebben gevlogen vlak voor de botsing, omdat de bemanning van de Piper de F-16 hoogstwaarschijnlijk niet heeft waargenomen vanwege de naderingsrichting, en de piloot van de F-16 gezien de geometrie geen poging heeft gedaan de botsing te vermijden. Het punt waar zij elkaar geraakt hebben is op basis van de opgelijnde LVNL-plots en de wrakstukpatronen te leggen ter hoogte van de hoogspanningsdraden, in de buurt van de aftakking naar het zuiden, iets westelijk van de Rioolse Weg (UTM coordinaat 31UFT117175).
De F-16 is, omdat de structuur van het toestel niet aangetast was, de aandrijving hoogstwaarschijnlijk nog functioneerde, en door het hoge energieniveau, verder gevlogen in globaal westelijke richting. De vlieger heeft het onbestuurbare toestel met de schietstoel verlaten, waarna het anderhalve kilometer verder neerstortte.
De Piper is bij de botsing uiteengevallen. De zwaarste delen raken relatief dicht bij de botsingsplaats de grond (motor, stoffelijke resten). De lichtere delen verspreiden zich met de wind in noordelijke richting langs de Rioolse Weg.

4.3 Factoren

Een aantal factoren hebben bijgedragen aan dit ongeval.

- Verkeersleiding. Het ongeval is gebeurd in klasse G-luchtruim, waar geen verkeersleiding is, zelfs niet op advies-basis. Beide toestellen hadden het recht zich op deze plek in het luchtruim te bevinden.
- Tijd en snelheid. De laatst waargenomen snelheid op de HUD-tape van de J-059 was ruim 460 knopen, ongeveer 12 seconden voor de botsing. Dit komt overeen met 230 meter per seconde. De Piper bewoog zich voort met 55 knopen, ongeveer 27 meter per seconde. De Piper zal dus relatief stil gestaan hebben in het blikveld van de F-16 vlieger en is ook pas in het direkte blikveld gekomen na de bocht naar links richting west. De hoge naderingssnelheid is van invloed geweest op de beschikbare tijd om uit te wijken.
- Apparatuur. Geen van beide toestellen had apparatuur aan boord specifiek bedoeld voor collision avoidance. Ook de wel aanwezige transponders en de F-16 gevechtsradar hadden voor dit doel geen nut. Onder 1500 voet is het aanzetten van de transponder verboden, los van het feit dat de naderende gevaarlijke situatie (met transponders) dan opgemerkt had moeten worden door een verkeersleider die, nogmaals, geen reden heeft om klasse-G luchtruim te monitorren. De radar van de F-16 was ingesteld op de taktische situatie, met een bereik van 40 Nautische Mijl (75 kilometer), wat een reflektie op 2 tot 3 NM in het onderste deel van het scherm situeert, zonder nadere waarschuwing. Daarnaast wordt informatie met een grondsnelheid van 70 knopen of minder weggefilterd om het radarscherm vrij te houden van langzaam bewegende objecten op de grond. Effektief werd er dus door beide bestuurders zuiver op zicht gevlogen.
- Zichtbaarheid van de PH-BLY. De kleurstelling van het toestel kon onder de heersende omstandigheden niet slechter gekozen zijn. De romp en de vleugels waren wit, het dak zilvergrijs. In combinatie met de besneeuwde velden als achtergrond, het goede, maar wat heiige zicht, de lage zon van links en de beperkte afmetingen was het toestel waarschijnlijk moeilijk waarneembaar.

5 Conclusies

5.1 Algemeen

1. De wrakstukken van de J-059 zijn teruggevonden op de positie:
   51° 36' 7'' N, 4° 35' 24'' E. UTM: 31UFT1013517960.
2. De wrakstukken van de PH-BLY zijn teruggevonden op de positie:
   51° 36' 5'' N, 4° 37' 2'' E. UTM: 31UFT1197517925 .
3. De F-16 is met de tip van de rechtervleugel door de Piper heen gevlogen, onder een hoek van ongeveer 30- 40 graden ten opzichte van de Piper langsas, van linksachter naar rechtsvoor. De Piper-cockpit is doorsneden ter hoogte van de vloer van de achterste stoelen. Beide toestellen vlogen , voor zover na te gaan, ongeveer "straight and level".
4. Het botsingspunt heeft gelegen rondom UTM coordinaat 31UFT117175 op de stafkaart.

5.2 Operationeel

1. Beide toestellen hadden het recht zich op die plek in het luchtruim te bevinden.
2. De separatie van beide toestellen kon effectief alleen op zicht gebeuren. Er was geen apparatuur aan boord, noch verplicht, om botsingen te voorkomen.
3. Gezien de geometrie van de botsing heeft de bemanning van de Piper de F-16 hoogstwaarschijnlijk niet gezien.
4. Het opmerken van de Piper door de F-16-vlieger is bemoeilijkt door het grote snelheidsverschil (kleine beschikbare tijd voor uitwijken).
5. Het opmerken van de Piper door de F-16-vlieger is bemoeilijkt door de kleurstelling en afmetingen van de Piper in combinatie met de achtergrond, de heersende zichtomstandigheden, en de zeer lage hoeksnelheid in het blikveld.

Appendix A: LVNL-plots

LUCHTVERKEERSLEIDING NEDERLAND **AIR TRAFFIC CONTROL THE NETHERLANDS**

INTERNE BRIEF NR. : S&P/Inc.Inv. 99/686

AAN : ---

VAN : M.E. Polman

ONDERWERP : Toelichting radarplottekeningen ongeval F-16 & PH-BLY d.d. 22-12-99

DATUM : 28 december 1999

DISTRIBUTIE :

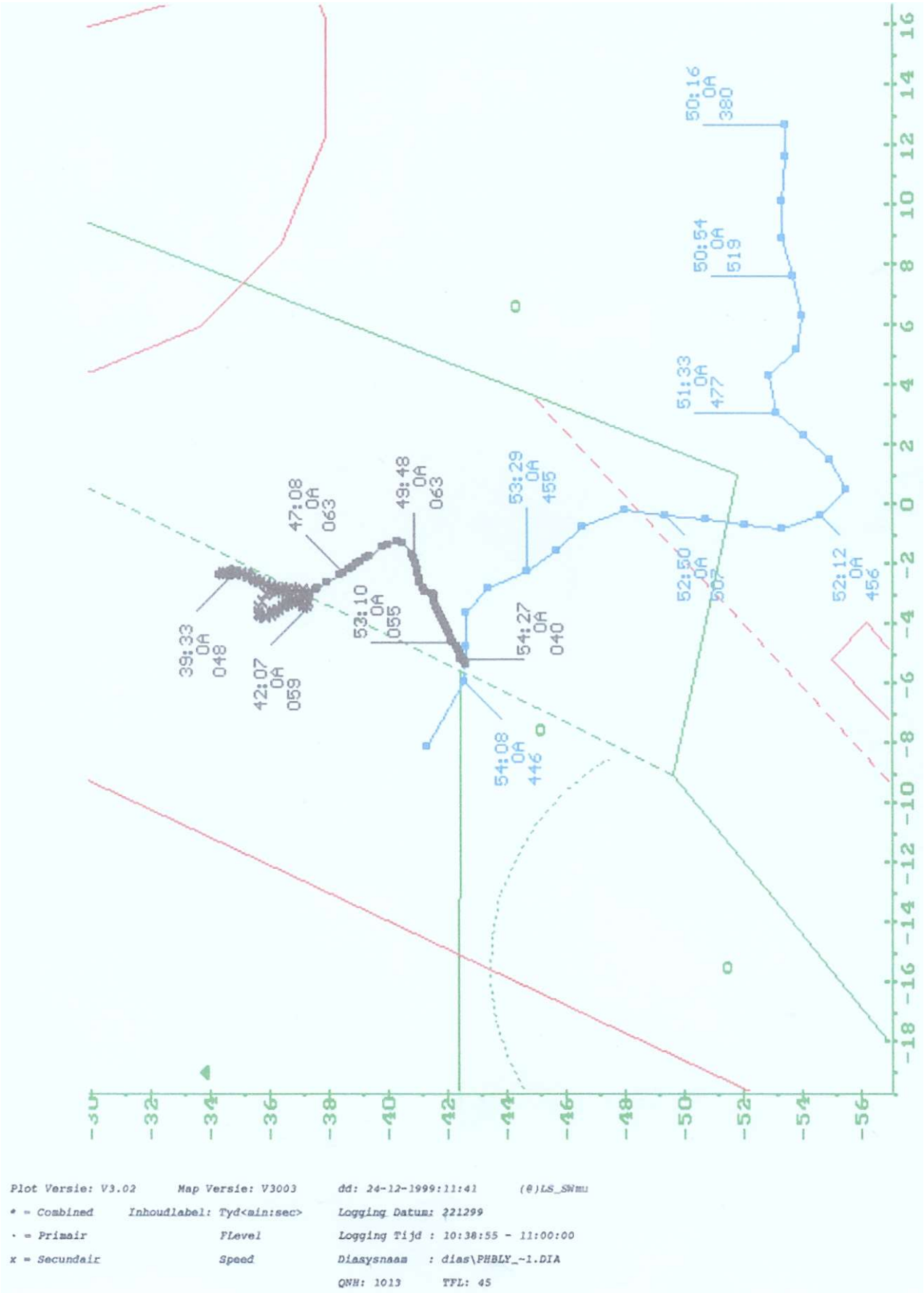
BIJLAGE(N) : 7 radarplottekeningen

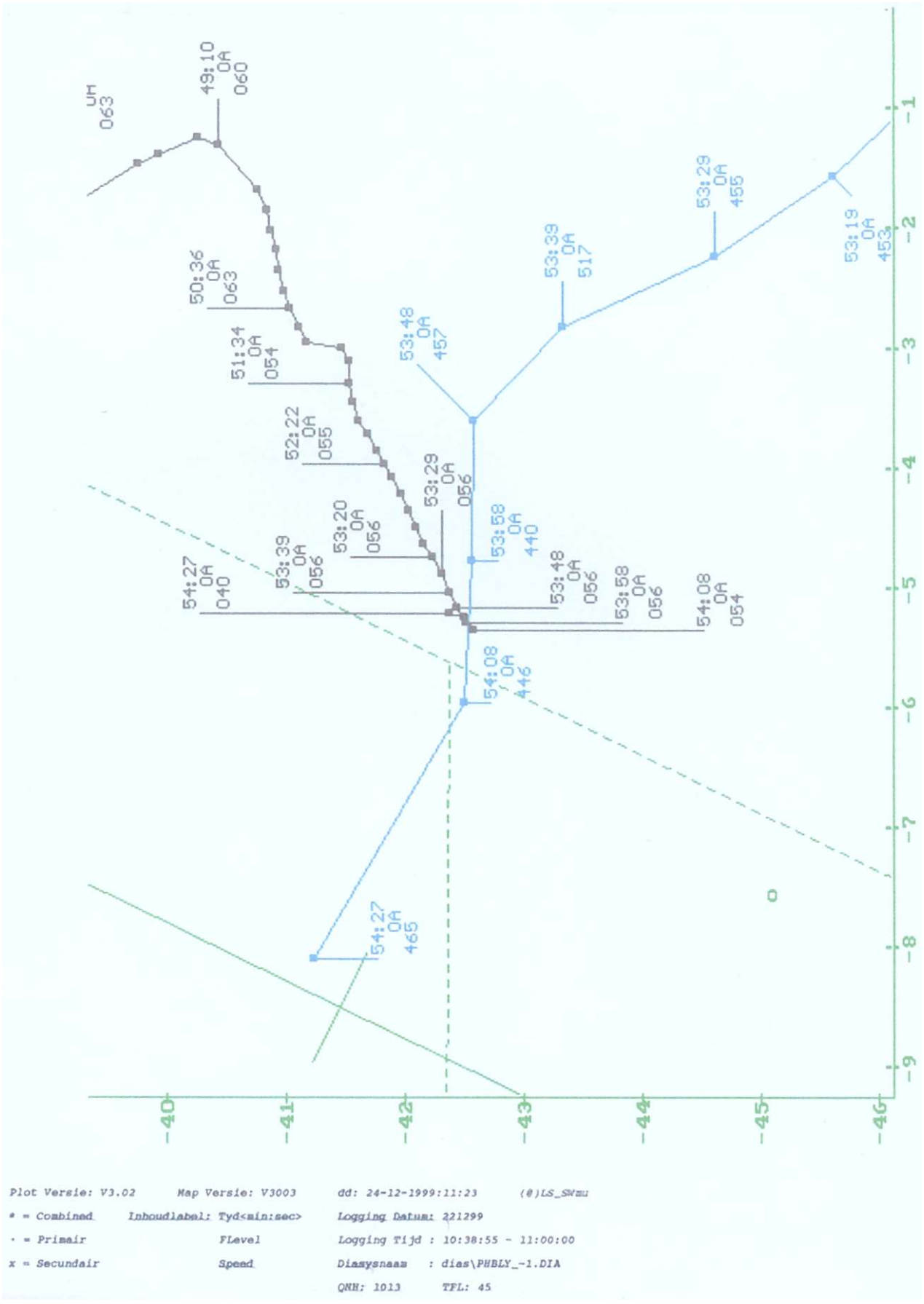
Bijgaand treft u een zevental radarplottekeningen aan die binnen LVNL zijn gecreëerd naar aanleiding van het ongeval tussen een F-16 en de PH-BLY in de omgeving van Etten-Leur op 22 december 1999.

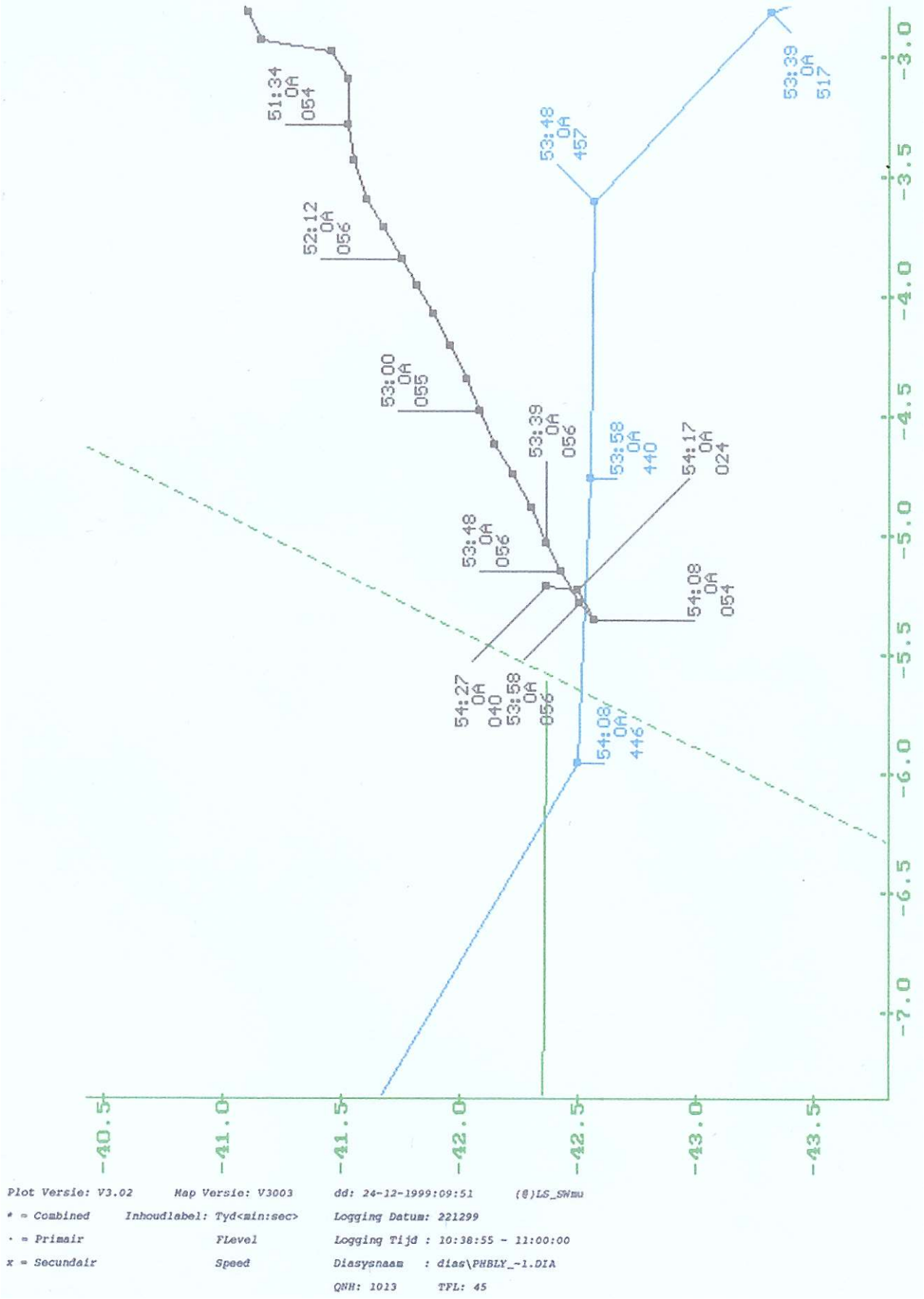
Toelichting:

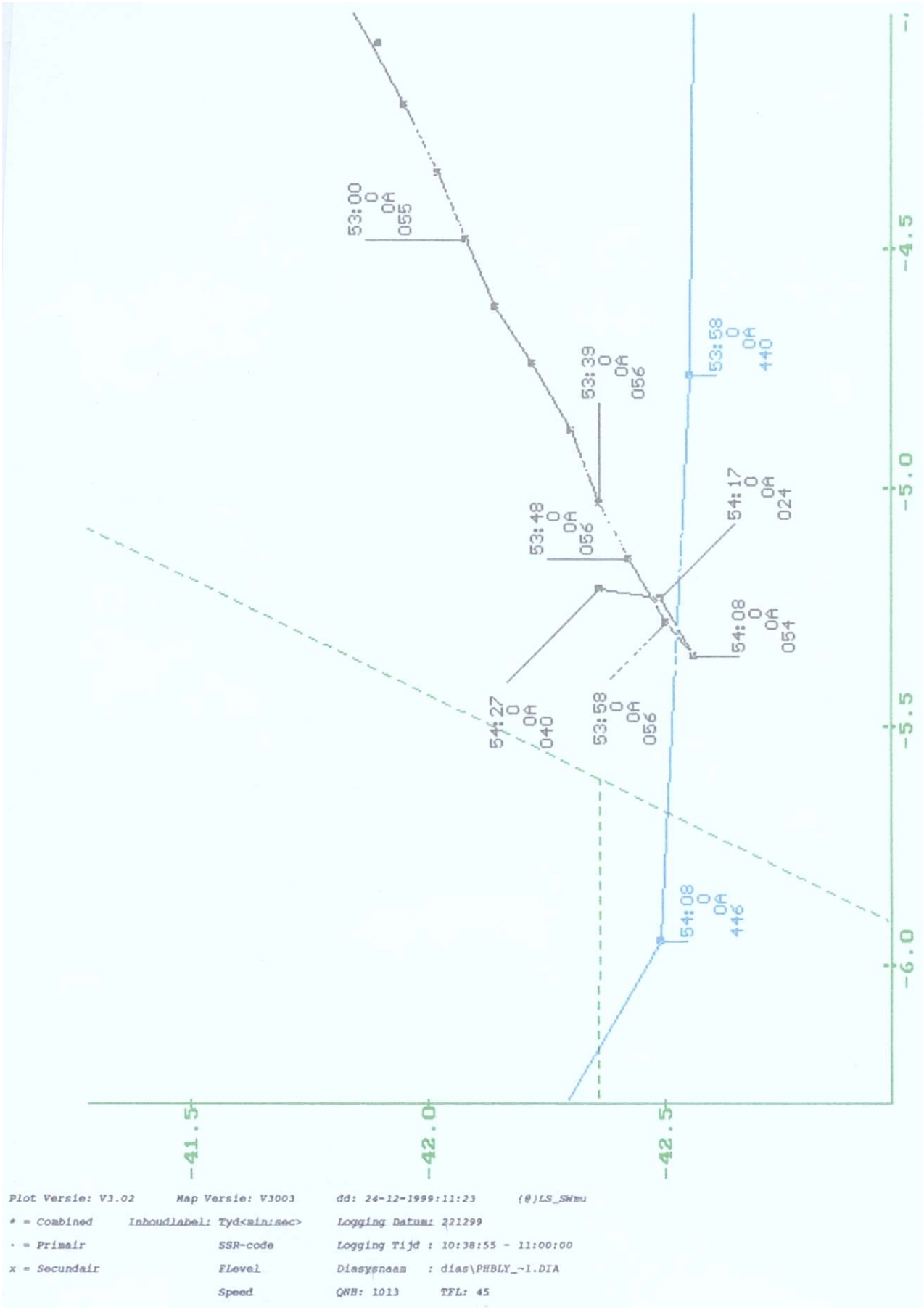
- De radarplottekeningen zijn gebaseerd op de radargegevens van de **LAR Herwijnen**.
- Aangezien het voornamelijk gaat om primaire targets (de betrokken luchtvaartuigen maakten geen gebruik van een transponder) kunnen in de labels alleen de tijd (in UTC) en de snelheid (groundspeed) worden teruggevonden. De hoogte indicatie (0A) geeft **geen** informatie over de hoogte van het luchtvaartuig zolang er geen gebruik wordt gemaakt van een transponder.
- Op het moment dat er wel gebruik gemaakt wordt van transponders is de hoogte-uitlezing gebaseerd de **standaard QNH-waarde 1013 millibar**.
- Op de radarplottekeningen 1 t/m 4 zijn de twee luchtvaartuigen te zien, die met elkaar in botsing komen, volgens de interpretatie van de gegevens door LVNL. Deze plottekeningen zijn in principe identiek, er is enkel steeds verder ingezoomd op het ongeval.
- Op de radarplottekening nummer 5 zijn de vliegbanen van de twee andere militaire jachtvliegtuigen, toegevoegd. Deze tekening is het beste te vergelijken met tekening nummer 3.
- Op de radarplottekening nummer 6 zijn nog twee andere luchtvaartuigen toegevoegd (vermoedelijk ook militaire jachtvliegtuigen), die kort na het ongeval in de omgeving arriveerden.
- Op radarplottekening nummer 7 is te zijn hoe de vier overgebleven militaire jachtvliegtuigen in de omgeving van het ongeval bleven rondcirkelen.

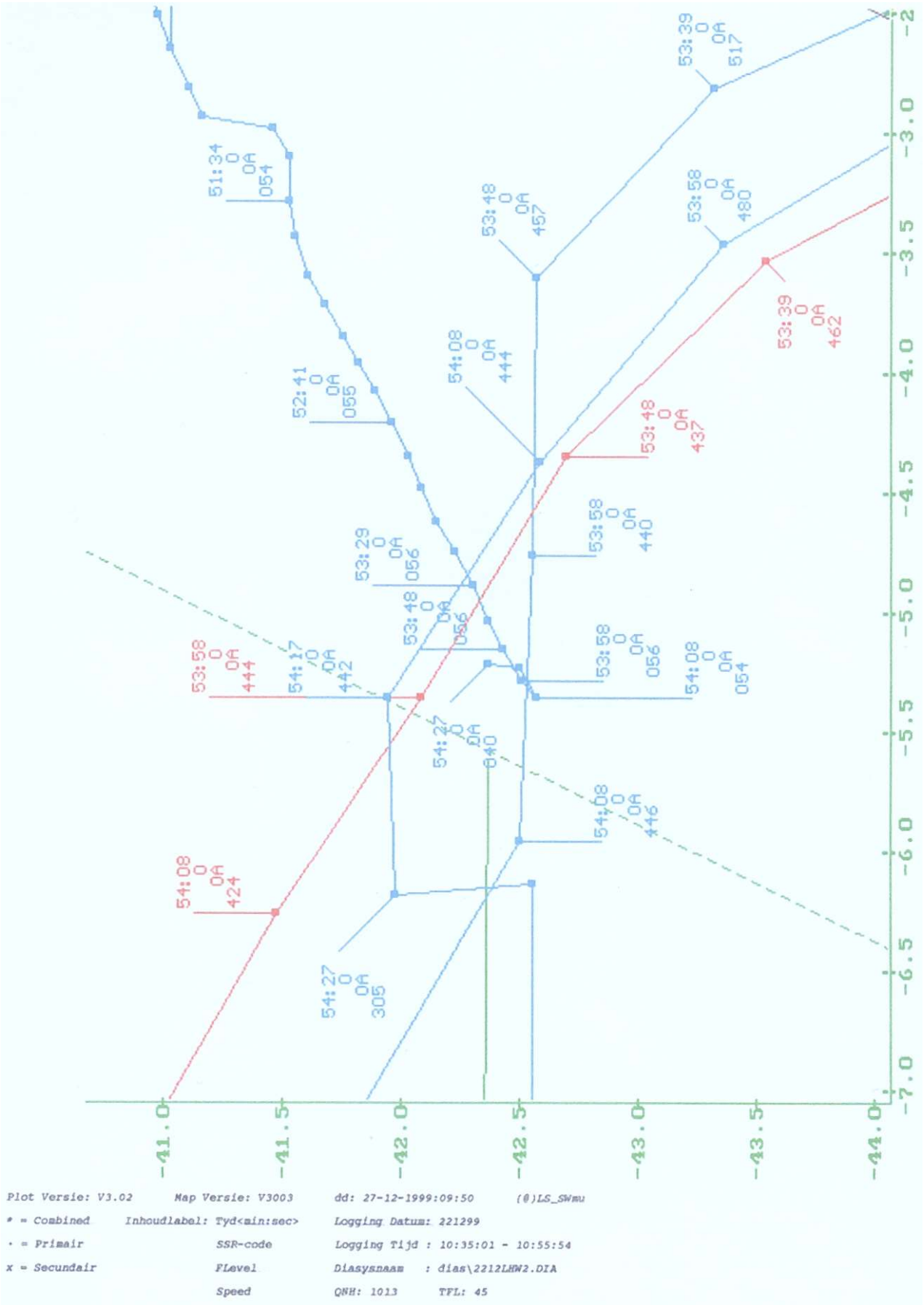
Hedenmiddag zal LVNL video-opnames verzorgen van de originele radarbeelden en de wijze waarop de radarplottekeningen worden opgesteld, indien gewenst in het bijzijn van onderzoekers van de Luchtvaartpolitie, de Raad voor de Transportveiligheid en de Koninklijke Luchtmacht. Deze opname zal op woensdag 29 december 1999 door technici van LVNL worden gekopieerd, waarna deze opnames per koerier afgeleverd zullen worden bij de eerder genoemde instanties.

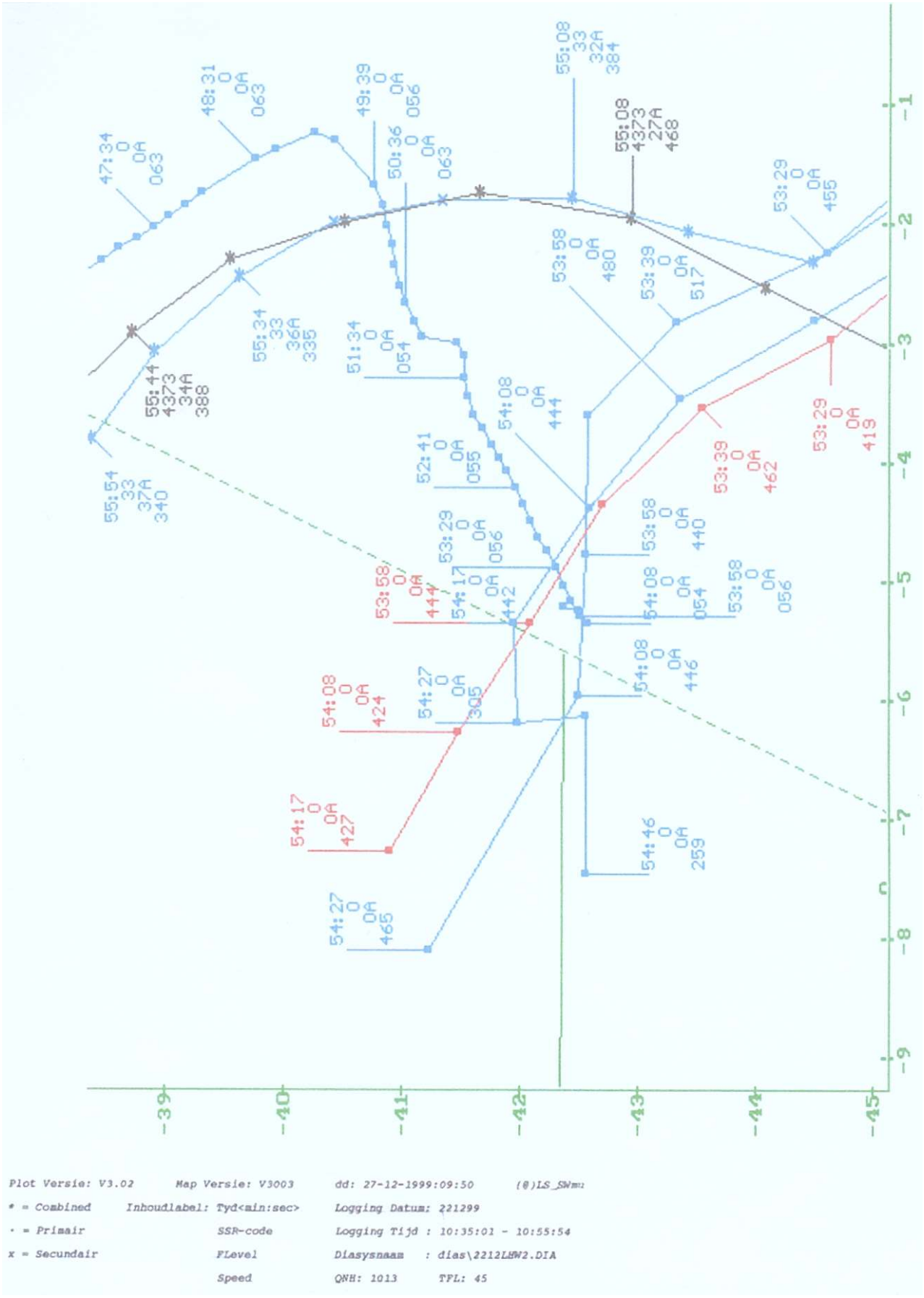

50:16
OA
380
50:54
OA
519
51:33
OA
477
52:12
OA
456
52:50
OA
53:29
OA
455
49:48
OA
063
47:08
OA
063
53:10
OA
055
54:27
OA
040
54:08
OA
446
39:33
OA
048
42:07
OA
059
-30
-32
-34
-36
-38
-40
-42
-44
-46
-48
-50
-52
-54
-56
16
14
12
10
8
6
4
2
0
-2
-4
-6
-8
-10
-12
-14
-16
-18
Plot Versie: V3.02
Map Versie: V3003
dd: 24-12-1999:11:41
(8)LS_SNmu
* = Combined
Inhoudlabel: Tyd<min:sec>
Logging Datum: 221299
· = Primair
FLevel
Logging Tijd : 10:38:55 - 11:00:00
x = Secundair
Speed
Diasysnaam : dias\PHBLY_~1.DIA
QNH: 1013
TFL: 45

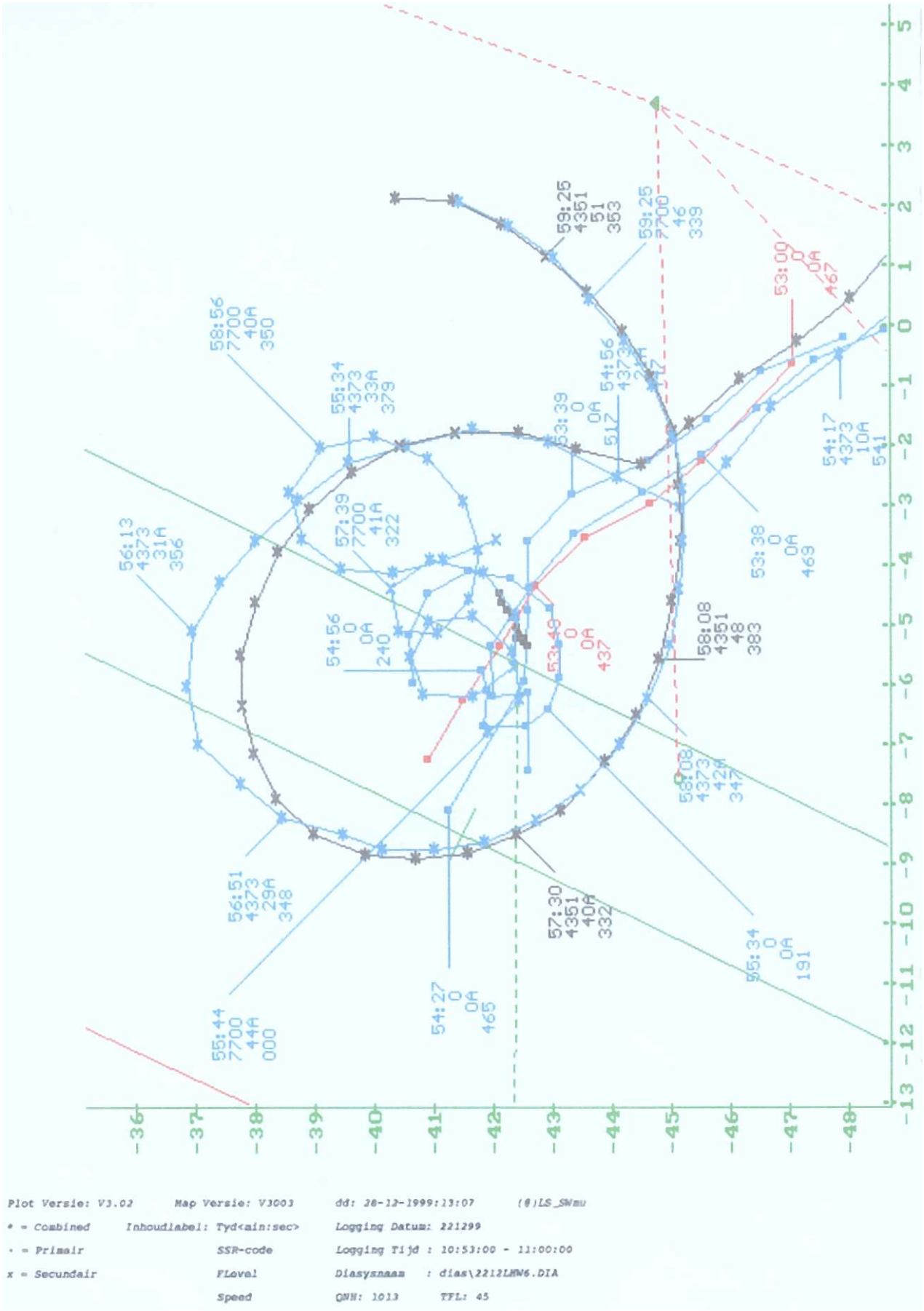

UH
063
49:10
OA
060
50:36
OA
063
51:34
OA
054
52:22
OA
055
53:29
OA
056
53:20
OA
056
53:39
OA
056
54:27
OA
040
53:48
OA
457
53:39
OA
517
53:29
OA
455
53:19
OA
453
53:58
OA
440
53:48
OA
056
53:58
OA
056
54:08
OA
054
54:08
OA
446
54:27
OA
465
-1
-2
-3
-4
-5
-6
-7
-8
-9
-40
-41
-42
-43
-44
-45
-46
Plot Versie: V3.02
Map Versie: V3003
dd: 24-12-1999:11:23
(@)LS_SWzu
* = Combined
Inhoudlabel: Tyd<min:sec>
Logging Datum: 221299
· = Primair
FLevel
Logging Tijd : 10:38:55 - 11:00:00
x = Secundair
Speed
Diasysnaam : dias\PHBLY_-1.DIA
QNH: 1013
TFL: 45


51:34 0A 054
52:12 0A 056
53:00 0A 055
53:39 0A 056
53:48 0A 056
54:27 0A 040
53:58 0A 056
53:48 0A 457
53:39 0A 517
53:58 0A 440
54:17 0A 024
54:08 0A 054
54:08 0A 446
-40.5
-41.0
-41.5
-42.0
-42.5
-43.0
-43.5
-3.0
-3.5
-4.0
-4.5
-5.0
-5.5
-6.0
-6.5
-7.0
Plot Versie: V3.02
Map Versie: V3003
dd: 24-12-1999:09:51
(@)LS_SWmu
* = Combined
Inhoudlabel: Tyd<min:sec>
Logging Datum: 221299
· = Primair
FLevel
Logging Tijd : 10:38:55 - 11:00:00
x = Secundair
Speed
Diasysnaam : dias\PHBLY_-1.DIA
QNH: 1013
TFL: 45


53:00
0
0A
055
53:39
0
0A
056
53:48
0
0A
056
53:58
0
0A
440
54:17
0
0A
024
54:08
0
0A
054
54:27
0
0A
040
53:58
0
0A
056
54:08
0
0A
446
-4.5
-5.0
-5.5
-6.0
-41.5
-42.0
-42.5
Plot Versie: V3.02
Map Versie: V3003
dd: 24-12-1999:11:23
(@)LS_SWmu
* = Combined
Inhoudlabel: Tyd<min:sec>
Logging Datum: 221299
· = Primair
SSR-code
Logging Tijd : 10:38:55 - 11:00:00
x = Secundair
FLevel
Diasysnaam : dias\PHBLY_~1.DIA
Speed
QNH: 1013
TFL: 45


53:39 0 0A 517
51:34 0 0A 054
53:48 0 0A 457
53:58 0 0A 480
54:08 0 0A 444
53:39 0 0A 462
52:41 0 0A 055
53:48 0 0A 437
53:58 0 0A 440
53:29 0 0A 056
53:48 0 0A 056
53:58 0 0A 444
54:17 0 0A 442
53:58 0 0A 056
54:08 0 0A 054
54:27 0 0A 040
54:08 0 0A 446
54:08 0 0A 424
54:27 0 0A 305
-2
-3.0
-3.5
-4.0
-4.5
-5.0
-5.5
-6.0
-6.5
-7.0
-41.0
-41.5
-42.0
-42.5
-43.0
-43.5
-44.0
Plot Versie: V3.02
Map Versie: V3003
dd: 27-12-1999:09:50
(@)LS_SWmu
* = Combined
Inhoudlabel: Tyd<min:sec>
Logging Datum: 221299
· = Primair
SSR-code
Logging Tijd : 10:35:01 - 10:55:54
x = Secundair
FLevel
Diasysnaam : dias\2212LHW2.DIA
Speed
QNH: 1013
TFL: 45


Plot Versie: V3.02
Map Versie: V3003
dd: 27-12-1999:09:50
(@)LS_SWm:
* = Combined
Inhoudlabel: Tyd<min:sec>
Logging Datum: 221299
· = Primair
SSR-code
Logging Tijd : 10:35:01 - 10:55:54
x = Secundair
FLevel
Diasysnaam : dias\2212LHW2.DIA
Speed
QNH: 1013
TFL: 45



Plot Versie: V3.02 Map Versie: V3003 dd: 28-12-1999:13:07 (@)LS_SWmu

* = Combined Inhoudlabel: Tyd<min:sec> Logging Datum: 221299

· = Primair SSR-code Logging Tijd : 10:53:00 - 11:00:00

x = Secundair FLoval Diasysnaam : dias\2212LHW6.DIA

Speed QNH: 1013 TFL: 45

RAPPORT 1999142

BIJLAGE E

Regelgeving m.b.t. ongecontroleerde VFR vluchten

Bepalingen van klasse G luchtruim

De botsing vond plaats in 'klasse G' luchtruim. Het Nederlandse Aeronautical Information Publication (AIP) vermeldt hierover in hoofdstuk Enroute 1.4 "ATS Luchtruim":

	IFR	**VFR**
Separation provided	Not provided	Not provided
Service provided	Flight information service	Flight information service
VMC minima	Not applicable	**Above 900 m (3000 ft) AMSL** 8 km visibility and 1500 m horizontal and 1000 ft vertical distance from cloud **At or below 900 m (3000 ft) AMSL** 1500 m visibility Clear of cloud in sight of surface[1)]
Speed limitation	250 kt IAS[2)] below FL 100	250 kt IAS[2)] below FL 100
Radio communication	Required	Not required
ATC clearance	Not required	Not required

1) Met snelheden die voldoende mogelijkheid geven tijdig ander verkeer of obstakels te kunnen observeren, om botsingen te voorkomen.

2) Geldt niet voor militaire gevechtsvliegtuigen wanneer het vliegzicht 8 km of meer is.

Transpondercode-procedure

In hoofdstuk Enroute 1.6 "Radar diensten en procedures" zijn regelen opgenomen met betrekking tot de SSR-"aandachts" code (of transpondercode):

> *"Tijdens VFR-vluchten of niet-gecontroleerde IFR-vluchten in de Amsterdam FIR, dienen vliegers:*
> – *Indien vliegend **boven 1500 ft AMSL**, hun transponder te activeren op Mode A en C en code 7000 in te stellen, tenzij anders opgedragen.*
> *Indien Mode C niet beschikbaar dan wel onbruikbaar is, de transponder in te stellen op Mode A code 7000.*
> – *Indien vliegend **op of beneden 1500 ft AMSL**, hun transponder buiten werking te stellen, tenzij anders opgedragen."*

Gegevens uit het militaire AIP

In de militaire AIP is over snelheidsbeperkingen voor militaire vliegtuigen onder hoofdstuk Enroute 1.1 opgenomen:

> *"Below 3000 ft AGL or in controlled airspace flights shall be carried out with an IAS less than 350 KT unless the flight characteristics of the aircraft type concerned or the type of mission to be executed, require higher speeds in which case a maximum IAS of 450 KT shall not be exceeded.(...)"*

In het militaire Luchtverkeersvoorschrift (LVV) is opgenomen dat voor militaire gevechtsvliegtuigen de minimale zichtwaarde in klasse G luchtruim 8 km bedraagt.

RAPPORT 1999142

BIJLAGE F

O. Weber
"Analyse of Midair Collisions in Germa Airspace"

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION

ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT

(ORGANISATION DU TRAITE DE L'ATLANTIQUE NORD)

AGARD Conference Proceedings No.254

HUMAN FACTORS ASPECTS OF AIRCRAFT ACCIDENTS AND INCIDENTS

Edited by

Dr B.O.Hartman
Chief, Crew Technology Division/VN
USAF School of Aerospace Medicine (AFSC)
Brooks AFB, TX 78235
USA

Papers presented at the Aerospace Medical Panel Specialists' Meeting held in Paris, France, 6–10 November 1978.

ANALYSES OF MIDAIR COLLISIONS IN GERMAN AIRSPACE: METHODOLOGY AND RESULTS

by
O. Weber
Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt
für Luft- und Raumfahrt e.V. (DFVLR)
Schließfach 3267
3300 Braunschweig
Germany

SUMMARY

The paper deals with theoretical studies concerning conflict detection and resolution in visual meteorological conditions by means of the "see and avoid" concept, and lessons learned from analyses of midair accidents in German airspace. The methodology is concerned with some supplementary aspects of the visual detection of an aircraft, the observation and extrapolation of its flight path, and the distance limits where an efficient manoeuvre can be initiated taking observation errors into account. Restrictions of a pilot's ability to detect an approaching aircraft caused by a small apparent size or unfavourable silhouette of that aircraft, and by opaque structures in his cockpit are discussed for horizontal turns and straight and level flight. Also treated is the apparent track of an aircraft on the windshield in front of the observing pilot. Based on this methodology, the features of five real midair conflicts in German airspace are demonstrated especially with respect to human factors.

1. INTRODUCTION

The existing ATC system within Germany is very effective in preventing midair collisions. In the four-year period, 1973-1976, the number of fatalities due to midair collisions was 20 (collisions between two military aircraft excluded). This number is much lower than the number of all transportation fatalities per day. However, with the continuing growth in aviation, an increase in midair collisions can be expected. Also, the advent of larger air carrier aircraft permits the fatalities per collision to increase substantially. Wide-bodied carrier aircraft with capacities of several hundred passengers present an ominous threat if one or two such aircraft are involved in a midair collision. Even if the size of an aircraft is small compared to the size of carrier aircraft, a collision can mean a catastrophe. The fuel capacity of modern military aircraft is so large that many people can be killed on the ground if a midair collision, with a glider for example, should occur and the military aircraft should afterwards crash into a crowded street. Therefore, the potential increase of midair collisions with catastrophic results indicates the necessity of new studies to verify current collision avoidance concepts.

Theoretical studies concerning conflict detection and resolution in visual meteorological conditions by means of the "see and avoid" concept have been undertaken for some years by the Institute for Flight Mechanics of the DFVLR at Braunschweig. Flight and ground tests on the acquisition of aircraft with respect to collision avoidance and special military tasks have been made by H.-E. HOFFMANN from the Institute for Physics of the Atmosphere at Oberpfaffenhofen who will present a paper during this meeting [1]. The theoretical and experimental collision avoidance studies are parts of a joint research programme for the German Ministry of Transport.

In addition, analyses of several real midair collisions and of one hazardous near midair collision have been accomplished by the Institute for Flight Mechanics as scientific support to the official investigations being made by Luftfahrt-Bundesamt, General Flugsicherheit in der Bundeswehr and district attorneys. The analysed conflicts include gliders, powered gliders, and high-performance civil and military aircraft.

The purpose of this paper is to give a brief review of our studies on real or simulated midair conflicts in visual meteorological conditions. In keeping with the theme of this symposium, attention will be focussed on human factors and on learning from a past experience in midair accidents or incidents.

2. THE RIGHT-OF-WAY AND THE USERS

In visual meteorological conditions (VMC) the flight visibility shall be at least 8 km (5 miles) or 5 km (3 miles) in most parts of airspace [2]. It is assumed that at least one aircraft is flying under visual flight rules (VFR). The second aircraft may fly under visual or instrument flight rules (IFR). Figure 1 shows the three most important conflict situations: head-on, converging courses and overtaking [2-4]. The "see and avoid" concept of visual collision avoidance is based on the early detection of the other aircraft and on an efficient evasive action taken by one or both pilots. This concept must provide the means which make possible the safe use of the airspace by all who desire to use it as a transportation medium with maximum flexibility and minimum restrictions. Pilots and aircraft flying in visual meteorolo-

gical conditions have a wide divergence of performance characteristics, e.g.:

- Pilots of light aircraft or (powered) gliders performing VFR flights for pleasure and nonbusiness purposes, perhaps after exhausting working hours. Their training may be inadequate for operating in a high density area; their health may be just at the limit for the prolongation of the licence.
- Pilots of military aircraft being highly qualified and well trained, in low-level high-speed VFR flights.
- Air carrier crews performing long-range IFR flights.
- Light aircraft or (powered) gliders, e.g. with insufficient ventilation, a high noise, temperature or vibration level, or a poor power plant.
- Single-seat high-performance military aircraft requiring a heavy workload of the pilot and enduring heavy "G" forces.
- Wide-bodied carrier aircraft with restricted load factors and angular accelerations, especially because of the passengers near the ends of the fuselage.

These items being obviously incomplete indicate that many operational, human and flight dynamic factors must be taken into account for analysing the "see and avoid" concept. More details are treated in the following chapters.

3. MIDAIR AND NEAR MIDAIR COLLISIONS

Five real midair conflicts are selected as examples for typical situations. Figure 3 shows the silhouettes of the aircraft in perspective during the critical phase; the sizes of the silhouettes are reduced approximately to the same observation range. As in one case the glider was circling, several aspects of the glider are shown. The operational factors of four conflicts are presented in figures 10 to 13. The following is a listing and brief description of each of the midair conflicts in generic terms:

(1) Near midair collision in 1975 near the intersection of two airways between

2 G-91 (single seat)	VFR straight and level flight, flight level 235 (nominal),
Boeing 737	IFR straight and level flight, flight level 240 (nominal),

High rate of closure, approximately head-on.

(2) Midair collision in 1976 between two aircraft approaching a navigation aid:

HFB 320 (executive jet)	IFR in straight and level flight, flight level 95, reduced airspeed.
G-91 (two-seat tandem)	VFR in a horizontal left turn, flight level 95, after leaving a Temporary Reserved Airspace, navigation training flight.

Low rate of closure, overtaking.

(3) Midair collision in 1976 between

Powered glider (two-seat abreast)	VFR in straight and level flight, 3500 ft,
4 F-4 Phantom	VFR in a horizontal left turn, 3500 ft, No.2 involved,

High rate of closure, at first overtaking, later on perhaps converging courses.

(4) Midair collision in 1977 between

2 F-104 (single-seat)	VFR in straight and level flight, 2400 feet. Right aircraft during radar training flight, involved. Left aircraft responsible for "see and avoid".
Glider (single-seat)	VFR, probably in straight and level flight, in a left turn during the last seconds, 2400 ft.

High rate of closure, converging courses. Glider has right-of-way.

(5) Midair collision in 1973 between

Mirage	VFR in straight and level flight,
Glider	VFR, circling (left).

High rate of closure; head-on, converging course, overtaking. Glider has right-of-way.

According to official reports, the meteorological visibility was better than 8 km (5 miles) in all five cases. Accident (3) between four military aircraft and a powered glider is also representative for collisions between high performance aircraft and light aircraft.

4. DETECTION

The problem areas associated with visual collision avoidance can be divided into four groups:

- Detection of the intruder aircraft
- Observation of the present and extrapolation of the future flight path
- Decision to continue the flight or to take action
- Initiation and performance of the evasive manoeuvre.

As mentioned above, the correlation between the maximum detection range of an intruder aircraft and the horizontal meteorological visibility or the brightness of the sky is treated in the paper by HOFFMANN [1] so that some supplementary aspects of the visual acquisition of an aircraft are sufficient in this chapter.

Figure 2 shows the field of view in the G-91 cockpit in straight and level flight and in a horizontal left turn. Many factors affect the pilot's ability to detect an aircraft which might be on a collision course with his aircraft. The aircraft's silhouette, size, position with respect to the horizon, the contrast between aircraft and background, haze, smoke, sun position, window configuration, and blind areas, e.g., by navigation bags, will affect the pilot's ability to detect the other aircraft. The accommodation of the pilot's eyes, his scanning techniques, and time sharing between the inside and outside of the cockpit have a significant effect on the probability of detection.

4.1 Silhouette and apparent size of the aircraft

There are several crucial questions that must be answered before a final conclusion on the detection can be made, particularly with respect to the apparent size and the silhouette of the intruder aircraft. The silhouettes of some aircraft involved in five typical midair conflicts are presented in figure 3. For the purpose of analysing midair conflicts, it is assumed that an apparent size in the order of 2 mm on a hypothetical windshield being 1 m away from the pilot's eyes is theoretically sufficient for the detection of the intruder aircraft unless the silhouette, the contrast etc. are unfavourable [6]. This threshold is comparable to the smallest lines on a slide-rule when observed at a distance of 0.3 m. Neglecting the different environmental conditions, it means that a 30 ft object can be detected at 2.5 NM (nautical miles). Furthermore, the threshold is compatible with the measurements by HOFFMANN for low flying light aircraft [1]. In addition to the computation of the apparent size and silhouette of the on-coming aircraft, the apparent position of the sun on the windshield is determined, since a small angle between the directions to the sun and to the aircraft can reduce the pilot's ability to detect a small target, especially if the windshield is not quite clean.

Figure 4 represents the apparent size of the circling glider and of the HFB 320 involved in the accidents (5) and (3), as observed by the pilots of the Mirage and the G-91. The apparent wing span of the glider is sufficient for detection at least 20 seconds (sec) before the collision, but the silhouette is very thin from -20 sec till -10 sec (figure 3). A temporary disappearing of a circling glider can easily be observed, particularly when the observer and the glider are approximately in the same level. The apparent length of the fuselage is larger than the threshold during the last 10 sec only. At first, the thin silhouette and the lack of contrast between the glider and the background, later on a short distraction from normal visual scan caused by cockpit duties or navigation requiring concentration may have resulted in the Mirage pilot's failing to detect the glider early enough.

Considering the HFB 320 accident (No.2), the wing span of this aircraft had a sufficient size at least 40 sec before the collision. However, the silhouette was unfavourable during this time because the G-91 pilot could observe the HFB 320 only from behind. The altitude of the sun was low and the angle between the line of sight and the direction to the sun small so that the performance of the pilot's eyes may probably have been reduced. The two-seat G-91 performed a navigation training flight and was approaching a navigation aid. This means an additional workload and an opportunity to make mistakes. For the temporary masking of the HFB 320 by a cockpit structure see chapter 4.2.

The G-91 pilots involved in the near midair collision with a Boeing 737 (accident (1), figure 10) did not see the Boeing 737 in spite of its large size because of a cockpit structure (chapter 4.2), whereas the Boeing 737 copilot detected both G-91 approximately 10 sec before the near miss although the apparent sizes of the G-91 were much smaller and their silhouettes unfavourable. The same yields for the apparent sizes of the four F-4 Phantoms and the powered glider from 20 sec till 10 sec before their collision (accident (3)), whereas the silhouettes of all aircraft involved were relatively favourable. The number of efficient crew members on board the four Phantoms may not be overrated as only one of eight members is able and responsible for collision avoidance in the head-on direction! As far as blind areas for the Phantom pilots are concerned see chapter 4.2.

The apparent sizes of the two F-104 and the glider before midair collision (4) were below threshold for a long time and their silhouettes unfavourable, particularly as the fuselage of the glider is rather thin. The pilot of the left F-104 was flying

behind the right F-104 so that he had to observe this aircraft very often. As the direction to the sun was not far away from the line of sight between the two F-104, the ability of the left F-104 pilot to detect the glider may have been reduced significantly. In addition, the glider was at least partially obscured by a cockpit structure (chapter 4.2).

HOFFMANN has accomplished a very interesting research programme, particularly with respect to the acquisition of head-on approaching light aircraft by observers on the ground. In addition, there are several crucial questions that should be studied in detail from the author's point of view, e.g., the detection range at medium or high altitudes, the influence of the relative position of the sun and the reduction of the pilot's ability to detect a target because of cockpit duties and affiliated accomodation changes. For some months, Deutsche Lufthansa, in cooperation with DFVLR, has been accomplishing a programme concerning the detection range of air carrier aircraft flying head-on on airways.

4.2 Blind Areas

For each midair conflict the apparent flight path of the intruder aircraft on the windshield is computed from the data being available, e.g., heading, indicated airspeed, bank angle, altitude and collision angle. The opaque structures of cockpits are determined by means of photos taken by the official investigators. A customary camera is used instead of the pilot's head so that a single photo offers the same view as a fictitious single central eye of the pilot. Figure 2 shows the field of view for one eye in the G-91 cockpit. If the horizontal length of opaque structures is shorter than the distance between both eyes, an aircraft being far away from the pilot is observable at least by one eye in principle [3, 4, 6, 10].

Some general features can be derived from figures 1 and 10 to 13 on the directions where an intruder aircraft can approach from; that are the horizontal angles β_1 and β_2 between the axes of the aircraft and the line of sight or equivalent angles in the cockpit reference system. If one of the aircraft involved in a collision is flying much faster than the other one (e.g., fighter/light aircraft), all possible collisions will approximately be head-on conflicts with respect to the pilot of the faster aircraft, whereas the pilot of the slower aircraft has to detect the faster one head-on, on both sides or backwards. Therefore, a pilot in a slower aircraft has a worse detection chance than a pilot in a faster one in many cases.

Before the near midair collision (1) between the Boeing 737 and the two G-91, the carrier aircraft was obscured by the right structure being 15 degrees away from the reference point of the G-91 cockpit (figures 2 and 10). As all the aircraft were probably flying in straight and level flight during the last minute, the apparent flight path of the Boeing 737 was not shifting to the right or left side but only a little from bottom to top because of the probably different real flight levels of the aircraft. The distance between both eyes is smaller than the effective width of the structure so that a small angle of view is masked at the same time for both eyes.

The HFB 320 (accident (2)) was obscured by the left structure in the G-91 cockpit when the G-91 was flying a horizontal left turn before the collision (figures 6 and 11). The pilot of the crashed F-4 Phantom (accident (3)) could not detect the powered glider since it was masked by an extended horizontal structure in the left upper edge of the Phantom cockpit during the last 30 sec (figures 6 and 12). The pilot sitting on the left seat of the powered glider could not sight the four Phantoms because the passenger sitting side by side with him was shadowing the Phantoms.

During the critical phase before collision (4), the visibility of the glider was strongly reduced for the pilot of the left F-104 (figure 13) by a structure being approximately 8 degrees away from the cockpit reference point and a little smaller than the distance between both eyes. Therefore, the target could be detected at least by one eye in principle. However, if a target is very small and the sky without any contour like a cumulus cloud, the eyes will in most cases accommodate automatically to the structure of the cockpit and a far distant target will not be noticed. Disregarding this human factor, some pilots apparently have a false sense of security. A possible reduction of the pilot's ability to detect the glider by mission requirements and the relative position of the sun has been treated in chapter 4.1. With respect to the glider, both F-104 were approaching from an unfavourable direction on the left side.

There are several crucial questions that should be studied in detail, e.g., the pilot's ability to detect a small target behind a window post by one eye without moving his head and the pilot's endurance to change the field of vision by moving his head. During a flight of several hours, the pilot cannot reasonably be expected to accept the last demand.

5. OBSERVATION

When the on-coming aircraft has been detected, there are several questions that must be answered before the pilot can come to a decision for an evasive manoeuvre:

- Is the intruder aircraft a glider or a powered glider whose engine is running?
- Is the aircraft at the same level?
- Who has the right-of-way taking operational factors into account?
- Does the approaching aircraft threaten the observing aircraft?
- How much time is available before the potential collision?

5.1 Powered glider

The first question makes an excessive demand on the observing pilot in some cases. As the propeller of a powered glider is relatively small, e.g., 1/10 of the wing span, the pilot can only distinguish at a very short distance, perhaps at half a mile, whether the propeller is running [6]. If not, the approaching glider has the right-of-way in all operational situations. A few seconds before collision (3) a member of the Phantoms' crews believed, for example, that a glider was flying head-on although the propeller was running in reality.

5.2 Estimation of equal flight levels

A reliable estimation of small vertical differences between aircraft in straight and level flight seems to be difficult or even impossible, particularly, if the rate of closure is high [3]. There is no line on the windshield indicating a constant flight level since the position of this line would depend on the altitude, the weight, airspeed etc. The horizon or the bases of haze and clouds are inappropriate as references, particularly at high altitudes. As represented in figures 2 and 6, the horizon is more than 2 degrees below the fictitious line indicating flight level 240. The nominal difference in altitude before near midair collision (1) was 500 ft. Although the Boeing 737 was nominally flying higher than the two G-91 (figure 7) and the Boeing copilot at first had the impression that both G-91 were flying lower than himself, the Boeing crew initiated a rapid descent some seconds before the near miss. Therefore, errors in judgement of the relative height by the pilots cannot entirely be excluded.

5.3 Limits between priority areas

Considering the three main operational conflict situations in figure 1 and the rules of the air, our attention is attracted by the difference between the sighting directions β_1 or β_2 on the one hand and the angle between the directions of flight on the other hand. The last angle is the criterion for the right-of-way in some cases during daylight, but it cannot be observed directly; this is contrary to β_1 and β_2, which are the criteria at night and correlated to the perspective or silhouette of the aircraft. The difference between these directions can become considerable, especially for comparable airspeeds [3, 4, 6].

Before near midair collision (1) (figure 10) the crew of the Boeing 737 had the impression that both G-91 were approaching approximately head-on, whereas the angle between the flight directions was lower than 150 degrees instead of approximately 180 degrees for the head-on case. This impression was probably based on the small angle β_2 being approximately 15 degrees which meant that both G-91 were approaching from 11.30 in the cockpit system. A limit between the head-on case and converging courses is not yet officially fixed.

Considering the situation some seconds before collision (3), the right-of-way of the Phantoms depended on the angle used as the criterion (figures 1 and 12). Provided that the angle between the flight directions had been used according to the rules of the air, the Phantoms would probably have overtaken the powered glider which then would have had the right-of-way. If the angle β_2 had been derived from the perspective of the powered glider and erroneously been used as the priority criterion during daylight, the courses would probably have converged and the Phantoms would have had the right-of-way. It must be emphasized that the pilots are obliged to come to a decision by means of operational parameters which they cannot observe directly in some important cases.

5.4 Collision criteria

After the detection of the intruder aircraft, the pilot has the task to observe its apparent flight path and to determine the collision risk by extrapolation of the apparent flight path. Two aircraft flying in straight and level flight will threaten each other if the line of sight is fixed with respect to the windshield and the distance decreases. This means that the angles β_1 and β_2 in figures 1 and 5 are constant. The

above mentioned conditions are not complete. In addition, oscillations of the observing aircraft around its axes are not allowed. If one or both aircraft are performing horizontal turns in a collision situation, many types of apparent tracks are possible on the windshield. A special case excepted the aircraft's "image" will move parallel to the horizon. However, the image can shift continuously into the same direction or change its direction, e.g., after an apparent stop or quasi stop lasting many seconds [3, 4, 6].

Figure 6 represents the apparent track of the HFB 320 in the G-91 cockpit before collision (2) and, in comparison, the apparent track of the powered glider (in the Phantom cockpit) before collision (3). The HFB 320 and the powered glider were flying in straight and level flight, the G-91 and the Phantom in a horizontal left turn (figures 11 and 12). Figure 8 shows a head-on collision between two aircraft in straight and level flight. If the aircraft is approaching at a lower flight level, as shown in figure 7, the aircraft's "image" will move to bottom, at first very slowly.

Considering human factors, an excessive demand is made on the pilots with respect to collision criteria. Only if both aircraft are flying in straight and level flight, the collision criterion may be simple enough for an average pilot flying for pleasure or nonbusiness purposes. Taking horizontal turns into account, only military pilots, who are well trained in air combat simulations, may probably be capable of analysing the real conflict situation. Unless the aircraft are approaching each other approximately head-on or from behind, a very high faculty of imagination is required for the evaluation of the real operational situation.

The evaluation of the future flight path of the intruder aircraft is complicated by observation errors. In figure 8, the "image" of an aircraft approaching in straight and level flight is considerably enlarged on the windshield because of observation errors. These can be due to the pilot's incapability to distinguish between far distant aircraft which are stationary or moving very slowly on the windshield, e.g., to the left or to the right side. In addition, small oscillations of the observing aircraft around its axes can deteriorate the observation and extrapolation process. An observation error circle around the "image" of the on-coming aircraft on the windshield results in a cone of possible flight paths whose diameter depends, among other things, on the distance between the two aircraft during the observation period. Two examples are shown in figure 8. The lower light aircraft is pinned to this presentation during the whole flight of the upper jet aircraft, unless the light aircraft is performing an evasive manoeuvre. Taking observation errors into account, an evasive manoeuvre of the light aircraft can be considered efficient and safe if the light aircraft leaves the flight path cone and gains an additional minimum distance from the cone, e.g., of 0.1 NM. This value is arbitrarily chosen, as no airspace user would like to answer the question which minimum distance he takes for safe. The diameter of the cone depends on the error model which is chosen for the observation of the "image" of the intruder aircraft on the windshield. Two models are treated by CALVERT and later on by the author [3, 7, 8]. The first model uses a threshold for the minimum apparent displacement which can be detected on the windshield by the pilot, the second one a threshold for the minimum apparent velocity. Flight test data, however, are not yet available to the author so that a final conclusion cannot be made on the error model. In chapter 6, a minimum displacement $\Delta\beta_1$ is chosen as a criterion.

5.5 Estimation of the available time

The time being available before a potential collision between two aircraft in straight and level flight depends on their distance and their rate of closure. Figure 5 shows two examples of collisions. The detection range d_A and the direction β_1 from aircraft (1) to aircraft (2) are equal in both cases, the angles between the flight paths are 90 and 45 degrees. As the small silhouette of aircraft (2) only represents a rather unknown perspective of the aircraft and the type of the approaching aircraft cannot often be resolved on time, the estimation of the aircraft's range is very difficult. The same yields for the estimation of the rate of closure since the increase of the apparent size of a far distant aircraft (2) is very slow and the true airspeed V_2 of that aircraft only partially influences the rate of closure. In figure 5, the time being available before the potential collision increases from 10 sec to 20 sec, the true airspeed V_2 decreases from V_1 to 0.7 V_1, that is 30 per cent instead of 50 per cent, and the apparent length of the fuselage increases from 0.7 to 1.0. Flight test data on the estimation of the distance between two aircraft and their rate of closure are not yet available to the author, particularly with respect to converging courses which are the most difficult problem. The author expects that the evaluation of these human factors is a crucial problem of the "see and avoid" concept.

Summarizing the observation process, several important questions should be studied in detail, e.g., the pilot's capability to resolve small differences between flight levels, to distinguish between aircraft being apparently stationary and aircraft moving very slowly on the windshield, and to estimate distances and rates of closure. In addition, the pilot's ability should be studied to produce an overall picture of a dangerous operational situation by means of the visual informations being available in the cockpit.

6. DECISION AND EVASIVE MANOEUVRE

After the detection of the intruder aircraft and the observation of its future flight path, the pilot must come to a decision whether he should continue his flight or take action. Regarding the decision process, two cases can be distinguished:

- The intruder aircraft was detected so late that only a spontaneous evasive manoeuvre is possible.
- The intruder aircraft could be observed for a sufficient time so that a well-considered action is practicable.

In the first case, a general inquiry made by Amt für Flugsicherung der Bundeswehr and Bundesanstalt für Flugsicherung showed that the type of a spontaneous evasive manoeuvre largely depends on the size and performance of the aircraft [6]. Pilots of large civil or military aircraft seem to prefer rapid descents, pilots of high-performance aircraft climbing turns, and pilots of helicopters right turns or autorotation. It is evident that a spontaneous evasive action can be detrimental and somewhat aggravate the degree of hazard.

Regarding near midair collision (1) between two G-91 and a Boeing 737 (figures 7 and 10), an aggravation of the hazard by initiating a rapid descent cannot entirely be excluded. During this manoeuvre several passengers, who had not fastened their seat belts, were injured. The vertical acceleration measured in the centre of gravity of the aircraft was not unusually high, as far as we may have confidence in the reliability of the simple flight recorder of the Boeing 737. However, the acceleration of the passengers due to sudden rotations of the aircraft around its pitch axis must be taken into account. This component is particularly high for passengers sitting near the end of the fuselage.

6.1 Efficiency of manoeuvres in ideal optical conditions

The efficiency of well-considered evasive manoeuvres depends, among other things, on the acceleration of the aircraft initiated by the pilot, on the time being available before the potential conflict, on the overall operational situation, and on the observation error model used [3-7]. The last influence is treated in chapter 6.2. Since only small accelerations are possible parallel to the primary flight path, lateral and vertical accelerations play a dominant role with respect to evasive manoeuvres. At a first approximation for manoeuvres lasting some seconds only, the lateral or vertical displacement from the primary flight path is propertional to half the manoeuvre acceleration and to the square of the time being available before the potential conflict. This means, e.g., that a lateral displacement of approximately 300 m ($\approx$1000 ft $\approx$ 0.15 NM) can be achieved by means of a horizontal turn lasting 10 sec; 2 sec are included for establishing a bank angle of 45 degrees. Neglecting observation errors, a descent lasting at least 8 sec (2 sec initiation) is necessary to achieve a minimum safety distance of 0.1 NM if passengers sitting near the centre of the aircraft are weightless during the descent. The rate of closure of two aircraft flying head-on at a true airspeed of 360 kts is 0.2 NM/sec. Therefore, if only one pilot detects the other aircraft, this pilot will have to initiate the "1 G" descent at least 1.6 NM ($\approx$3 km) before the potential conflict.

Regarding converging courses, a minimum safety distance of 0.1 NM cannot always be achieved for geometrical reasons by means of an "1 G" horizontal turn lasting approximately 8 sec. In the worst case, the occurrence of the midair collision is only delayed or advanced for a moment [4, 6]. Since this critical case is dependent on several parameters, the estimation of the efficiency of evasive horizontal turns will make a high or even an excessive demand on the observing pilot if both aircraft are at first flying on converging courses. An analysis of the affiliated operational situations in detail is beyond the scope of this paper and treated in [3].

In the course of an accident analysis, the minimum safety distance which could have been achieved by means of an evasive manoeuvre is computed taking several parameters into account, e.g., bank establishment, bank angle, and duration of the manoeuvre before the potential conflict. Afterwards, the time at which the intruder aircraft probably had a sufficient apparent size is compared to the last time at which an efficient manoeuvre could have been initiated theoretically. The period between these two moments is available for normal visual scan, detection, observation, decision, and distractions by cockpit duties, mission requirements, or navigation requiring concentration. Midair collision (5) (figure 4) represents a typical example. If the circling glider could at the earliest be detected approximately 13 sec before the potential collision because of its unfavourable head-on silhouette, a short distraction by cockpit duties lasting 6 sec, for example, would have prevented a well-considered evasive manoeuvre at a moderate "G" factor.

6.2 Influence of observation errors on efficiency

The purpose of an evasive manoeuvre in ideal optical and human conditions is to avoid the precisely observed flight path of the intruder aircraft or, perhaps more evident, the bullet of a precision rifle. Taking observation errors into account, the pilot must leave the cone of all possible flight paths of the other aircraft or the bullets of a shotgun. If the distance between the marksman and his target is short, there is not a large difference between a rifle and a shotgun. Therefore, observation errors influence the efficiency of evasive manoeuvres only insignificantly if the distance between the two aircraft is small during the observation period, whereas at long observation distances, the efficiency can crucially be reduced.

Figure 9 shows the efficiency of well-considered evasive manoeuvres performed by aircraft (1) as a function of the direction β_1 of the line of sight in cockpit (1) and the detection range d_A. The true airspeeds of both aircraft are 360 kts, the time for establishing a bank angle of 25 degrees is 4 sec, the minimum safety distance from the flight path cone 0.1 NM, and the threshold for the detection of a displacement on the windshield $\Delta\beta_1$ = 10 mrad (10 mm at 1 m). The data for the bank angle and bank establishment are not excessive and can easily be achieved by an air carrier aircraft. Regarding the head-on case ($\beta_1 = 0^\circ$) and a detection range d_A = 5 NM, aircraft (1) can perform a successful evasive right turn provided that its pilot initiates this action between the distance limits d_E = 4.25 NM and d_E = 3.25 NM; that is an usable range of 1 NM. If the manoeuvre is initiated above 4.25 NM, pilot (1) knows too little of the future flight path of aircraft (2); if d_E is below 3.25 NM, he does not have sufficient time available to leave the small cone plus 0.1 NM. For achieving the minimum safety distance of 0.1 NM alone, pilot (1) approximately needs 13 sec which is equivalent to a closure distance of 2.6 NM. If the bank establishment is reduced from 4 to 2 sec, then the closure distance decreases from 2.6 to 2.2 NM. Provided that the bank angle is increased to 45 degrees in addition, the closure distance further decreases from 2.2 NM to 1.6 NM. These few data very clearly show the influence which the different parameters may have on the lower limit of the usable range.

Regarding converging courses, the usable range is larger than in the head-on case which results from the operational situation assumed in figure 9. Since the detection range and the true airspeeds are assumed to be constant for all directions β_1 of the line of sight, the rate of closure is lower for converging courses than in the head-on case. If the visual meteorological conditions are near the limit or the silhouette and apparent size of the approaching aircraft unfavourable, the detection range may be 4 or 3 NM only. In this case, the total area being usable for an efficient turn is reduced so much in figure 9 that an efficient turn is impossible even in the head-on case. Particularly for a detection range of 3 NM, the usable area is limited to large angles β_1 of the line of sight. The upper limit of the usable area can approximately be raised up to the detection range provided that the observation error $\Delta\beta_1$ of the pilot including oscillations of the aircraft around its axes is considerably reduced. Obviously, the resolution of the conflict situation becomes much easier if the aircraft involved are flying at airspeeds below 360 kts, e.g., at 250 kts in a terminal control area (TMA) [3], or if excessive "G" factors are allowed during the evasive manoeuvre.

These studies on the efficiency of well-considered evasive manoeuvres have been accomplished on a purely theoretical basis. There are several crucial questions that must be answered by means of flight tests and laboratory research before reliable conclusions can be made. Some aspects, particularly concerning human factors, have already been mentioned in chapters 4 and 5.

7. CONCLUDING REMARKS

Fortunately the number of fatalities due to midair collisions in visual meteorological conditions has been low in German airspace during the last years. Consequently, a small sample of midair conflicts is only available for deriving trends and their relation to operational and human factors so that this overview of our theoretical studies and accident analyses is by necessity sketchy and incomplete. In spite of these shortcomings, some common features should be mentioned:

The detection range of aircraft presenting a small silhouette in some operational situations can become much smaller than the standard horizontal visibility. Then the "see and avoid" concept ceases to be operative at medium or high rates of closure. The midair collisions between high-performance military aircraft and gliders are typical examples.

Particularly in the cockpit of some high-performance military aircraft flying a horizontal turn or in straight and level flight, the intruder aircraft can be totally or partially obscured by opaque structures for many seconds. Disregarding these facts, some pilots apparently have a false sense of security. This applies to nearly all rates of closure.

At high rates of closure, an evasive action taken can be detrimental and aggravate the collision risk since a reliable estimation of the future flight path of the intruder aircraft is very difficult in the short time available for observation.

Several countermeasures against midair collisions in visual meteorological conditions are obvious. With respect to human factors of the "see and avoid" concept, an adequate initial training or advanced instruction should be accomplished. In addition, cockpit duties should be reduced as much as possible since a lack of vigilance for other aircraft, lasting five or more seconds for example, can considerably aggravate the degree of hazard provided that high rates of closure must be expected.

As far as the ATC system is concerned, a reasonable separation of the different users by means of restricted areas or times of activity should be considered, keeping the balance between flight safety and freedom of airspace for all civil and military users. At medium and high altitudes radar transponders should be used onboard the aircraft, where practicable, by which means a continuous or intermittent positive control is possible from the ground.

8. REFERENCES

[1] HOFFMANN — The Limited Range of the Human Eye for Optical Aircraft Acquisition. This Publication Paper B7.

[2] — Rules of the Air. International Civil Aviation Organization (ICAO), Annex 2 to the Convention on International Civil Aviation, Montreal 1970.

[3] WEBER, O. — Statistische und flugmechanische Untersuchungen zur visuellen Konfliktentdeckung und -lösung im Luftverkehr. DLR-FB 75-71 (1975). Statistical and Flight Dynamic Studies on Conflict Detection and Resolution in Civil Aviation. RAE Lib Trans 1903, May 1977.

[4] WEBER, O. — Verhütung von kritischen Annäherungen und Zusammenstößen. Flugsicherungsmitteilung 7/76 des Luftfahrt-Bundesamtes, Braunschweig, 1976. Flugsicherheit, Fachliche Mitteilungen Fliegende Verbände Bundeswehr 14 (1977), No 3 (pp 31-34) and No 4 (pp 25-28).

[5] WEBER, O. — Statistische Untersuchungen über dynamische Schutzbereiche bei horizontalen Ausweichmanövern. DLR-FB 76-51 (1976).

[6] WEBER, O. — Einige wichtige Erkenntnisse bei der Analyse von kritischen Annäherungen und Zusammenstößen. DLR-FB 77-25 (1977).

[7] WEBER. O. — Die Überlagerung zweidimensionaler Fehlerfelder und ihr Einfluß auf die Flugsicherheit im Luftverkehr. DLR-FB 77-64 (1977).

[8] CALVERT, E.S. — The Use of Aircrew-Interpreted Devices for Preventing Collision in the Air. Journal of the Institute of Navigation 11 (1958), pp 327-343.

[9] STAPLES, K.J. — Current Problems of Flight Simulators for Research. Aeronautical Journal 82 (1977), pp 12-32.

[10] STOLL, H.G. — Flight Deck Design Techniques - a New Approach to Safety. AGARD Conference Proceedings No. 212 (1977), pp 11-1 to 11-11.

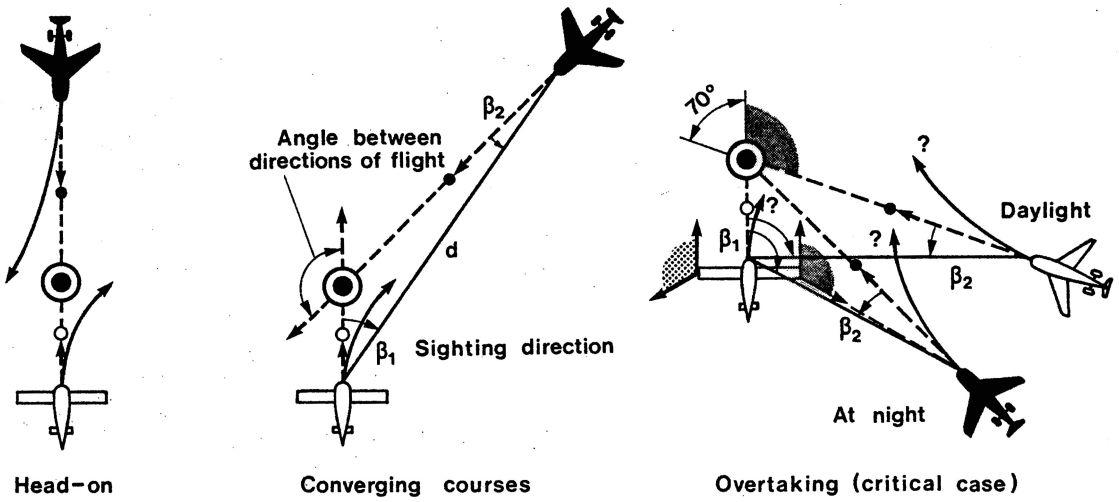


Fig. 1 Right-of-way in visual meteorological conditions.

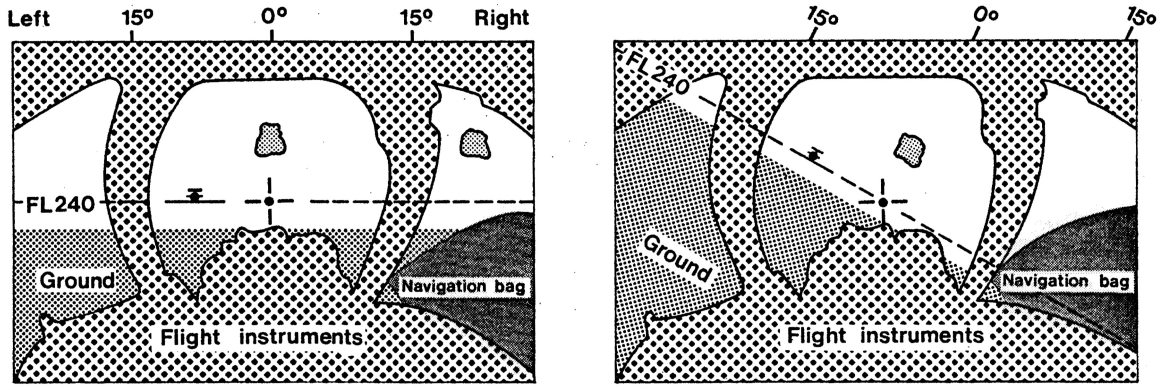


Fig. 2 Field of view in a G-91 cockpit.

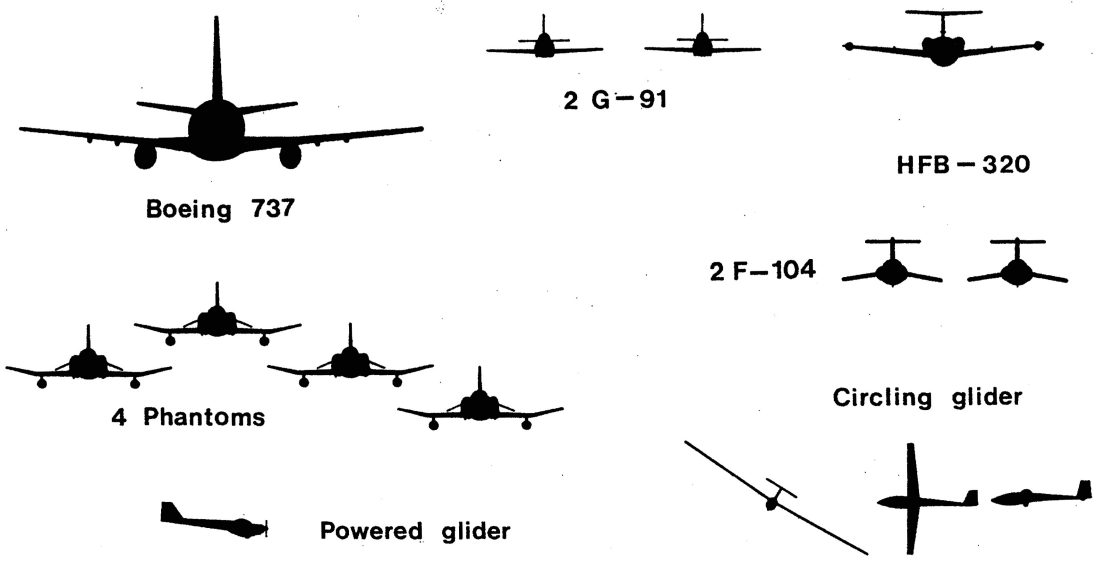


Fig. 3 Silhouettes of airplanes some seconds before the midair conflicts.

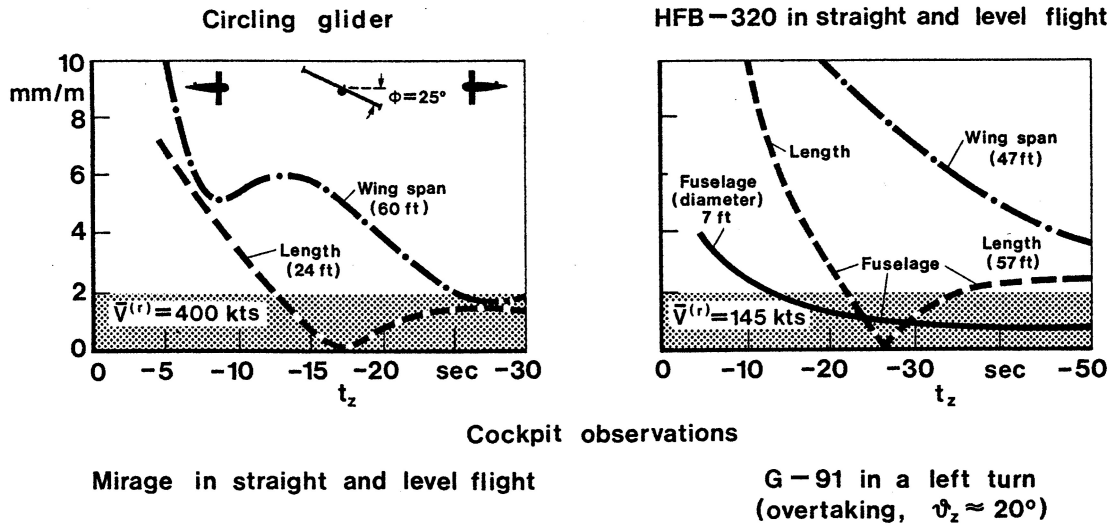


Fig. 4 Apparent size during a horizontal turn.

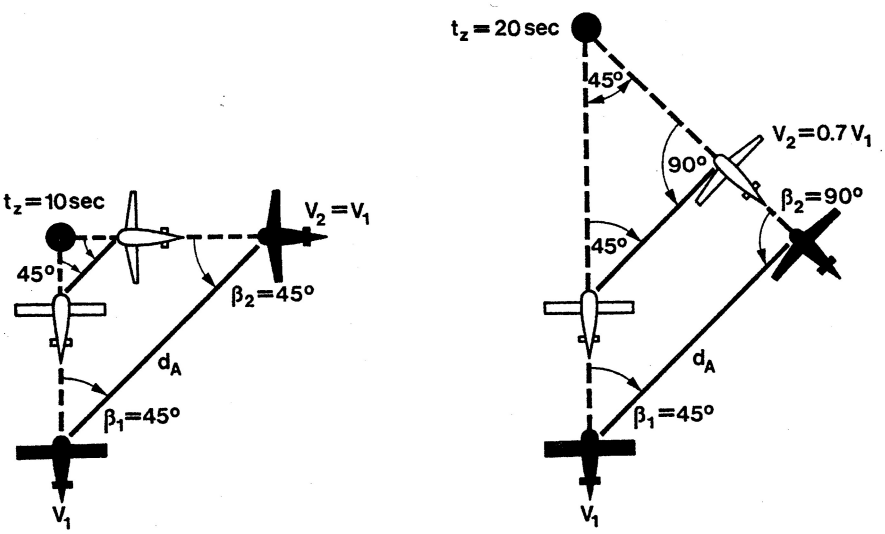


Fig. 5 Two different conflict situations for the same detection ranges d_A and sighting directions β_1.

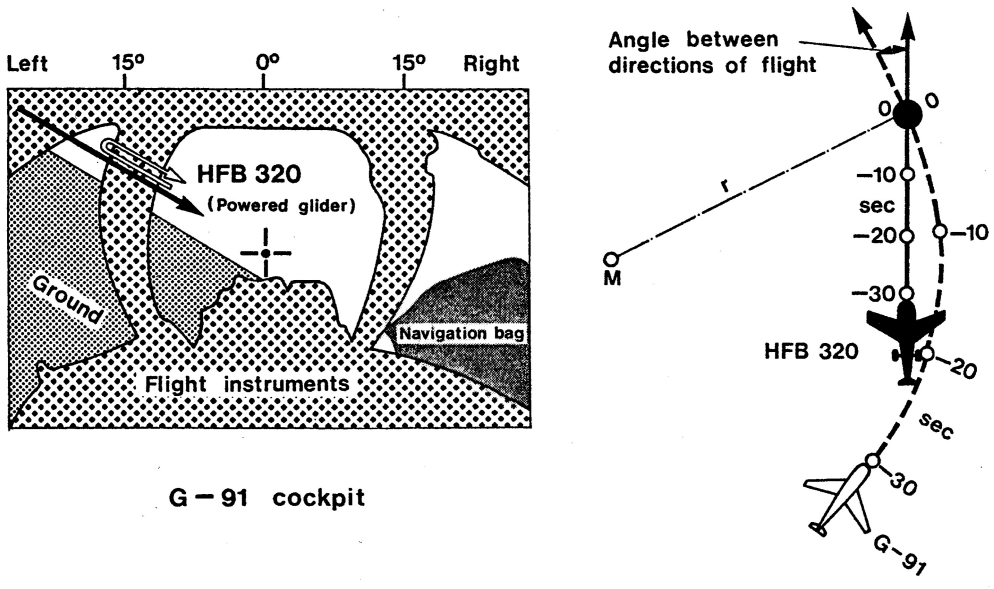


Fig. 6 Apparent track of an aircraft in straight and level flight on the windshield of an aircraft flying a horizontal turn.

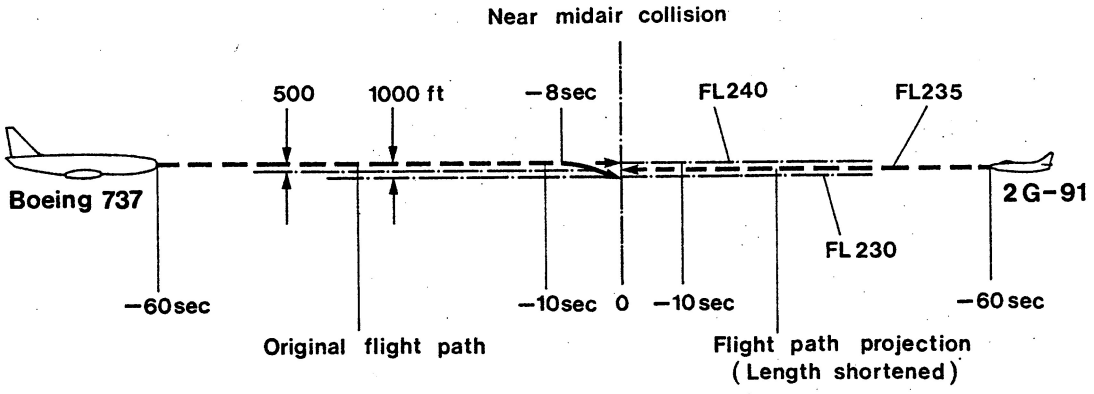
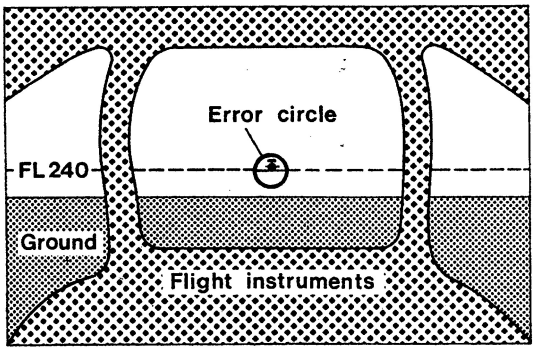
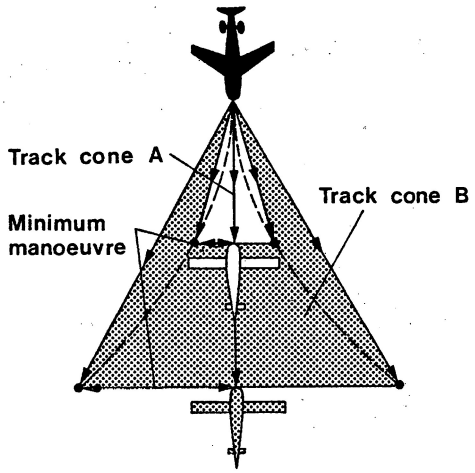


Fig. 7 Near midair collision between 2 G-91 and a rapidly descending Boeing 737. (See also Fig. 10)

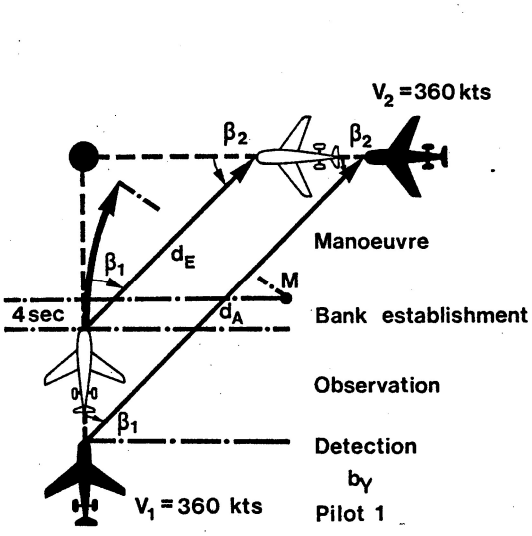


Observation error in the cockpit of a light aircraft



Possible tracks of a jet aircraft.

Fig. 8 Incorrect observation of an apparent track.



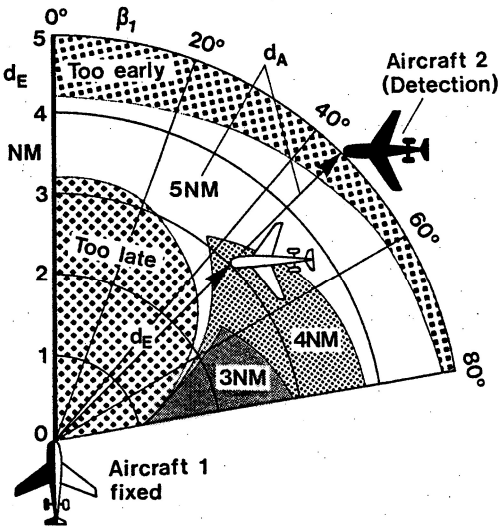


Fig. 9 Usable area for an evasive right turn. Observation threshold $\Delta\beta_1$ = 10 mrad (10 mm / 1 m). Bank angle ϕ_1 = 25 degrees, bank establishment 4 sec. Minimum distance between aircraft 0.1 NM.

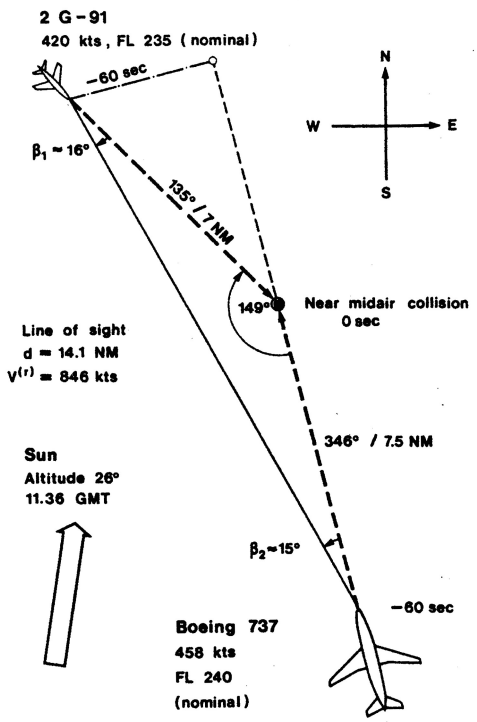


Fig. 10 Near Midair Collision
2 G-91 / Boeing 737.

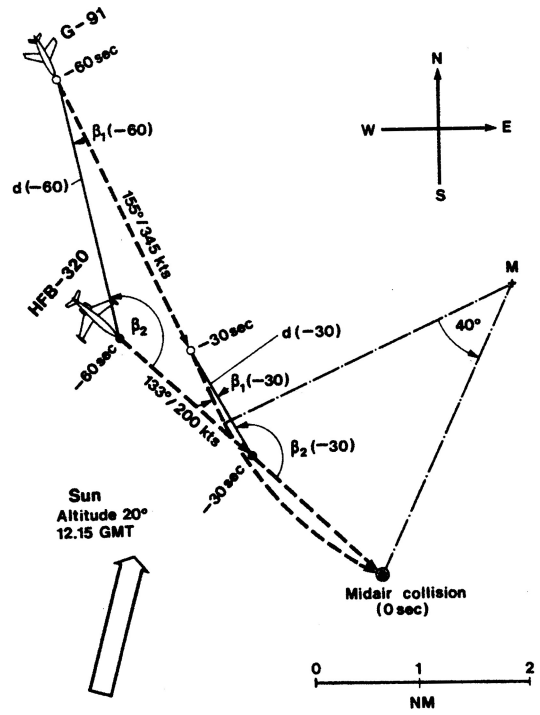


Fig. 11 Midair Collision
G-91 / HFB 320.

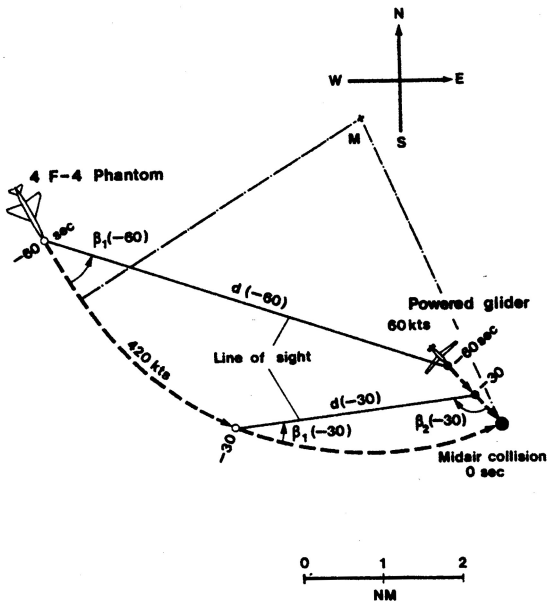


Fig. 12 Midair Collision
4 F-4 Phantom / Powered Glider.

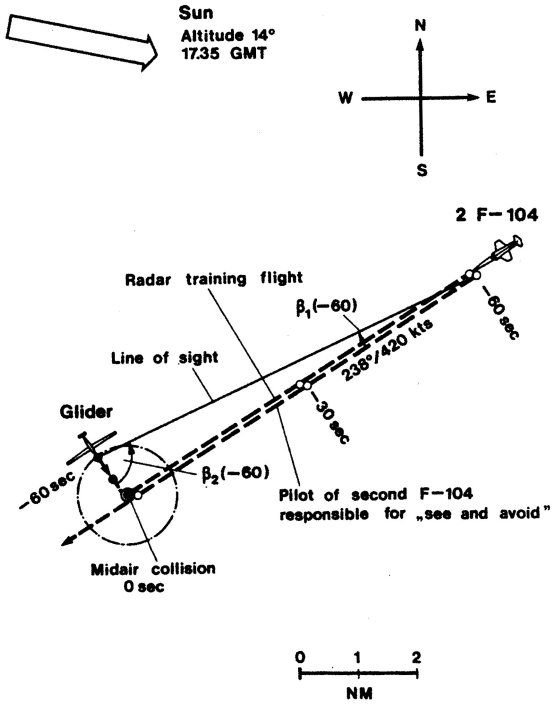


Fig. 13 Midair Collision
2 F-104 / Glider.
(Mirage / Glider similar)

DISCUSSION

JOHNSON: (United States)
Were all these mid-air collisions unanticipated? In other words, was any sort of air traffic control agency involved and were controllers able to inform the aircrew that there were aircraft in the general area?

WEBER: (Germany)
In two cases, a controlling agency was involved. The first case was the collision between the HFE-320 and G-91. The HFE-320 was controlled by air traffic control and the G-91 was flying VFR. But the transponder of the G-91 was not switched on. The air traffic controller reported that he couldn't see the G-91 by means of his primary radar. And the secondary radar he could not use because the transponder was not switched on in the G-91. The second case was the near mid-air collision between the Boeing 737 at 24,000 feet and two G-91's flying VFR. The Boeing was under the control of the German Air Traffic Control and both G-91's were flying VFR, and their transponders were not switched on. The controller of the German Air Traffic Control Center reported that he could not see the G-91's by means of the primary radar.

PERDRIEL: (France)
You talked about the problem of opaque structures in cockpits and you talked about a cinema process which made it possible to have a better knowledge of the visual obstacles. This offers designers the option to locate such obstacles in better places so that the pilot may have better viewing conditions. I wanted to ask you whether the cinema technique you mentioned is a proposal or is it already used in the aeronautical industry?

WEBER: (Germany)
I am not informed whether or not taking photographs from the cockpit structure is the usual process in the German industry.

RAPPORT 1999142

BIJLAGE G

H.-E. Hoffmann:
"The Limited Range of the Human Eye for Optical Aircraft Acquisition"

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION

ADVISORY GROUP FOR AEROSPACE RESEARCH AND DEVELOPMENT

(ORGANISATION DU TRAITE DE L'ATLANTIQUE NORD)

AGARD Conference Proceedings No.254

HUMAN FACTORS ASPECTS OF AIRCRAFT ACCIDENTS AND INCIDENTS

Edited by

Dr B.O.Hartman
Chief, Crew Technology Division/VN
USAF School of Aerospace Medicine (AFSC)
Brooks AFB, TX 78235
USA

Papers presented at the Aerospace Medical Panel Specialists' Meeting held in Paris, France, 6–10 November 1978.

The Limited Range of the Human Eye for Optical Aircraft Acquisition

by
H.-E. Hoffmann

Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt e.V. (DFVLR)
Institut für Physik der Atmosphäre

8031 Oberpfaffenhofen
Germany

Summary

A pilot flying according to visual flight rules receives the first information from an approaching aircraft when he can just see this aircraft. The distance in which the approaching aircraft can just be seen i.e. detected, is among other things dependent on the contrast threshold of the human eye. The contrast threshold value indicates what extent must have the difference of luminance between object and its background so that this luminance difference can just be perceived. The DFVLR has made experiments determining the influence of different contrast threshold values on the maximum detection range - that range in which an approaching aircraft just can be seen. The results of these experiments were also influenced by environmental parameters (e.g. degree of atmospheric turbidity, background, adaptation luminance) and by characteristics of the approaching aircraft (e.g. inherent contrast, size).

The conduct of the experiments is described. In diagrams is shown how the maximum detection range depends on the standard visibility (the standard visibility is a measure for the degree of the turbidity in the atmosphere), on the adaptation luminance and on the type of the approaching aircraft and its background.

Mainly Blackwell has investigated the contrast threshold values in extensive laboratory tests. He and other authors show what influence have the following parameters on the contrast threshold: Size and shape of an object, adaptation brightness, exposure time, image location on the retina. Some diagrams are shown.

It has been derived from results of DFVLR experiments how the values for the contrast threshold determined in laboratory tests correspond with those received in field tests.

1. Introduction

When flying according to visual flight rules a pilot gets information from an approaching aircraft by seeing it. That means he must acquire it optically. We can consider four degrees of optical acquisition:

Detection
Recognition
Identification
Classification

An aircraft is detected optically when the mean luminance of the aircraft differs from the luminance of its background so that the threshold of the human eye for perceiving the contrast is just reached. This contrast C is defined by

$$C = \frac{L_0 - L_B}{L_B} \qquad (1)$$

where L_0 is the luminance of the object and L_B is the luminance of the background.

The range associated with the contrast threshold i.e. the distance at which an aircraft just can be seen is called maximum detection range.

In the Institute for Atmospheric Physics, in the German Aerospace Research Establishment (DFVLR), field experiments are carried out using optical sensors to determine ranges for detecting, recognizing, and identifying objects. In some of the research for the naked eye alone the work has conducted with the DFVLR Institute for Flight Mechanics. In this Institute statistical and flight dynamic studies on conflict detection and resolution in civil aviation are made [1, 2].

All the values for maximum detection range in the figures of this paper are obtained when observed with naked eye alone. When looking at these figures it must be kept in mind that the maximum detection range is not dependent only on the contrast threshold and the parameters influencing it directly: Size and shape of the object, time of observation, location of image on fovea centralis, adaptation luminance. The maximum detection range is depending also on the degree of the turbidity of the atmosphere. Also it must be pointed to that the circumstances for the observers when determining maximum detection range were ideal compared with the conditions in which pilots have to detect aircraft: The observers for whom the maximum detection range was determined had only to detect aircraft and had not to fly their own aircraft, they knew almost exactly the direction and the time of the approaching aircraft, they did not have to look through a windscreen and their eyes did not have to cover a wide range.

After description of the conduct of field experiments to obtain values for the maximum detection range in section 2, some of these values are shown in the figures of section 3. The curves of the figures of section 4 show values for the contrast threshold derived by Blackwell [3, 4] from laboratory experiments. Finally in the last section Blackwell's values are compared with those derived from values for the maximum detection range of DFVLR.

2. Conduct of Experiments for Determination of Maximum Detection Range

During the experiments for determination of maximum detection range the results of which are used in this paper the aircraft to be detected was approaching from distances in which the observers on the ground could not see it. The approaches were directed at the observers so that the effective area of the aircraft was changing very slightly for the observers. The observers had normal sight and were trained in detecting aircraft. The direction of approach was known: The azimuth- and elevationangle were within about three degrees of a given direction. Between starting to observe and detecting the aircraft there was a maximum time intervall of about 2 minutes.

The moments of detection of the different observers were registered by a tape recorder. By means of the distances between observers and approaching aircraft which were measured continuously by a radar device and also registered by a tape recorder the maximum detection range could be determined. The environmental parameters influencing the maximum detection range - the degree of turbidity of the atmosphere and adaptation luminance - were measured by a tele-photometer the spectral sensitivity of which was adapted to the light sensitivity curve of the human eye. As a measure of the degree of the turbidity of the atmosphere the horizontal standard visibility served which was measured by contrast measurements on natural targets [5, 6, 7]. This horizontal standard visibility is nearly equal to the meteorological range. Here it must be pointed out that the measured horizontal standard visibility was the degree of turbidity in an horizontal direction directly over the ground. In the slant direction in which the observers detected the aircraft flying in low altitude, the degree of turbidity could differ a little. More precise informations on the conduct of the field experiments and on the methods of evaluating the observed and measured values are contained in the reports [8, 9, 10].

3. Results of Experiments for Determining the Maximum Detection Range

The experiments for determining the maximum detection range took place in different years and during different seasons: spring, summer, and autumn, therefore also at different horizontal standard visibilities. The results determined when observing a dark green aircraft Do 27 is represented by the curve of figure 1. Around this curve which represents the mean values for different horizontal standard visibilities are lying the single values in the form of a "point-cloud" similar to that also shown in the later figure 6. The deviation of the single values from the curve are based on the individual and temporal non-constancy of contrast threshold, the search the observers had to do, and the uncertainty of the values of horizontal standard visibility. It must be pointed out that very different numbers of single values belong to the several ranges of the horizontal standard visibility of figure 1. That is caused by the fact that in Germany where the experiments took place the horizontal standard visibilities between 15 and 40 km are more numerous than the others. From figure it can be seen that the maximum detection range when observing an aircraft Do 27 is much smaller than the horizontal standard visibility. More over when the horizontal standard visibility is large variations in the degree of turbidity have less influence on the maximum detection range than when the horizontal standard visibility is smaller.

In the next figure 2 is shown how different coloring influences the maximum detection range. Contrary to the curve of figure 1 in which the results were reproduced by a logarithmic function, the results of observations in figure 2 were represented for only small horizontal standard visibilities by a regression line. The effective areas of both the aircraft - the Do 27 and the Piaggio - had only small differences. From figure 2 it is apparent that the dark green aircraft was detected between 2 and 3 km further away than the brightly painted ones. The following figure 3 shows mean values of results which were determined when observing air-liners. For comparison the maximum detection range when observing a dark green Do 27 is depicted also for that range of the horizontal standard visibility in which the observation of the air-liners took place. The effective areas of the air-liners were 6 to 7-fold larger and the wingspans 2 and 3-fold larger than those of the Do 27. In the range 14 to 16 km of the horizontal standard visibility the air-liners were detected about 2 km further than the Do 27.

All the results shown so far were determined when the approaching aircraft was observed with sky as background. Figure 4 shows the influence of the type of background on the maximum detection range. Here the regression line represents the maximum detection range when observing against sky as background and the point represents that value when observing against wooded mountain as background. During the experiments when the aircraft was observed in front of a wooded mountain the contrast between this background and the sky above it was very small: about 15 %. This was effected by the horizontal standard visibility of this test day and the distance between the observers and the wooded mountain. This little difference between sky background and wooded mountain background produced a difference of about 1 km for the maximum detection range.

Figure 5 displays the influence of decreasing brightness during the beginning of twilight on the maximum detection range. The values shown in figure 5 were observed at horizontal standard visibilities between 13 and 32 km. For adaptation luminance the brightness of the sky in direction of approach respectively direction of observation was taken. The dimension for the adaptation luminance of figure 5 asb = apostilb corresponds to about cd/m^2. From the plots it can be seen that, for example for horizontal standard visibility of 13 km, when the adaption luminance was 10^{-1} asb - that means in this case about 80 minutes after sunset - the maximum detection range was smaller than 1 km. For this horizontal standard visibility during daylight the maximum detection range had a value of about 3.5 km. The larger the horizontal standard visibility is the later after sunset is the moment of detecting an aircraft at a distance smaller than 1 km. In the last figure 6 of this section ranges of the values observed by several observers will be shown. The differences between the values of 4 observers could amount to about 1.5 km.

4. Values for the Contrast Threshold Determined in Laboratory Experiments and Derived from Field Experiments

During the laboratory tests of Blackwell [3, 4] the contrast threshold was determined for different parameters. The observers must detect a dark or bright disk. Dark or bright means relative to its background which was homogenous. During one test series the observation time amounted up to 60 seconds and the observers knew exactly where the disk to be detected would appear. During another test series the observation time was only 6 seconds and the region of search had a width of 10 degrees. For comparison in this paper only those values of Blackwell are used which are obtained during the test series mentioned at first: observation up to 60 seconds, no search.

In the following the values of Blackwell are compared with those values for the contrast threshold which are derived from the results of field experiments to determine the maximum detection range. For computing the contrast threshold the following contrast reduction formula was used:

$$C_{th} = C_o \cdot \exp - \frac{3.9 \cdot D_m}{V_N} \qquad (2)$$

In this formula:

C_{th} = contrast threshold
C_o = inherent contrast (contrast between the object and its background from a distance ≈ 0)
D_m = maximum detection range
V_N = horizontal standard visibility.

In figure 7 there are depicted the values from Blackwell for the contrast threshold versus the diameter of disks for two adaptation luminances. In figure 8 then the dependence of the contrast threshold on the adaptation luminance for several diameters of object is shown. The contrast threshold becomes larger when the diameter of the object becomes smaller and the contrast threshold becomes larger also when the adaptation luminance becomes smaller. When the adaptation luminance is larger than about 10^2 asb - corresponding to about 10^2 cd/m^2 - then the contrast threshold remains constant.

Also based on the research of Blackwell are the results of figure 9. In this figure the contrast threshold is depicted in relation to the observation time for four different diameters of observed disks. Three of the four curves show that for observation times larger than one second the contrast threshold approximates to a constant value.

The next figures will indicate whether and how the values from Blackwell differ from those which are derived from the results of field experiments. But first in the following figure 10 is shown the Blackwell-curve for the dependence of contrast threshold on diameter of observed disk. The thick line section of this curve shows that part for which the results of DFVLR are valid.
Figure 11 shows one comparison in which both the contrast thresholds for bright adapted eye are plotted. The vertical lines of three of the DFVLR values represent the region of confidence of these mean values for a region of confidence of 95 %. The values derived from field experiments are about two times larger than those determined in laboratory tests.
In figure 12 the differences are shown when observing at smaller adaptation luminances. The lower curve represents values from Blackwell and the upper curve those from DFVLR. From this figure results that when observing during twilight the values of DFVLR are about seven times larger than those of Blackwell.

From figure 13 the influence of different instructions to the observers concerning the direction of approach of aircraft on the contrast threshold it can be seen. For these comparisons there were no results obtained for naked eye experiments. The values of figure 13 are observed by 10x50-fieldglasses. During one test series the fieldglasses of the observers were directed exactly to the approaching aircraft. The observers were exactly informed on which point of the field of view of their fieldglasses the aircraft was appearing. During the other test series the observers had to search a sector of about 5 degrees. All these observations were made with supported fieldglasses. When the information of the direction of approaching aircraft was not exact then the contrast threshold was about three times larger than when this information was exact.

References

[1] Weber, O. — Analysis of Midair Collisions in the German Airspace: Methodology and Results. Agard Meeting "Human Factors Aspects of Aircraft Accidents and Incidents", Paris, 6-10 November 1978.

[2] Weber, O. — Statistical and Flight Dynamic Studies on Conflict Detection and Resolution in Civil Aviation. RAE Library Translation 1903, May, 1977.

[3] Blackwell, H.R. — Contrast Thresholds of the Human Eye. Journal of the Optical Society of America Vol. 36 (1946) No. 11, pp. 624 - 643.

[4] Blackwell, H.R. McCready, D.W. — Foveal Detection Thresholds for Various Durations of Target Presentation. Report No. 2455 - 13 - F, University of Michigan 1958.

[5] Hoffmann, H.-E. — Die Bestimmung der horizontalen Normsicht durch Kontrastmessungen an natürlichen Sichtzielen. Deutsche Luft- und Raumfahrt, Forschungsbericht 67-11, 1967.

[6] Hoffmann, H.-E. — Über einige Erfahrungen bei der Bestimmung der horizontalen Normsicht durch Kontrastmessungen an natürlichen Sichtzielen. Deutsche Luft- und Raumfahrt, Forschungsbericht 71-22, 1971.

Hoffmann, H.-E.

Concerning some Experiments Obtained During the Determination of the Horizontal Standard Visibility by Contrast Measurements of Natural Targets.
RRE Translation No. 352, 1971.

[7] Hoffmann, H.-E.

Die horizontale Normsicht ermittelt durch Kontrastmessungen an natürlichen Sichtzielen und die visuelle Sichtweite bei Versuchskampagnen in Süddeutschland.
DFVLR - IB 553/76/2, 1976.

[8] Hoffmann, H.-E.

Die maximale Auffaßreichweite bei der optischen Beobachtung tief anfliegender Flugzeuge vom Boden aus.
Deutsche Forschungsanstalt für Luft- und Raumfahrt, DFL-Bericht Nr. 0344, Juni 1966, Braunschweig.

[9] Hoffmann, H.-E.
Buell, R.H.

Ergebnisse von Versuchen zur Bestimmung der maximalen Auffaßreichweite und der maximalen Erkennbarkeitsentfernung bei der Beobachtung von Flugzeugen im Alpenvorland.
DFVLR - IB 553/74/1, 1974.

[10] Hoffmann, H.-E.
Buell, R.H.

Ergebnisse von Versuchen zur Bestimmung der maximalen Auffaßreichweite bei der Beobachtung von Luftfahrzeugen vom Boden aus in Norddeutschland.
DFVLR - IB 553/74/4, 1974.

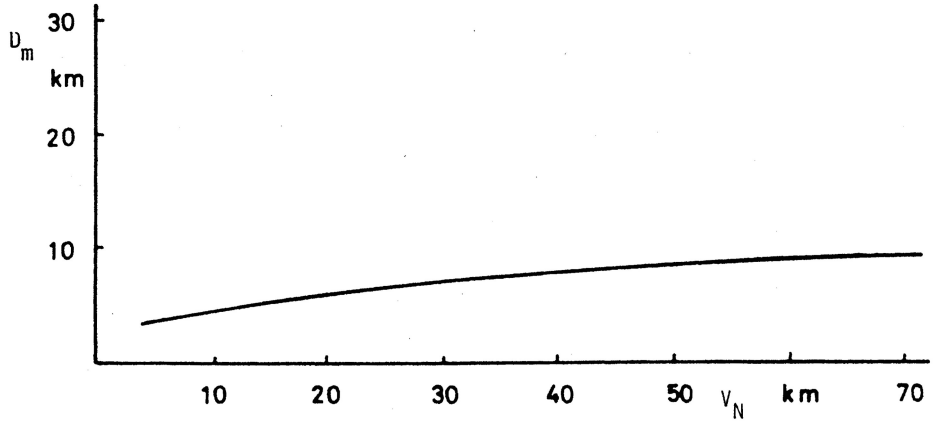


Fig.1 Maximum detection range D_m when observing a darkgreen Do 27 versus horizontal standard visibility V_N

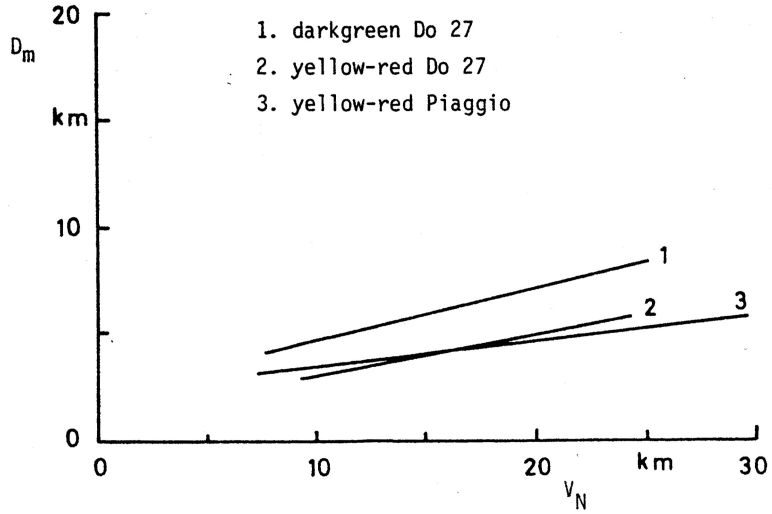


Fig.2 Maximum dedection range D_m when observing different airplanes versus horizontal standard visibility V_N

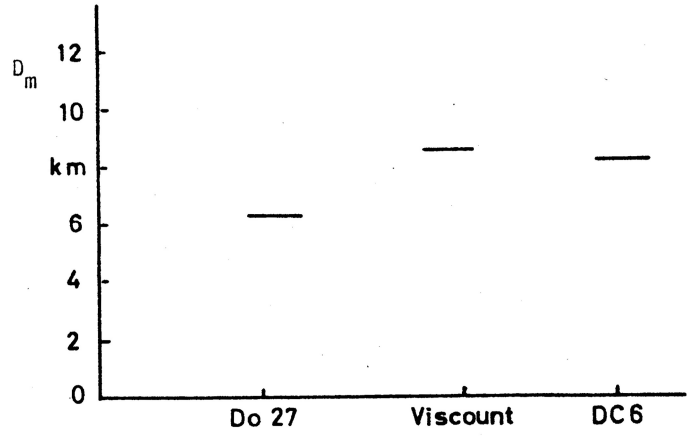


Fig.3 Maximum detection ranga D_m for different airplanes for horizontal standard visibility V_N 14 - 16 km

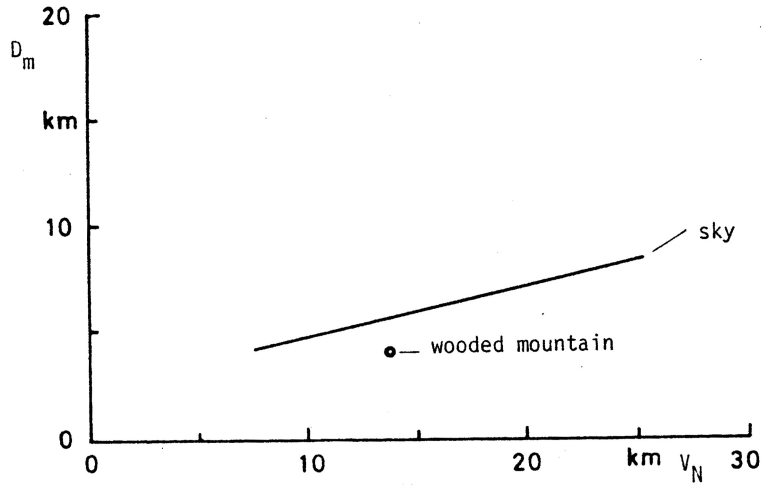


Fig. 4 Maximum detection range D_m for sky and wooded mountain as background

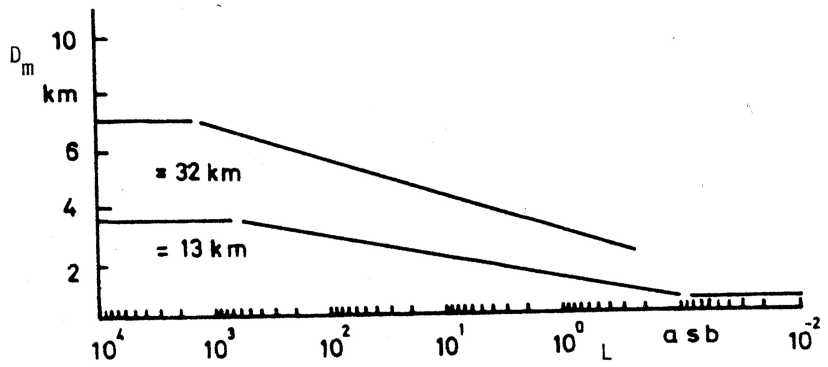


Fig. 5 Maximum detection range D_m versus luminance of sky L during twilight

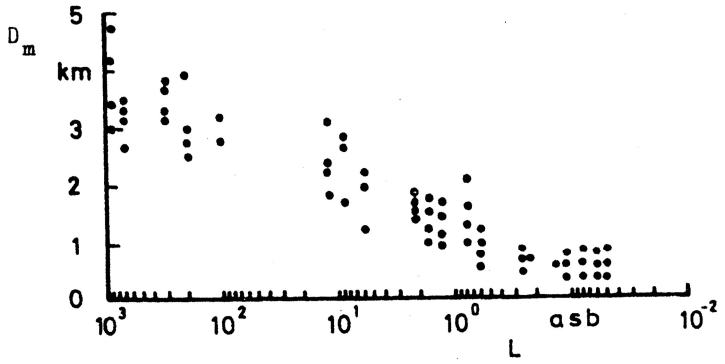


Fig. 6 Maximum detection range D_m versus luminance of sky L during twilight for different observers

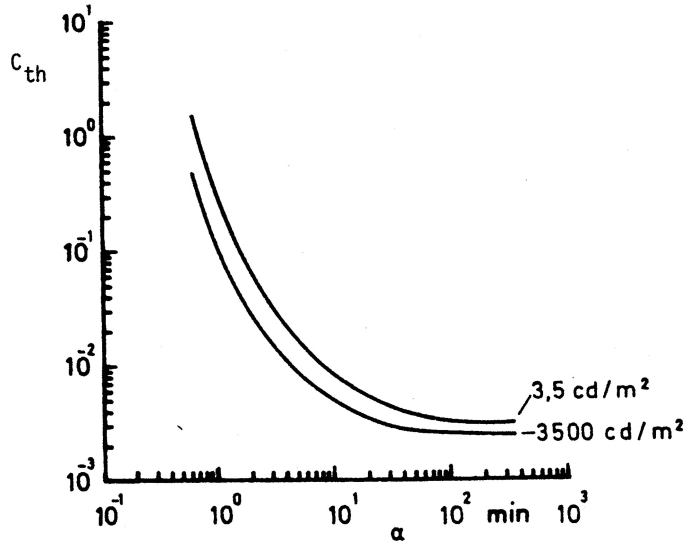


Fig. 7 Contrast threshold C_{th} versus diameter of objekt α (Blackwell)

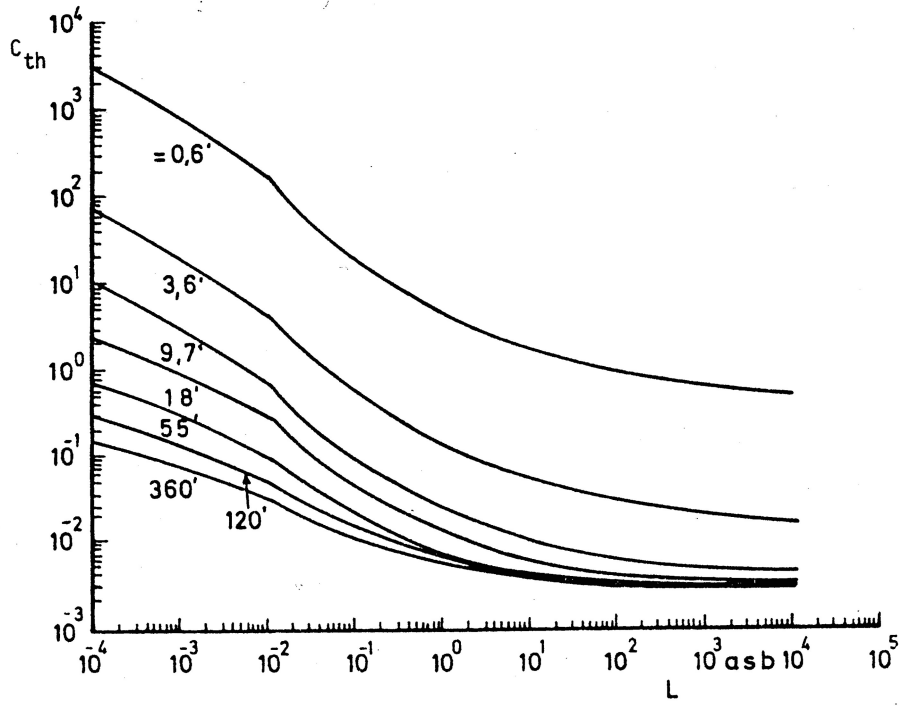


Fig. 8 Contrast threeshold C_{th} versus adaptation luminance L for different diameters of object (Blackwell)

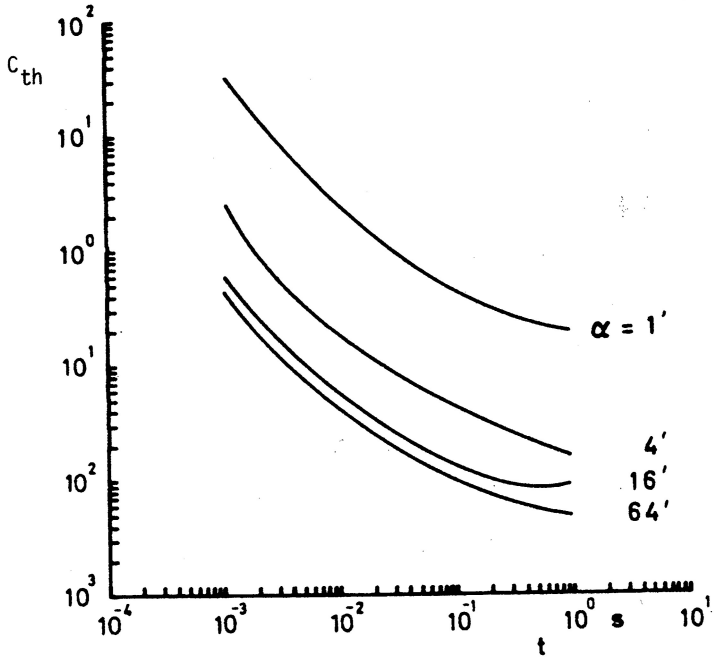


Fig. 9 Contrast threshold C_{th} versus time of observation t for different diameters of object (Blackwell)

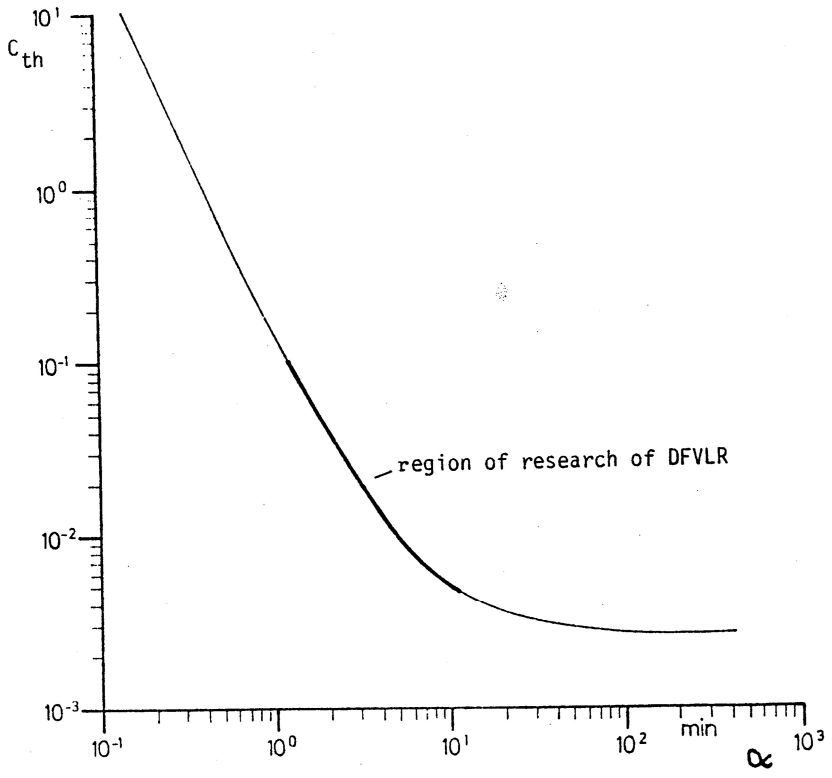


Fig. 10 Contrast threshold C_{th} versus diameter of object (Blackwell) and region of research of DFVLR

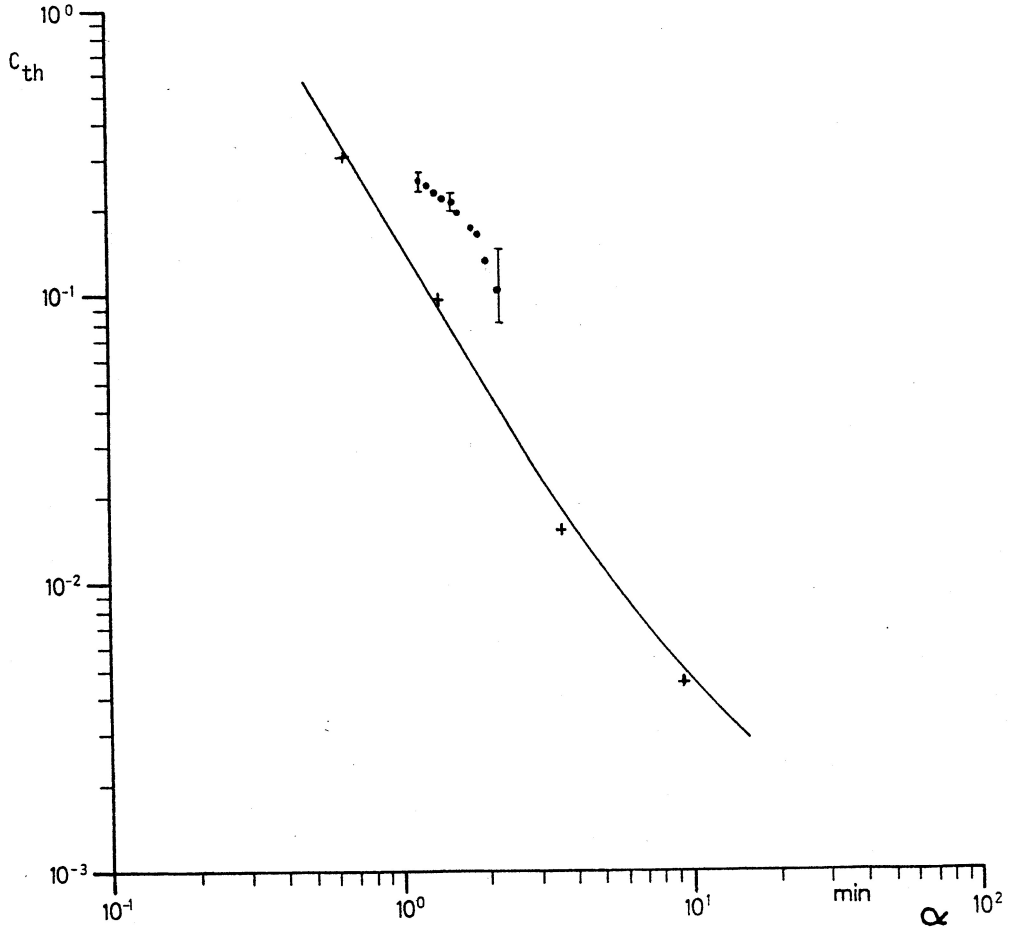


Fig.11 Contrast threshold C_{th} versus diameter of object α

+ Blackwell
• DFVLR

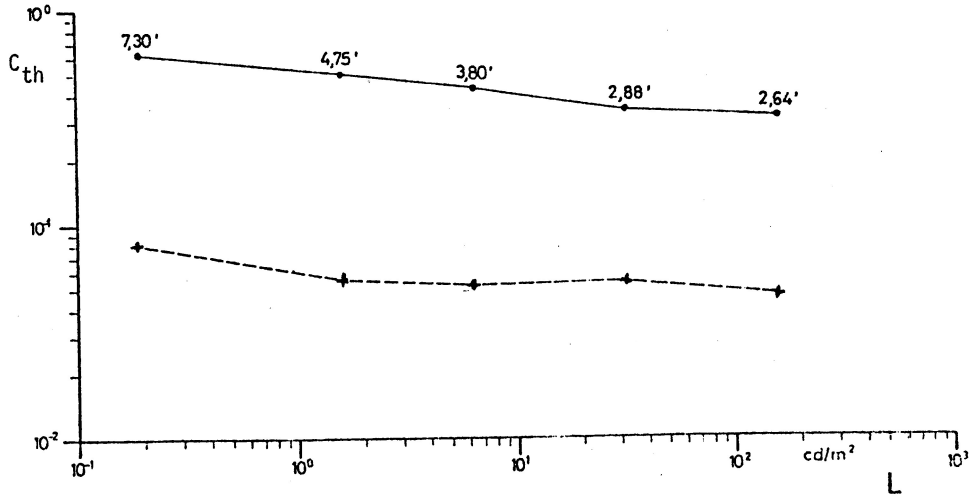


Fig. 12 Contrast threshold C_{th} versus adaptation luminance L

+ Blackwell
• DFVLR

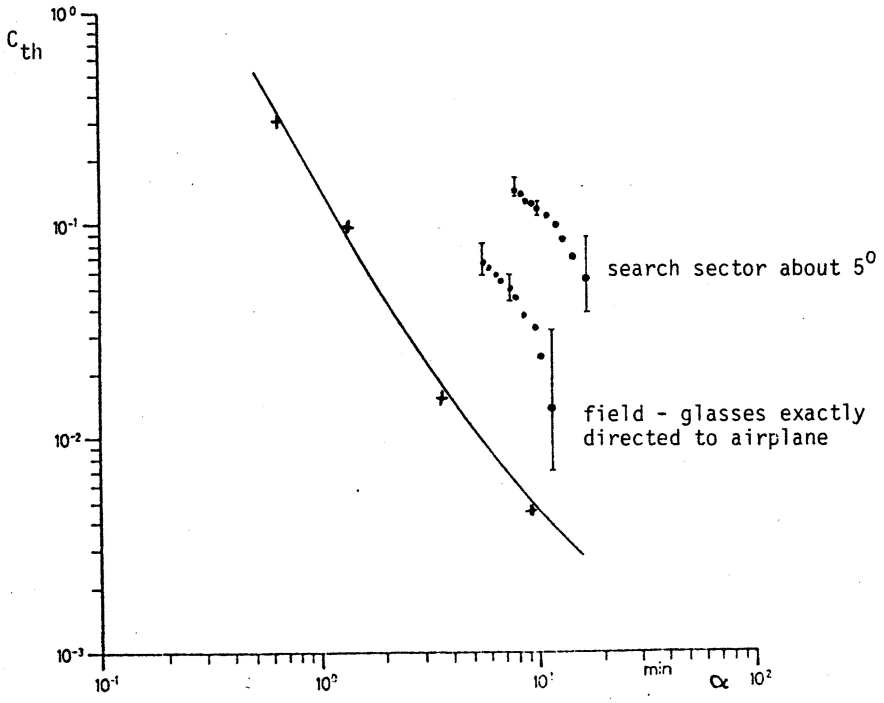


Fig. 13 Contrast threshold C_{th} versus diameter of object

+ Blackwell
• DFVLR

DISCUSSION

PERDRIEL: (France) I would like to ask the speaker if he has made an observation of objects in the air with an air-air perception. I believe that your study was made with a ground observer looking at an object in the air. This has some importance because air-to-air detection is better for a thirty-meter wing span aircraft. Maximum detection in clear weather lies at about 14 kilometers, while the values you gave us under the best visibility are about 10 kilometers. Were you able to make experiments of detection distance between two aircraft, for instance, and were you able to confirm the 14 kilometer range, which is still used as a reference point when one considers, in particular, the contribution of anti-collision lights?

HOFFMAN: (Germany) Perhaps I don't understand.

PERDRIEL: (France) Let me repeat the first part. I wanted to ask you if you had studied detection ranges between the eye of a pilot in flying aircraft and another aircraft at some distance still in flight. The studies you have made refer to detection range from a ground observer for an incoming aircraft. I think that it is important for the prevention of accidents to know that (for mid-air collisions) detection ranges for air-to-air visibility are about 50% greater than ground-to-air visibility, or air-to-ground visibility.

Hoffman: (Germany) You have seen some information on the experiments that we have made during very large horizontal standard visibilities. Perhaps I must mention when you have on the ground a horizontal standard visibility, you have at 5 kilometers altitude perhaps a horizontal standard visibility of 20 kilometers. Therefore, we have also conducted experiments for standard visibilities at high altitudes. We can only approximate from our experiments the detection distance at high altitudes. I might say here also, we have made our experiments by observers who have only to look into the air to detect any aircraft. We have also made comparisons with, for example, helicopters, where there was a difference between the detection distance of the pilot versus special observers who only had to look for other aircraft. I must also say that one of our tasks was also to determine the relationship between detection range or visibility and atmospheric optical parameters and that with atmospheric optical parameters, we take into account the effect of turbidity of the atmosphere in the horizontal direction and also in slant-view direction, as well as several meteorological parameters. In answer to your question, I can say that these experiments also apply to observing air-to-air.

RAPPORT 1999142

BIJLAGE H

BASI-rapport:
"Limitations of the See-and-Avoid Principle"

Department of Transport and Communications

Bureau of Air Safety Investigation

Limitations of the See-and-Avoid Principle

BASI
Bureau of Air Safety Investigation

Released by the Director of the Bureau of Air Safety Investigation under the provisions of Air Navigation Regulation 283.

April 1991

ISBN 0 642 16089 9 Reprinted April 1992

This report was produced by the Bureau of Air Safety Investigation (BASI), PO Box 967, Civic Square ACT 2608.

The Director of the Bureau authorised the investigation and the publication of this report pursuant to his delegated powers conferred by Air Navigation Regulations 278 and 283 respectively. Readers are advised that the Bureau investigates for the sole purpose of enhancing aviation safety. Consequently, Bureau reports are confined to matters of safety significance and may be misleading if used for any other purpose.

As BASI believes that safety information is of greatest value if it is passed on for the use of others, copyright restrictions do not apply to material printed in this report. Readers are encouraged to copy or reprint for further distribution, but should acknowledge BASI as the source.

CONTENTS

PREFACE v

SUMMARY vii

INTRODUCTION 1
- Role of See-and-Avoid 1
- Potential for Mid-Air Collisions 1
- See-and-Avoid is an Important Safety System 2
- See-and-Avoid is not 100 percent Reliable 2
- Seeing and Avoiding Involves a Number of Steps 3

LIMITATIONS OF SEE-AND-AVOID 5
- Looking for Traffic 5
  - Workload 5
  - Crew numbers and workload 6
  - Glass cockpits and workload 6
  - Diffusion of responsibility 6
- Visual Search 6
- Obstructions and Available Field of View 7
  - Cockpit visibility 7
  - Obstructions 7
  - Glare 9
- Limitations of Visual Scan 9
  - A traffic scan takes time 9
  - Scan coverage 9
- Limitations of Vision 9
  - Blind spot 9
  - Threshold for acuity 9
  - Accommodation 10
  - Empty field myopia 10
  - Focal traps 10
- Psychological Limitations 11
  - Alerted search versus unalerted search 11
  - Visual field narrowing 11
  - Cockpit workload and visual field narrowing 11
- Target Characteristics 12
  - Contrast with background 12
  - Atmospheric effects 12
  - Aircraft paint schemes 12
  - Lack of relative motion on collision course 13
  - An approaching aircraft presents a small visual angle 13
  - Effects of complex backgrounds 13
- Anti-Collision Lighting 15
  - Effectiveness of Lights 15
  - Use of red lights 16
  - White lights superior to red 17

EVASIVE ACTION 19
Time Taken to Recognise Threat and Take Evasive Action 19
Evasive Manoeuvre May Increase Collision Risk 19

CONCLUSIONS 21

RECOMMENDATIONS 21

REFERENCES 23

PREFACE

On the 20th May 1988 at approximately 1609 hours, a Cessna 172 collided with a Piper Tomahawk in the circuit area at Coolangatta, Queensland. The accident, in which four people died, occurred in conditions of good visibility.

This collision and others which occurred in the late 1980s drew attention to the deficiencies of the see-and-avoid concept.

The Coolangatta accident report stated that: 'As a result of this accident, the Bureau of Air Safety Investigation has undertaken to conduct an evaluation and prepare a report on the practicability of the see and be seen (see-and-avoid) principle in controlled and non-controlled airspace.' (BASI report 881/1042).

This report, prepared in response to that undertaking, summarises the research relevant to unalerted see-and-avoid and is intended as a reference document for Civil Aviation Authority (CAA), Industry, and BASI personnel as well as a source of recommendations. The report does not analyse the Australian accident experience.

SUMMARY

The see-and-avoid principle serves a number of important functions in the Australian air traffic system. However, while it undoubtedly prevents many collisions, the principle is far from reliable. The limitations of the see-and-avoid concept demand attention because increases in air traffic may impose an accelerating level of strain on see-and-avoid and other aspects of the air traffic system.

Numerous limitations, including those of the human visual system, the demands of cockpit tasks, and various physical and environmental conditions combine to make see-and-avoid an uncertain method of traffic separation. This report provides an overview of the major factors which limit the effectiveness of unalerted see-and-avoid.

Cockpit workload and other factors reduce the time that pilots spend in traffic scans. However, even when pilots are looking out, there is no guarantee that other aircraft will be sighted. Most cockpit windscreen configurations severely limit the view available to the pilot. The available view is frequently interrupted by obstructions such as window-posts which totally obscure some parts of the view and make other areas visible to only one eye. Window-posts, windscreen crazing and dirt can act as 'focal traps' and cause the pilot to involuntarily focus at a very short distance even when attempting to scan for traffic. Direct glare from the sun and veiling glare reflected from windscreens can effectively mask some areas of the view.

Visual scanning involves moving the eyes in order to bring successive areas of the visual field onto the small area of sharp vision in the centre of the eye. The process is frequently unsystematic and may leave large areas of the field of view unsearched. However, a thorough, systematic search is not a solution as in most cases it would take an impractical amount of time.

The physical limitations of the human eye are such that even the most careful search does not guarantee that traffic will be sighted. A significant proportion of the view may be masked by the blind spot in the eye, the eyes may focus at an inappropriate distance due to the effect of obstructions as outlined above or due to empty field myopia, in which, in the absence of visual cues, the eyes focus at a resting distance of around half a metre. An object which is smaller than the eye's acuity threshold is unlikely to be detected and even less likely to be identified as an approaching aircraft.

The pilot's functional visual field contracts under conditions of stress or increased workload. The resulting 'tunnel vision' reduces the chance that an approaching aircraft will be seen in peripheral vision.

The human visual system is better at detecting moving targets than stationary targets, yet in most cases, an aircraft on a collision course appears as a stationary target in the pilot's visual field. The contrast between an aircraft and its background can be significantly reduced by atmospheric effects, even in conditions of good visibility.

An approaching aircraft, in many cases, presents a very small visual angle until a short time before impact. In addition, complex backgrounds such as ground features or clouds hamper the identification of aircraft via a visual effect known as 'contour interaction'. This occurs when background contours interact with the form of the aircraft, producing a less distinct image.

Even when an approaching aircraft has been sighted, there is no guarantee that evasive action will be successful. It takes a significant amount of time to recognise and respond to a collision threat and an inappropriate evasive manoeuvre may serve to increase rather than decrease the chance of a collision.

Because of its many limitations, the see-and-avoid concept should not be expected to fulfil a significant role in future air traffic systems.

INTRODUCTION

Role of See-and-Avoid

See-and-avoid serves three functions in Australian airspace:

1. Self-separation of aircraft outside controlled airspace.
2. As a separation procedure for VFR aircraft in control zones, where the pilot is instructed to 'sight and avoid' or 'sight and follow' another aircraft as outlined in NOTAM C05/1989. This procedure only operates when the pilot can see the traffic and is therefore significantly different to other types of see-and-avoid which may involve unalerted searches for traffic.
3. Last resort separation if other methods fail to prevent a confliction, regardless of the nature of the airspace.

It is important to distinguish between unalerted and alerted see-and-avoid. In alerted see-and-avoid, the pilot of an aircraft in controlled airspace is assisted to sight the traffic and an important back up exists because positive control will be provided if the traffic cannot be sighted. Unalerted see-and-avoid on the other hand, presents a potentially greater safety risk because it relies entirely on the ability of the pilot to sight other aircraft. For these reasons, this report concentrates on unalerted see-and-avoid. However, many of the problems of unalerted see-and-avoid apply equally to alerted see-and-avoid.

Potential for Mid-Air Collisions

There have been relatively few mid-air collisions in Australia. However, there are reasons why the mid-air collision potential demands immediate attention.

At a time when aircraft movements are increasing, (Civil Aviation News September 1990) the probability of a mid-air collision in a given airspace grows faster than the traffic growth. One of the factors which determines the probability of a collision is the number of possible collision combinations in a particular airspace. The number of possible collision pairs is given by the formula : $P = N \times (N-1)/2$ where N is the number of aircraft operating in a given airspace. For example, with only two aircraft there is only one possible collision pair, with five aircraft there are ten possible pairs and with ten aircraft there are forty five. Figure 1 illustrates the increase in possible collisions which accompanies increasing traffic density.

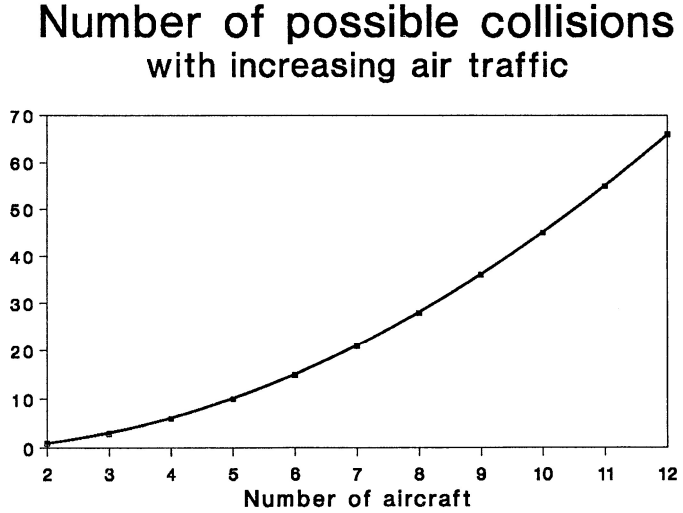


Figure 1

Fortunately, the frequency of collisions has not increased as steeply as figure 1 would suggest because various safety systems have prevented the full expression of the collision potential. Air traffic services (ATS), flight rules and visual sighting are three such systems. As well as illustrating the increasing stress placed on the air traffic system by traffic growth, figure 1 also implies that the cost of traffic separation may follow an inverse 'economy of scale' rule.

In recent years there have been a number of mid-air collisions in Australia and an increase in reported breakdowns of separation (see figure 2). The actual number of separation breakdowns may be much higher as it is likely that many separation breakdowns are not officially reported.

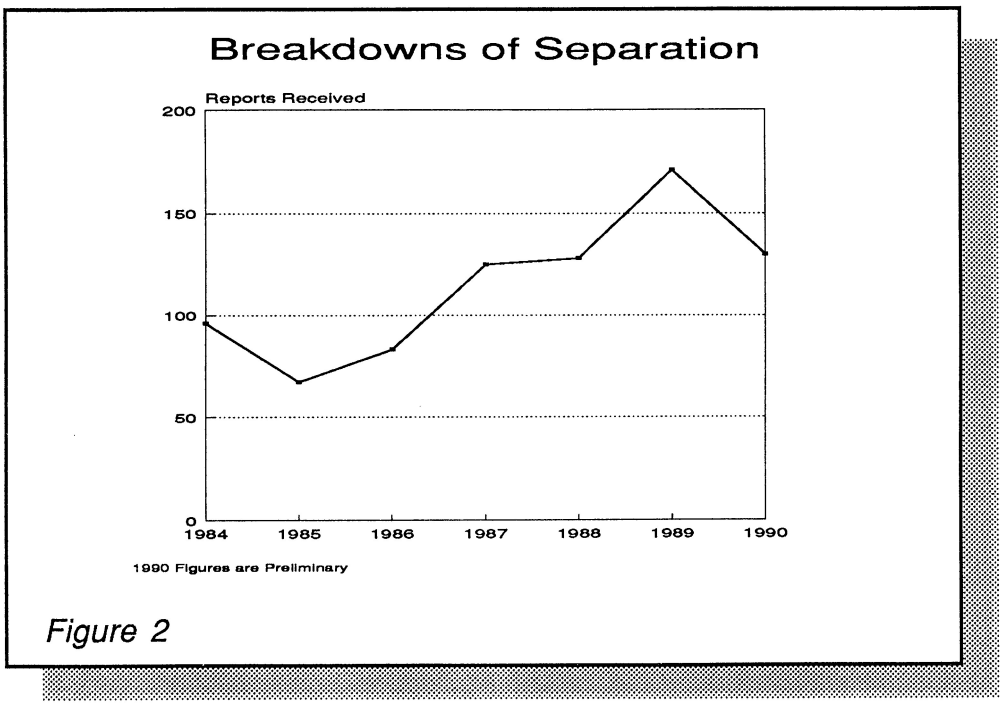


Figure 2

See-and-Avoid is an Important Safety System

The see-and-avoid principle is a significant feature of the Australian air traffic system. There is no doubt that safety features such as air traffic services and see-and-avoid prevent many collisions. It has been estimated that without ATS and in the absence of any ability to see-and-avoid there would be thirty four times more mid-air collisions en route and eighty times more mid-airs in terminal areas (Machol 1979). However, although many collisions are averted by see-and-avoid, the concept is a flawed and unreliable method of collision avoidance.

See-and-Avoid is not 100 Percent Reliable

See-and-avoid has been described as a maritime concept originally developed for slow moving ships which is now out of place in an era of high speed aviation (Marthinsen 1989).

There is a growing case against reliance on see-and-avoid. A report released in 1970 concluded that although see-and-avoid was often effective at low closing speeds, it usually failed to avert collisions at higher speeds. It was estimated that see-and-avoid prevents 97 percent of possible collisions at closing speeds of between 101 and 199 knots but only 47 percent when the closing speed is greater than 400 knots (Graham and Orr 1970).

A 1975 FAA study concluded that although see-and-avoid was usually effective, the residual collision risk was unacceptable (Graham 1975). Accident investigations here and in the U.S. are increasingly pointing to the limitations of see-and-avoid. The Americans, having recognised the limitations of the concept, are looking to other methods such as the automated airborne collision avoidance system (TCAS) to ensure traffic separation. TCAS equipment carried on board an aircraft will automatically provide information about any nearby transponder-equipped aircraft which pose a collision threat. It is planned that by the mid 1990s all large civil passenger aircraft operating in the U.S. will be fitted with this system.

Perhaps the most damning evidence against see-and-avoid comes from recent trials carried out by John Andrews in the United States which have confirmed that even motivated pilots frequently fail to sight conflicting traffic.

In one of these studies, twenty four general aviation pilots flew a Beech Bonanza on a VFR cross country flight. The pilots believed that they were participating in a study of workload management techniques. In addition to providing various information to a researcher on the progress of the flight, the pilots under study were required to call out any traffic sighted.

The pilots were not aware that their aircraft would be intercepted several times during the test by a Cessna 421 flying a near-collision course. The interceptions occurred when the Bonanza was established in cruise and the pilot's workload was low, however, the Bonanza pilots sighted the traffic on only thirty six out of sixty four encounters - or 56 percent (Andrews 1977, 1984, 1987).

Seeing and Avoiding Involves a Number of Steps

See-and-avoid can be considered to involve a number of steps. First, and most obviously, the pilot must look outside the aircraft.

Second, the pilot must search the available visual field and detect objects of interest, most likely in peripheral vision.

Next, the object must be looked at directly to be identified as an aircraft. If the aircraft is identified as a collision threat, the pilot must decide what evasive action to take. Finally, the pilot must make the necessary control movements and allow the aircraft to respond.

Not only does the whole process take valuable time, but human factors at various stages in the process can reduce the chance that a threat aircraft will be seen and successfully evaded. These human factors are not 'errors' nor are they signs of 'poor airmanship'. They are limitations of the human visual and information processing system which are present to various degrees in all pilots.

This report documents the known limitations of the see-and-avoid concept and outlines some possible solutions.

CAIR REPORT Number 1158

On return to Parafield via Dublin and the Lane of Entry, I encountered two Tobagos (or Trindads) travelling north. The first was at my level (1500ft) and on a precise collision course. I waggled my wings and turned on my landing light as he got closer, then descended to 1300ft and looked up as he went straight overhead. Five minutes later the second aircraft went by, also at 1500ft. The frightening thing is that I am sure the pilots did not see me, as neither waved his wings in answer, turned on his lights or changed heading or height. Whatever happened to see-and-be-seen especially in a Lane of Entry?

LIMITATIONS OF SEE-AND-AVOID

Looking for Traffic

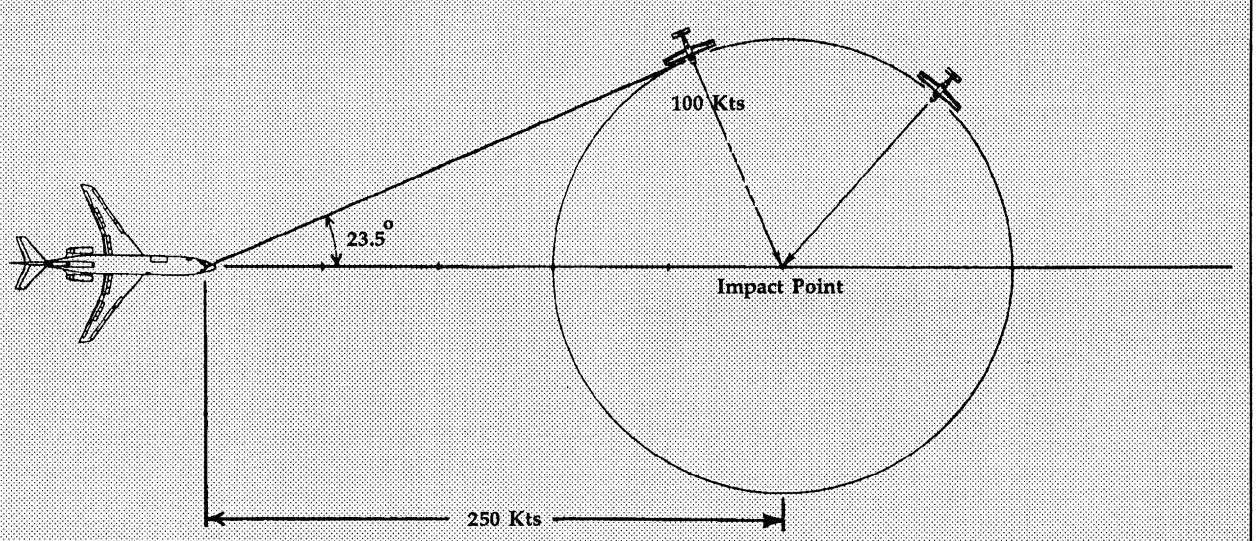
Obviously, see-and-avoid can only operate when the pilot is looking outside the cockpit. According to a U.S. study, private pilots on VFR flights spend about 50 percent of their time in outside traffic scan (Suzler and Skelton 1976).

Airline pilots may possibly scan less than this. In the late 1960s it was estimated that American airline pilots spent about 20 percent of their time in outside scan (Orlady 1969). Although this is an old figure it gives a rough idea of the likely amount of scanning by Australian pilots in the 1990s.

The time spent scanning for traffic is likely to vary with traffic density and the pilot's assessment of the collision risk. In addition, factors such as cockpit workload and the ATS environment can influence traffic scanning.

Workload

Many tasks require the pilot to direct attention inside the aircraft. Cockpit workload is likely to be high near airports where traffic is most dense and where an outside scan is particularly crucial. Most of these cockpit tasks are essential, however some of the workload is less critical and could be performed at other times. It is a common complaint of pilots that air traffic services frequently impose unnecessary tasks in terminal areas.



In the case illustrated, two aircraft are converging upon an impact point at different speeds. The jet is travelling two and a half times faster than the light aircraft and at any time prior to the collision, will be two and a half times further away from the collision point than the light aircraft. One result of this is that the faster aircraft will always have the slower aircraft in front of it.

At all times leading up to the collision, any slow aircraft with which the jet may collide will appear at a point relatively close to the centre of the jet's windscreen. From the slower aircraft pilot's point of view, however, the jet can approach from any angle, even from a part of the sky not visible in the windscreen.

Figure 3 *(from Marthinsen 1989)*

Crew numbers and workload

The widespread introduction of flightdeck automation has meant that modern airliners are now frequently flown by only two crew-members. However, automation has not reduced the need for pilots to be vigilant for other air traffic and compared to twenty years ago, the average airliner now has fewer crew looking for more traffic. It has been suggested, sometimes as part of industrial campaigns, that two-crew aircraft have been involved in a disproportionate number of mid-air collisions (Marthinsen 1989). However, it is doubtful that any firm evidence would support this view.

Glass cockpits and workload

A recent survey (Weiner 1989) suggests that pilots of advanced 'glass cockpit' airliners are spending more time 'heads down', particularly at low altitudes as they interact with the flight management computers which were introduced to reduce workload. Yet there are reasons why in some circumstances, the pilot of a fast airliner has a better chance of detecting a conflicting slow aircraft than vice versa (see figure 3).

Diffusion of responsibility

Diffusion of responsibility occurs when responsibility for action is divided between several individuals with the result that each assumes that somebody else is taking the necessary action. Diffusion of responsibility has been a factor in a number of serious aviation accidents, for example the 1972 accident involving an L1011 in the Florida Everglades.

A frequent criticism of the see-and-avoid principle is that pilots flying in controlled airspace relax their traffic scans in the assumption that Air Traffic Control (ATC) will ensure separation. Yet as the Australian experience shows, mid-air collisions and near collisions can and do occur in controlled airspace. An analysis of U.S. Near Mid-Air Collisions (NMACs) showed that the great majority of reported NMACs occurred in controlled airspace (Flight Safety Digest December 1989).

Diffusion of responsibility has been suggested as a contributing factor in a number of overseas mid-air collisions, for example the collision of a Cessna 340A and a North American SNJ-4N at Orlando Florida May 1 1987 (NTSB Report 88/02). Pilot complacency when under air traffic control was also identified as a problem by a 1980 NASA report (Billings, Grayson, Hetch and Curry 1980).

At present, there is no reliable information on the amount of scanning done by Australian pilots in controlled airspace and outside controlled airspace.

Visual Search

The average person has a field of vision of around 190 degrees, although field of vision varies from person to person and is generally greater for females than males (Leibowitz 1973). The field of vision begins to contract after about age 35. In males, this reduction accelerates markedly after 55 years of age (see figure 4).

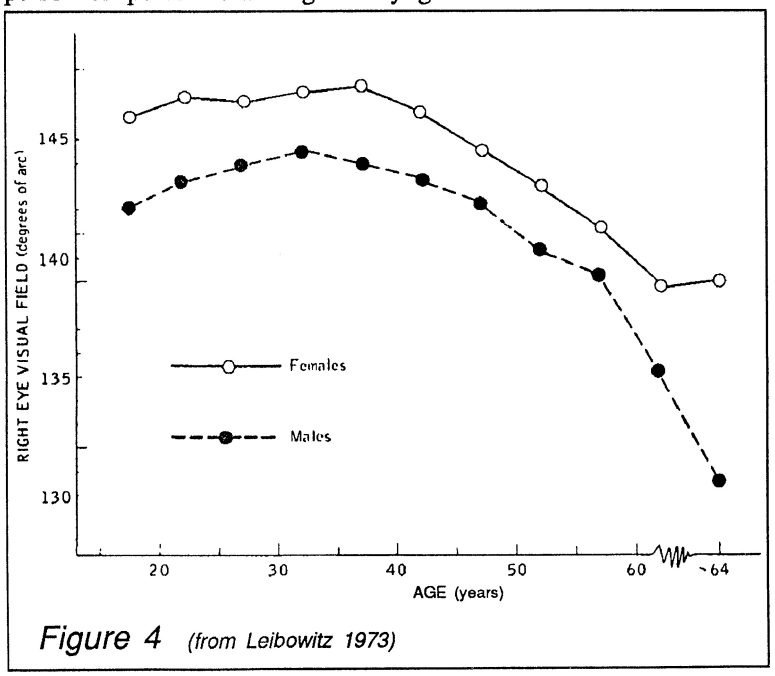
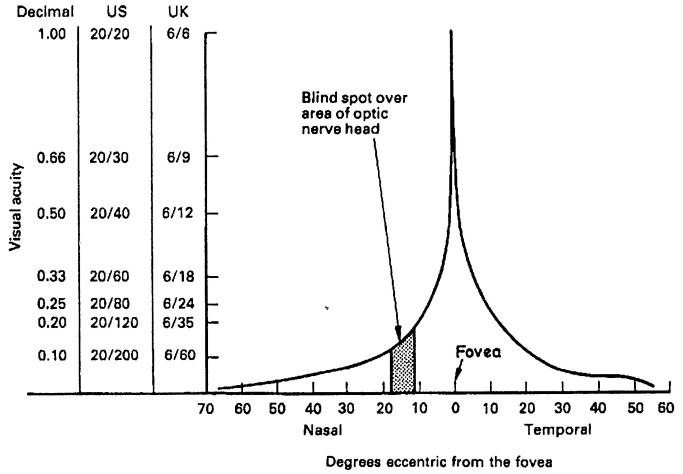


Figure 4 *(from Leibowitz 1973)*

A number of transient physical and psychological conditions can cause the effective field of vision to contract even further. These will be discussed at a later point.

The quality of vision varies across the visual field, largely in accord with the distribution on the retina of the two types of light sensitive cells, rods and cones. Cones provide sharp vision and colour perception in daylight illumination and are concentrated at the fovea, the central part of the retina on which an object appears if it is looked at directly. Rods are situated

on the remainder of the retina surrounding the fovea on an area known as the peripheral retina. Although rods provide a black and white image of the visual field, they continue to operate at low light levels when the cones have ceased to function.



The variation of visual acuity (expressed in decimal, British and USA notation) at retinal sites eccentric to the fovea. The acuity at 5 degrees eccentric to the fovea is only one-quarter that at the fovea.

Figure 5 *(from Brennan 1988)*

Vision can be considered to consist of two distinct systems, peripheral and foveal vision. Some important differences between the two systems are that colour perception and the detection of slow movement are best at the fovea, while detection of rapid movement is best in the periphery. In daylight, acuity (sharpness of vision) is greatest at the fovea, but with low light levels such as twilight, acuity is fairly equal across the whole retina. At night, acuity is greatest in the peripheral retina.

As figure 5 shows, acuity in daylight is dramatically reduced away from the direct line of sight, therefore a pilot must look at or near a target to have a good chance of detecting it.

Peripheral and foveal vision each perform different functions in the search process. An object will generally be first detected in peripheral vision but must be fixated on the fovea before identification can occur.

Searching for traffic involves moving the point of gaze about the field of view so that successive areas of the scene fall onto the high-acuity area of the retina.

The eye movements in a traffic search occur in rapid jerks called saccades interposed with brief rests called fixations. We only see during the fixations, being effectively 'blind' during the saccades. It is not possible to move the eyes smoothly across a view unless a moving object is being tracked.

A number of factors can limit the effectiveness of visual searches.

Obstructions and Available Field of View

Cockpit visibility

Most aircraft cockpits severely limit the field of view available to the pilot. Figure 6 illustrates the limited cockpit visibility from a typical general aviation aircraft which because of its relatively slow speed, can be approached from any direction by a faster aircraft (figure 3). Visibility is most restricted on the side of the aircraft furthest away from the pilot and consequently, aircraft approaching from the right will pose a particular threat to a pilot in the left seat.

Obstructions

Obstructions to vision can include window-posts, windscreen bugsplatter, sunvisors, wings and front seat occupants. The instrument panel itself may obstruct vision if the pilot's head is significantly lower than the standard eye position specified by the aircraft designers. The effects of obstructions on vision are in most cases self-evident. However there are some less obvious forms of visual interference.

In response to the Zagreb mid-air collision of 1976, Stanley Roscoe investigated the effects of cabin window-posts on the visibility of contrails (Roscoe and Hull 1982). Two significant effects were described:

First, an obstruction wider than the distance between the eyes will not only mask some of the view

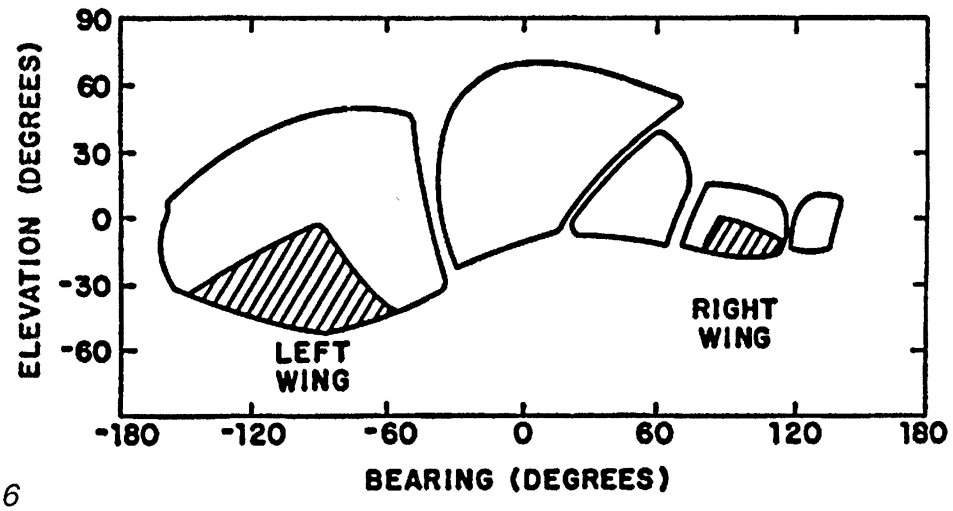


Figure 6

completely, but will result in certain areas of the outside world being visible to only one eye. A target which falls within such a region of monocular visibility is less likely to be detected than a similar target visible to both eyes.

A second undesirable effect of a window-post or similar obstruction is that it can act as a focal trap for the eyes, drawing the point of focus inwards, resulting not only in blurred vision but distorted size and distance perception. This effect is dealt with in more detail in a later section.

The findings of Roscoe and Hull have recently been replicated by Chong and Triggs (1989).

CAIR REPORT Number 1034

While on downwind, a PA28 joined the circuit on a distorted crosswind in such a position that he should have joined behind us, but instead he turned early and flew a closer downwind leg, we moved out and slowed down to give separation, my student then continued a normal circuit. Meanwhile the PA28 extended his downwind to the extent that when he was on a long final, we were once again on a collision course, we manoeuvered behind him. Even though the circuit was irregular the main concern is that the instructor was resting his head on his hand, with his elbow on the window sill, probably blocking his student's vision.

While they and us were on parallel downwind legs I had a good view of the instructor's head. There is no way the instructor would have seen our C150. In fact I wonder if they saw us at all?

In my opinion, any occupant of the right seat should be instructed by the pilot to keep a look out, particularly in the circuit area. It is not the first time I have seen instructors joining a circuit do a number of touch and go's and disappear into the wild blue yonder without as much as lifting the head from its rest.

Glare

Glare occurs when unwanted light enters the eye. Glare can come directly from the light source or can take the form of veiling glare, reflected from crazing or dirt on the windscreen.

Direct glare is a particular problem when it occurs close to the target object such as when an aircraft appears near the sun. It has been claimed that glare which is half as intense as the general illumination can produce a 42 percent reduction in visual effectiveness when it is 40 degrees from the line of sight. When the glare source is 5 degrees from the line of sight, visual effectiveness is reduced by 84 percent (Hawkins 1987). In general, older pilots will be more sensitive to glare.

Limitations of Visual Scan

A traffic scan takes time

The individual eye movements associated with visual search take a small but significant amount of time.

At most, the eyes can make about three fixations per second (White 1964) however, when scanning a complex scene pilots will typically spend more time on each fixation.

FAA Advisory Circular 90-48 C recommends scanning the entire visual field outside the cockpit with eye movements of ten degrees or less to ensure detection of conflicting traffic. The FAA estimates that around one second is required at each fixation. So to scan an area 180 degrees horizontal and thirty degrees vertical could take fifty four fixations at one second each = 54 seconds. Not only is this an impracticable task for most pilots, but the scene would have changed before the pilot had finished the scan.

Harris (1979) presents even more pessimistic hypothetical calculations. He estimates that under certain conditions, the search of an area 180 degrees by thirty degrees would require 2700 individual fixations and take around fifteen minutes!

Scan coverage

Visual scans tend to be unsystematic, with some areas of the visual field receiving close attention while other areas are neglected. An observer looking for a target is unlikely to scan the scene in a systematic grid fashion (Snyder 1973). Areas of sky near the edges of windscreens are generally scanned less than the sky in the centre (White 1964) and saccades may be too large, leaving large areas of unsearched space between fixation points.

Limitations of Vision

Blind spot

The eye has an inbuilt blind-spot at the point where the optic nerve exits the eyeball. Under normal conditions of binocular vision the blind spot is not a problem as the area of the visual field falling on the blind spot of one eye will still be visible to the other eye. However, if the view from one eye is obstructed (for example by a window post), then objects in the blind spot of the remaining eye will be invisible. Bearing in mind that an aircraft on a collision course appears stationary in the visual field, the blind spot could potentially mask a conflicting aircraft.

The blind spot covers a visual angle of 7.5 degrees vertical and 5 degrees horizontal (Westheimer 1986). At a distance of around 40 centimetres the obscured region is about the size of a twenty cent coin. The obscured area expands to around 18 metres in diameter at a distance of 200 metres, enough to obscure a small plane.

The blind spot in the eye must be considered as a potential, albeit unlikely accident factor. It should be a particular concern in cases where vision is severely limited by obstructions such as window-posts, wings or visors.

Threshold for Acuity

There are times when an approaching aircraft will be too small to be seen because it is below the eye's threshold of acuity.

The limits of vision as defined by eye charts are of little assistance in the real world where targets frequently appear in the corner of the eye and where acuity can be reduced by factors such as vibration, fatigue and hypoxia (Welford 1976, Yoder and Moser 1976). Certain types of sunglasses can also significantly reduce acuity (Dully 1990).

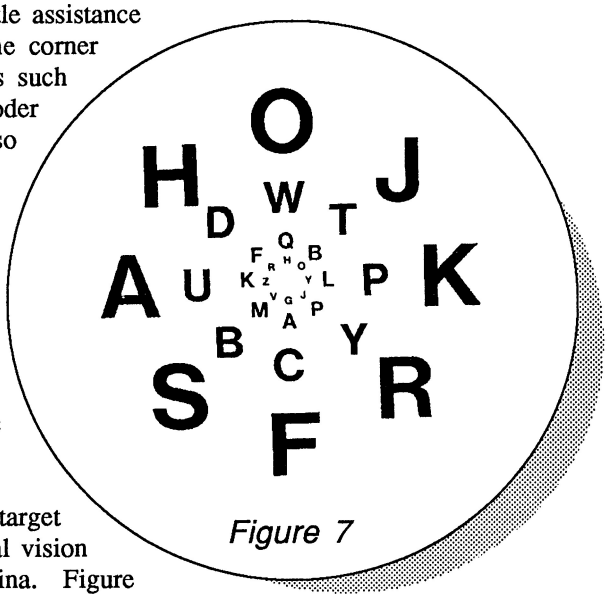


Figure 7

There have been attempts to specify how large the retinal image of an aircraft must be before it is identifiable as an aircraft. For example, the NTSB report into a mid-air collision at Salt Lake City suggested a threshold of twelve minutes of arc whereas a figure of between twenty four and thirty six minutes of arc has been suggested as a realistic threshold in sub-optimal conditions.

Unfortunately it is not possible to state how large a target must be before it becomes visible to a pilot with normal vision because visual acuity varies dramatically across the retina. Figure 7 illustrates how poor vision can be away from the direct line of sight. All the letters in the chart should be equally readable when the centre of the chart is fixated (Anstis 1986). It must be remembered that in most cases, an aircraft will be first noticed in peripheral vision.

An effective way to visualise the performance of the eye in a visual detection task is with a visual detection lobe such as figure 8 which shows the probability of detecting a DC3 at various ranges and at various degrees away from the line of sight (Harris 1973). The figure illustrates that the probability of detection decreases sharply as the aircraft appears further away from the direct line of sight.

Accommodation

Accommodation is the process of focussing on an object. Whereas a camera is focussed by moving the lens, the human eye is brought into focus by muscle movements which change the shape of the eye's lens.

A young person will typically require about one second to accommodate to a stimulus (Westheimer 1986), however the speed and degree of accommodation decreases with age. The average pilot probably takes several seconds to accommodate to a distant object. Shifting the focus of the eyes, like all muscular processes can be affected by fatigue.

Empty field myopia

In the absence of visual cues, the eye will focus at a relatively short distance. In the dark the eye focuses at around 50 cm. In an empty field such as blue sky, the eye will focus at around 56 centimetres (Roscoe and Hull 1982). This effect is known as empty field myopia and can reduce the chance of identifying a distant object.

Because the natural focus point (or dark focus) is around half a metre away, it requires an effort to focus at greater distances, particularly in the absence of visual cues. However, the ability to accommodate to greater distances can be improved by training (Roscoe and Couchman 1987).

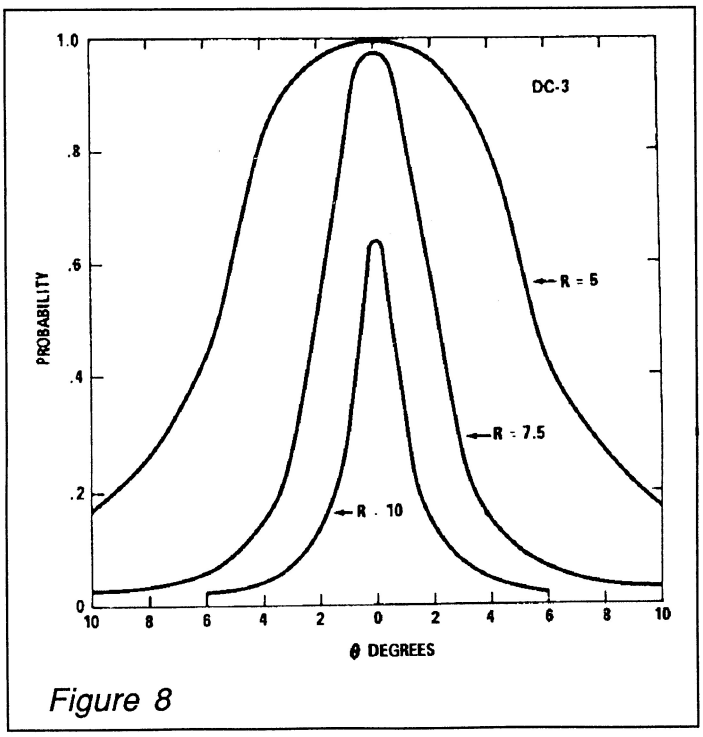


Figure 8

Focal traps

The presence of objects close to the eye's dark focus can result in a phenomenon known as the Mandelbaum effect, in which

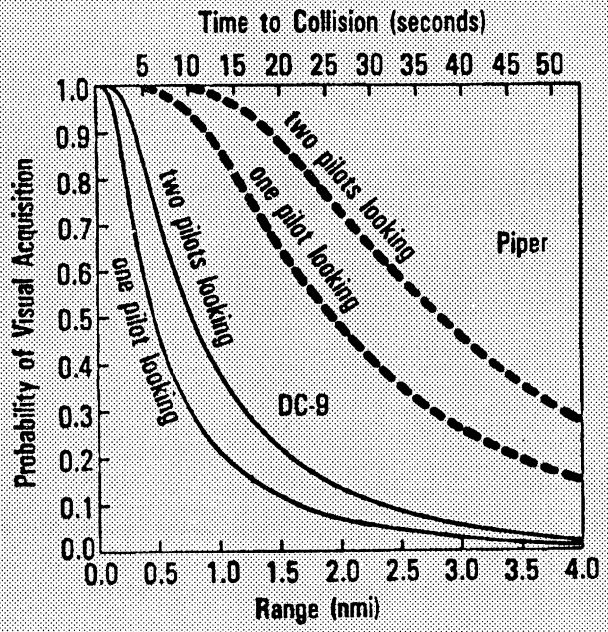


Figure 9

the eye is involuntarily 'trapped' at its dark focus, making it difficult to see distant objects. Window-posts and dirty windscreens are particularly likely to produce the Mandelbaum effect.

Psychological Limitations

Alerted search versus unalerted search
A traffic search in the absence of traffic information is less likely to be successful than a search where traffic information has been provided because knowing where to look greatly increases the chance of sighting the traffic (Edwards and Harris 1972).

Field trials conducted by John Andrews found that in the absence of a traffic alert, the probability of a pilot sighting a threat aircraft is generally low until a short time before impact. Traffic alerts were found to increase search effectiveness by a factor of eight. A traffic alert from ATS or from a radio listening watch is likely to be similarly effective (Andrews 1977, Andrews 1984, Andrews 1987).

A mathematical model of visual acquisition developed by Andrews was applied by the NTSB to the Cerritos collision between a DC9 and a Piper PA28. Figure 9 shows the estimated probability that the pilots in one aircraft could have seen the other aircraft before the collision.

Visual field narrowing
An observer's functional field of vision can vary significantly from one circumstance to another (e.g. Leibowitz 1973, Baddeley 1972, Mackworth 1965). For example, although a comfortable and alert pilot may be able to easily detect objects in the 'corner of the eye', the imposition of a moderate workload, fatigue or stress will induce 'tunnel vision'. It is as though busy pilots are unknowingly wearing blinkers.

Visual field narrowing has also been observed under conditions of hypoxia and adverse thermal conditions (Leibowitz 1973). However, in aviation, cockpit workload is likely to be the most common cause of visual field narrowing.

Cockpit workload and visual field narrowing
The limited mental processing capacity of the human operator can present problems when there is a requirement to fully attend to two sources of information at the same time. An additional task such as radio work, performed during a traffic

CAIR REPORT Number 1037

I was tracking north along the coast at 1000ft, flying NOSAR no details. I was looking down at houses below when a shout from a passenger alerted me to an on-coming C172 or C182 on a collision course.

The other aircraft was tracking coastal on a southerly heading at the same height. We both banked sharply right and probably passed with less than fifty metres between us. Had we not sighted each other, a collision of some sort would have been a certainty. The passenger claims he heard the engine noise of the other aircraft as it shot past. Lack of vigilance on my part certainly contributed.

scan can reduce the effectiveness of the search, even to the extent of reducing the pilot's eye movements and effectively narrowing the field of view.

A number of researchers have shown that peripheral stimuli are more difficult to detect when attention is focussed on a central task (e.g. Leibowitz and Apelle 1969, Gasson and Peters 1965) or an auditory task (e.g. Webster and Haslerud 1964).

Experiments conducted at NASA indicated that a concurrent task could reduce pilot eye movements by up to 60 percent. The most difficult secondary tasks resulted in the greatest restriction of eye movements (Randle and Malmstrom 1982).

Talking, mental calculation and even daydreaming can all occupy mental processing capacity and reduce the effective field of vision.

Target Characteristics

Contrast with background

In determining visibility, the colour of an aircraft is less important than the contrast of the aircraft with its background. Contrast is the difference between the brightness of a target and the brightness of its background and is one of the major determinants of detectability (Andrews 1977, Duntley 1964).

The paint scheme which will maximise the contrast of the aircraft with its background depends of course, upon the luminance of the background. A dark aircraft will be seen best against a light background, such as bright sky, while a light coloured aircraft will be most conspicuous against a dull background such as a forest.

Atmospheric effects

Contrast is reduced when the small particles in haze or fog scatter light. Not only is some light scattered away from the observer but some light from the aircraft is scattered so that it appears to originate from the background, while light from the background is scattered onto the eye's image of the aircraft. The result is a 'washed out' and indistinct image.

Even in conditions of good visibility, contrast can still be severely reduced (Harris 1979).

Figure 10 graphs the amount of contrast reduction when visibility is five nautical miles. The graph illustrates that even at distances less than five miles, contrast can be greatly reduced.

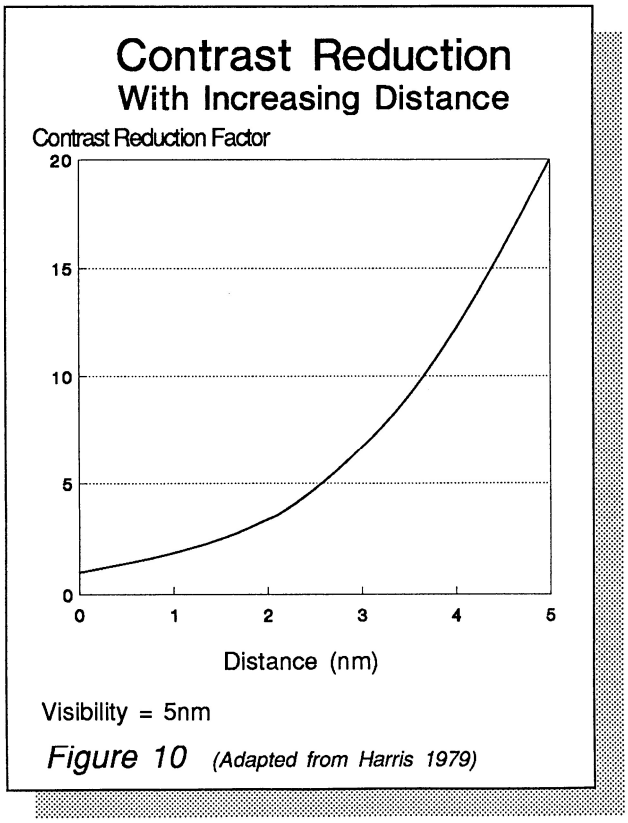


Figure 10 *(Adapted from Harris 1979)*

Aircraft paint schemes

From time to time, fluorescent paint has been suggested as a solution to the contrast problem (Federman and Siegel 1973). However, several trials have concluded that fluorescent painted aircraft are not easier to detect than aircraft painted in non-fluorescent colours (Graham 1989).

Trials of aircraft detection carried out in 1961 indicated that in 80 percent of first detections, the aircraft was darker than its background (Graham 1989). Thus a major problem with bright or fluorescent aircraft is that against a typical, light background, the increased luminance of the aircraft would only serve to reduce contrast.

In summary, particularly poor contrast between an aircraft and its background can be expected when:

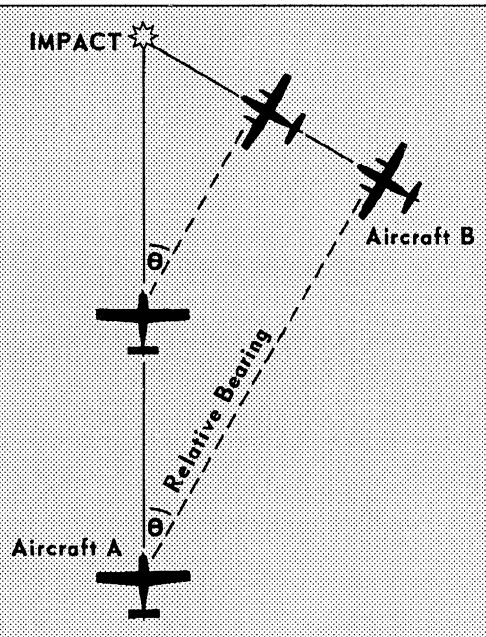
- A light coloured aircraft appears against a light background

- A dark aircraft appears against a dark background
- The background luminance is low
- Atmospheric haze is present

Lack of relative motion on collision course
The human visual system is particularly attuned to detecting movement but is less effective at detecting stationary objects. Unfortunately, because of the geometry of collision flightpaths, an aircraft on a collision course will usually appear to be a stationary object in the pilot's visual field.

If two aircraft are converging on a point of impact on straight flightpaths at constant speeds, then the bearings of each aircraft from the other will remain constant up to the point of collision (see figure 11).

From each pilot's point of view, the converging aircraft will grow in size while remaining fixed at a particular point in his or her windscreen.



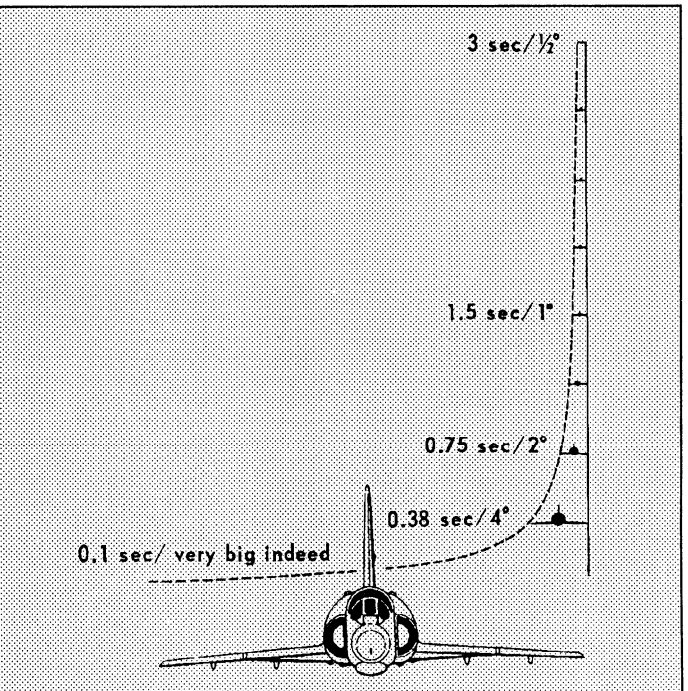
Lack of relative motion on collision course

Figure 11 (from Aviation Safety Digest 1986)

An approaching aircraft presents a small visual angle
An approaching high speed aircraft will present a small visual angle until a short time before impact. The following diagram illustrates the case of a GA aircraft approaching a military jet where the closing speed is 600 knots.

Not all situations will be this severe, first because only about one quarter of encounters are likely to be head-on (Flight Safety Digest 1989) and second because many encounters involve slower aircraft.

Given the limitations to visual acuity, the small visual angle of an approaching aircraft may make it impossible for a pilot to detect the aircraft in time to take evasive action. Furthermore, if only the fuselage is used to calculate the visual angle presented by an approaching aircraft, i.e. wings are considered to be invisible, then the aircraft must approach even closer before it presents a target of a detectable size (Steenblik 1988).



Time to impact and angular size of oncoming aircraft

Figure 12 (from Aviation Safety Digest 1986)

Effects of complex backgrounds
Much of the information on human vision has come from laboratory studies using eye charts or figures set against clear 'uncluttered' backgrounds. Yet a pilot looking out for traffic has a much more difficult task because aircraft usually appear against complex backgrounds of clouds or terrain.

It is likely that an aircraft will be noticed first in peripheral vision but only identified when fixated on the fovea. In such a situation, peripheral vision will pick up objects everywhere, some of which may be conflicting aircraft.

THE EFFECT OF BACKGROUND CONTOURS ON AIRCRAFT RECOGNITION

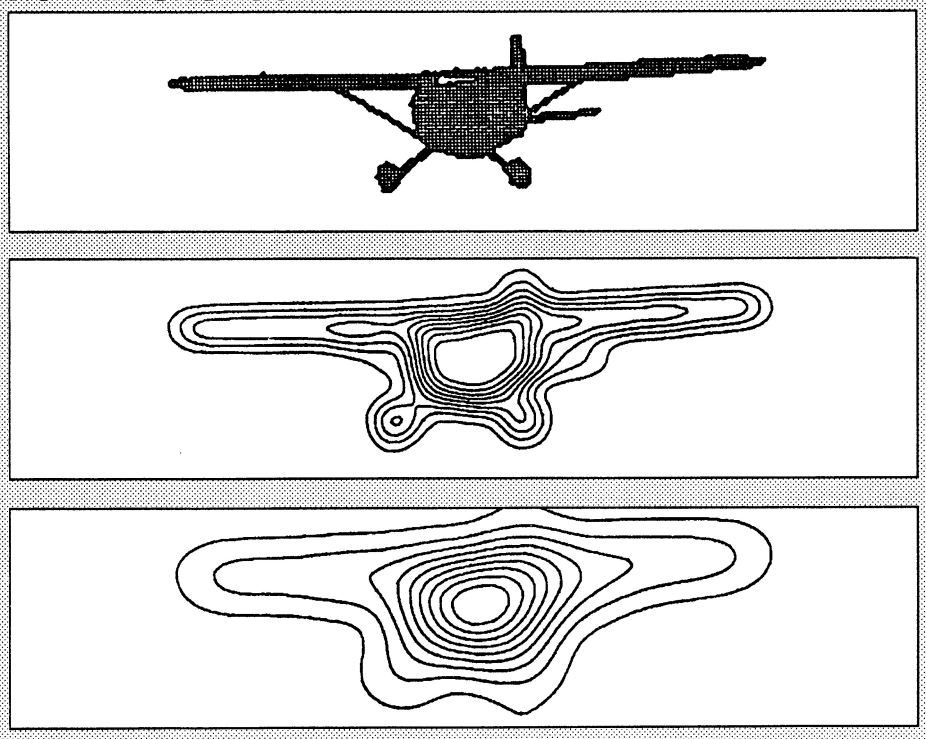


Figure 13

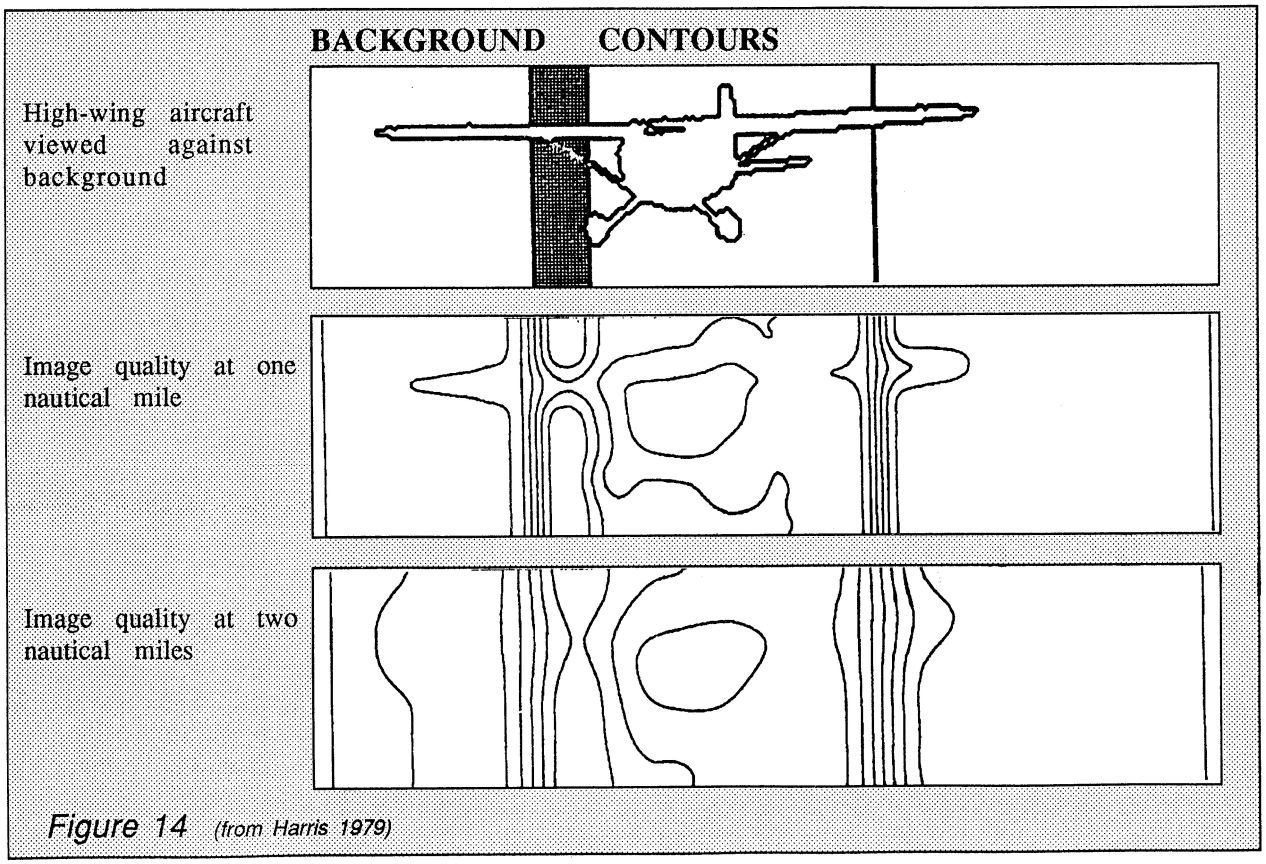


Figure 14 *(from Harris 1979)*

The pilot is faced with the complex task of extracting the figure of an aircraft from its background. In other words, the pilot must detect the contour between the aircraft and background.

Contours are very important to the visual system. The eye is particularly attuned to detecting borders between objects and in the absence of contours, the visual system rapidly loses efficiency.

A finding of great importance to the visual detection of aircraft is that target identification is hampered by the close proximity of other objects (Wolford & Chambers 1984). A major cause of this interference is 'contour interaction' in which the outline of a target interacts with the contours present in the background or in neighbouring objects. Camouflage works of course, because it breaks-up contours and increases contour interaction. Contour interaction is most likely to be a problem at lower altitudes, where aircraft appear against complex backgrounds.

Contour interaction occurs in both foveal and peripheral vision but is a more serious problem in peripheral vision (Bouma 1970, Jacobs 1979). Harris (1979) has highlighted the problem of contour interaction in aviation. Figures 13 and 14 illustrate the possible consequences of contour interaction on the received image of an aircraft.

Anti-Collision Lighting

Effectiveness of lights

There have been frequent suggestions that the fitting of white strobe lights to aircraft can help prevent collisions in daylight. At various times BASI and the NTSB have each recommended the fitting of white strobe anticollision lights.

Unfortunately, the available evidence does not support the use of lights in daylight conditions. The visibility of a light largely depends on the luminance of the background and typical daylight illumination is generally sufficient to overwhelm even powerful strobes. Some typical figures of background luminance are:

Table 1: **LUMINANCE OF COMMON BACKGROUNDS**

Background	Candelas * per Square Metre
Sky	
Clear day	3000.00
Overcast day	300.00
Very dark day	30.00
Twilight	3.00
Clear moonlit night	0.03
Ground	
Snow, full sunlight	16000.00
On sunny day	300.00
On overcast day (approx.)	30.00 to 100.00

(From IES Lighting Handbook, page 3-25)

* *A candela is approximately equal to a candlepower.*

In theory, to be visible at three nautical miles on a very dark day, a strobe light must have an effective intensity of around 5000 candelas (see figure 15). In full daylight, the strobe must have an effective intensity greater than 100000 candelas (Harris 1987). Most existing aircraft strobes have effective intensities of between 100 and 400 candelas.

Field trials have generally confirmed the ineffectiveness of strobes in daylight. The following U.S. military trials are outlined in a US Air Force report (Schmidlapp 1977).

1. In 1958 the USAF Air Training Command conducted flight tests to compare strobe anticollision lights with rotating beacons. It was concluded that in daylight conditions, no lighting system could be expected to prevent collisions.

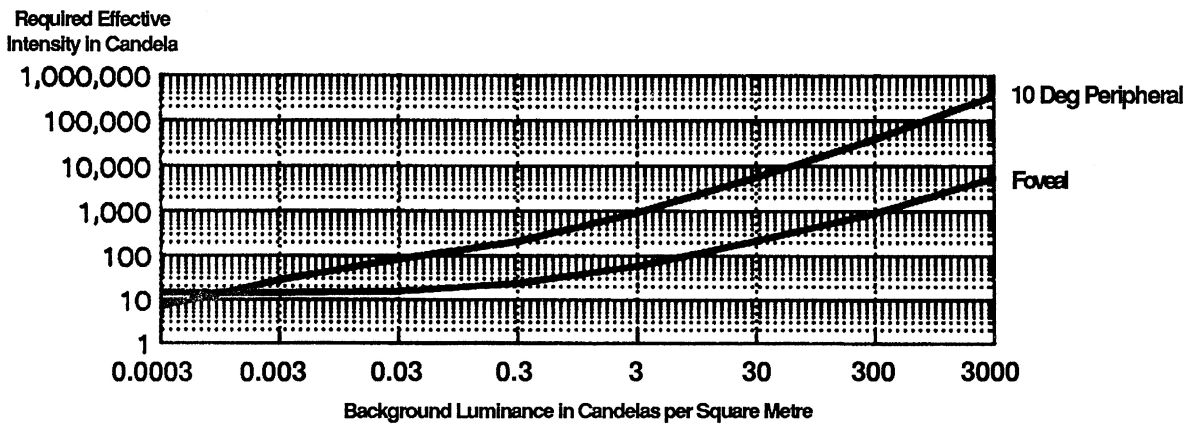


Figure 15 *(from Harris 1987)*

2. Further tests in 1958 at the U.S. Air Force's Wright-Patterson Base again found that strobe lights were ineffective in daylight.

3. A major U.S. Army study was conducted in 1970 in which observers on a hilltop were required to sight approaching helicopters equipped either with strobes of 1800, 2300 or 3300 effective candela or a standard red rotating beacon. It was found that none of the lights were effective against a background of daytime sky, however strobes were helpful when the aircraft was viewed against the ground.

4. U.S. Air Force tests in 1976 found extremely poor performance of strobe lights on aircraft. In all cases, the aircraft was sighted before the strobe. In addition, it was found that after two years service on aircraft, strobe lights were about half as intense as expected.

5. Extensive trials in 1977 by the US Air Force Aeronautical Systems Division used strobes fitted on a tower and observers at various distances and viewing angles. The results indicated that in daylight, even a strobe of 36000 candelas was not particularly conspicuous. However, strobes were more visible when the background illumination was less than 30 candelas per square metre, equivalent to a very dark day.

FAA studies have also concluded that there is no support for the use of strobes in daylight. A 1989 FAA study of the effectiveness of see-and-avoid concluded that 'Aircraft colours or lights play no significant role in first directing a pilot's attention to the other aircraft during daytime' (Graham 1989). An earlier FAA study considered that there was 'little hope that lights can be made bright enough to be of any practical value in daylight' (Rowland and Silver 1972). A major FAA review of the aircraft exterior lighting literature concluded that 'During daytime, the brightest practical light is less conspicuous than the aircraft, unless there is low luminescence of background...' (Burnstein and Fisher 1977).

In conclusion, while strobes are not likely to be helpful against bright sky backgrounds, they may make aircraft more visible against terrain or in conditions of low light.

Use of red lights

Until 1985, the then Australian Air Navigation Regulation 181 required aircraft to display a red flashing anticollision light. After 1985, the requirement was changed to allow either a red or white light or both.

The use of red warning lights in transport has a long history. Red lights have been used in maritime applications since the days of sail and red became the standard colour for danger on railways. An 1841 convention of British railwaymen decided that white should represent safety, red danger and green caution (Gerathewohl, Morris and Sirkis 1970).

It is likely that the widespread use of red as a warning colour in aviation has come about more because of common practice than any particular advantages of that colour.

White lights superior to red

There are reasons why red is not the best colour for warning lights. Humans are relatively insensitive to red (Leibowitz 1988) particularly in the periphery (Knowles-Middleton and Wyszecki 1960).

About 2 percent of males suffer from protan colour vision deficiency and are less sensitive to red light than people with normal vision. A protan is likely to perceive a red light as either dark brown, dark green or dark grey (Clarke undated).

Any colour involving a filter over the bulb reduces the intensity of the light and field trials have shown that intensity is the main variable affecting the conspicuity of warning lights (Connors 1975). Given a fixed electrical input, the highest intensities are achieved with an unfiltered white lamp. In a comparison of commercially available warning lights, white strobes were found to be the most conspicuous (Howett 1979).

If an aircraft does carry an anticollision light, then it should be an unfiltered white light rather than a red light.

CAIR REPORT Number 1133

I was given clearance by MC TWR to track 1000 coastal and report abeam the airfield. While I was concentrating on looking at the airfield to give my position report, I saw another aircraft straight ahead. Fortunately, I was able to make a sharp left turn to avoid a collision. The plane approached out of nowhere and my forward vision was only relaxed for thirty seconds. I was given no warning of this plane by ATC and was complying with instructions. I don't know if the plane was doing circuits at MC or was transiting the zone.

EVASIVE ACTION

The previous pages have dealt with the 'see' phase of see-and-avoid. However, it should not be assumed that successful avoiding action is guaranteed once a threat aircraft has been sighted.

Time Required to Recognise Threat and Take Evasive Action

FAA advisory circular 90-48-C provides military-derived data on the time required for a pilot to recognise an approaching aircraft and execute an evasive manoeuvre. The calculations do not include search times but assume that the target has been detected. The total time to recognise an approaching aircraft, recognise a collision course, decide on action, execute the control movement and allow the aircraft to respond is estimated to be around 12.5 seconds (see figure 16).

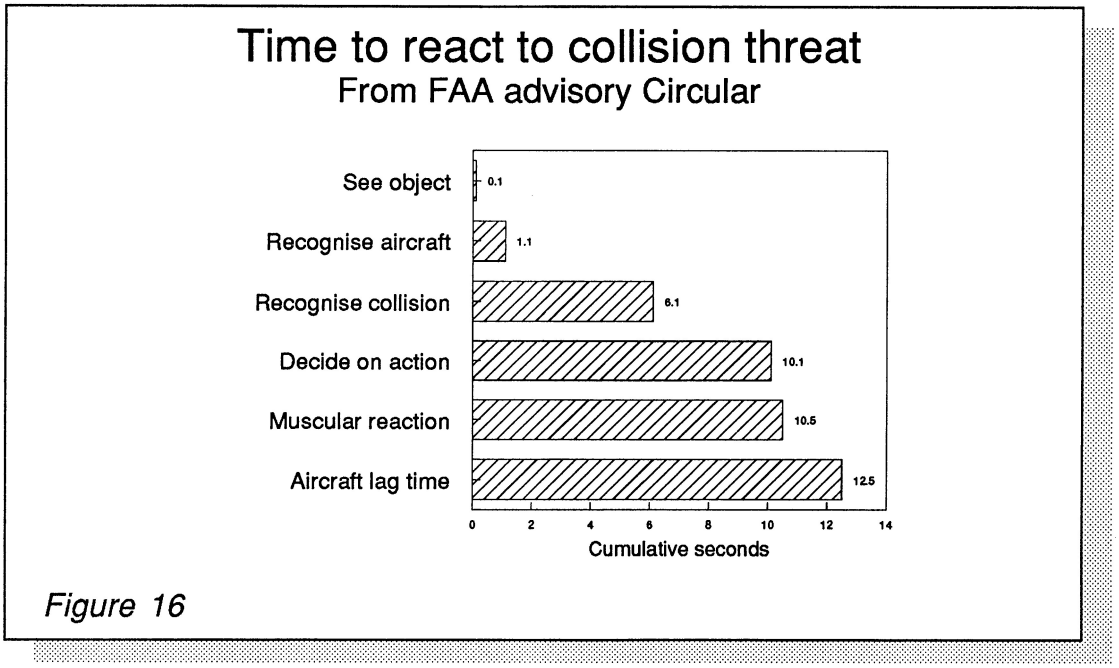
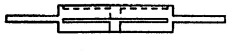


Figure 16

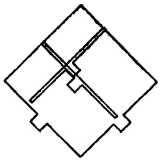
Therefore to have a good chance of avoiding a collision, a conflicting aircraft must be detected at least 12.5 seconds prior to the time of impact. However, as individuals differ in their response time, the reaction time for older or less experienced pilots is likely to be greater than 12.5 seconds.

Evasive Manoeuvre May Increase Collision Risk

James Harris in his paper *Avoid, the unanalysed partner of see* focuses attention on the 'avoid' side of seeing and avoiding (Harris 1983). He stresses that an incorrect evasive manoeuvre may cause rather than prevent a collision. For example, in a head-on encounter, a bank may increase the risk of a collision. Figure 17 illustrates this. In the top diagram, two (stylised) high-wing aircraft are approaching head-on with wings parallel. There is a limited number of ways in which the aircraft can collide if they maintain a wings-level attitude, and the area in which the two aircraft can contact or the 'collision cross-section' is relatively small. However, if the pilots bank shortly before impact, as in the lower diagram, so that the aircraft approach each other with wings perpendicular, then there is a much larger collision cross-section and consequently, a higher probability of a collision. This is not to suggest that banks are always inappropriate evasive manoeuvres, but that in some cases, evasive action can be unsuccessful or even counterproductive. At least one foreign airline accident has been attributed to an unnecessary evasive manoeuvre (Civil Aeronautics Board 1966).



Collision cross-section (Wings parallel)



Collision cross-section (Wings perpendicular)

Figure 17

RECOMMENDATIONS

The CAA should take into account the limitations of see-and-avoid when planning and managing airspace and should ensure that unalerted see-and-avoid is never the sole means of separation for aircraft providing scheduled services.

In light of the serious limitations of the see-and-avoid concept, the CAA should continue to closely monitor the implementation of TCAS in the US and should consider the system for Australia.

The CAA should ensure that pilots are trained in effective traffic scans.

The CAA should require white strobes rather than red rotating beacons to assist visibility when the aircraft appears against dark backgrounds.

The CAA should ensure that pilots are aware of the physiological and psychological limitations of the visual system.

Pilots should recognise that they cannot rely entirely on vision to avoid collisions. Consequently, they should attempt to obtain all available traffic information, whether from Air Traffic Services or a listening watch, to enable them to conduct a directed traffic search.

CONCLUSIONS

The see-and-avoid principle in the absence of traffic alerts is subject to serious limitations. It is likely that the historically small number of mid-air collisions has been in a large part due to low traffic density and chance as much as the successful operation of see-and-avoid.

Unalerted see-and-avoid has a limited place as a last resort means of traffic separation at low closing speeds but is not sufficiently reliable to warrant a greater role in the air traffic system. BASI considers that see-and-avoid is completely unsuitable as a primary traffic separation method for scheduled services.

Many of the limitations of see-and-avoid are associated with physical limits to human perception, however there is some scope to improve the effectiveness of see-and-avoid in other areas.

Although strobes cannot increase the visibility of an aircraft against bright sky, it is likely that high intensity white strobes would increase the conspicuity of aircraft against a dark sky or ground. There is no evidence that low intensity red rotating beacons are effective as anticollision lights in daytime.

Pilots and ATS personnel should be made aware of the limitations of the see-and-avoid procedure, particularly the psychological factors which can reduce a pilot's effective visual field. Pilots may be trained to scan more effectively and to accommodate to an appropriate distance when searching for traffic. Simply ensuring that the windscreen is clean and uncrazed will greatly increase the chance of sighting traffic.

There are important questions about the operation of see-and-avoid which can be answered by future BASI research. These include the question of how frequently Australian pilots scan for traffic and whether they scan significantly less in controlled airspace due to an over-reliance on ATS. The traffic scan training received by student pilots should be assessed. The visibility from aircraft should also be examined, with particular reference to windows and cabin obstructions.

The most effective response to the many flaws of see-and-avoid is to minimise the reliance on see-and-avoid in Australian airspace.

REFERENCES

Andrews, J.W. 1977, *Air to Air Visual Acquisition Performance with PWI*, FAA-RD-77-30.

Andrews, J.W. 1984, *Air to Air Visual Acquisition Performance with TCAS*, IIDOT/FAA/PM-84-17.

Andrews, J.W. 1984, *Unalerted Air to Air Visual Acquisition*, FAA-RD-PM-87/84.

Anstis, S.M. 1974, A Chart Demonstrating Variations in Acuity with Retinal Position, *Vision Research*, vol. 14, pp. 589-592.

Aviation Safety Digest 1986, En route mid-air collisions: how to avoid them, *Special VFR Issue Aviation Safety Digest*, pp. 22-25.

Baddeley, A.D. 1972, Selective Attention and Performance in Dangerous Environments, in *British Journal of Psychology*, vol. 63, pp. 537-546.

Billings, C., Grayson, R., Hecht, W., & Curry, R. 1980, *A Study of Near Mid-air Collisions in MS Terminal Air Space*, in NASA Technical Memorandum 81225.

Bouma, H. 1970, Interaction Effects in Parafoveal Letter Recognition, in *Nature* , vol. 226, pp. 171-177.

Brennan, D.H. 1988, Vision in Flight, in *Aviation Medicine*, Butterworths, London.

Bureau of Air Safety Investigation 1988, *Accident Investigation Report 881/1042*, Mid-Air Collision between Cessna 172-N, VH-HIZ , and Piper PA38-112, VH-MHQ, Near Tweed Heads, New South Wales, p. 11.

Chong, J. & Triggs, T. 1989, Visual Accommodation and Target Detection in the Vicinity of a Windowpost, in *Human Factors* , vol. 31, pp. 63-75.

Civil Aeronautics Board 1966, *Report No. SA-389*, TWA B-707 and EAL Lockheed Constellation, Carmel, NY, December 4, 1965, Washington D.C.

Civil Aviation Authority 1990, *Civil Aviation News*, September, Australia.

Clarke, B.A.J. undated,*Simulation of Colour Vision Deficiencies for Aviation Purposes*, Aeronautical Research Laboratory, Melbourne.

Connors, M.M. 1975, Conspicuity of Target Lights: *The Influence of Flash Rate and Brightness*, NASA Technical Note TN-D-7961.

Duntley, S.Q. 1964, Past Present and Future, *Applied Optics*, vol. 3, p. 596.

Edwards, G.D. & Harris, J.L. 1972, *Visual Aspects of Air Collision Avoidance: Computer Studies on Pilot Warning Indicator Specifications*, Final report NASA Grant NGR-05-009-05 Report SIO 72-3.

FAA 1983, *FAA Advisory Circular 90-48-C.*

Federman, P.J. & Siegel, A.I. 1973, *Survey of Thin Film Flourescent Material*, FAA-RD-74-9, December, Applied Psychological Services Inc.

Flight Safety Digest 1989, *Near Mid-Air Collision Update*, December, pp. 9-13.

Gerathewohl, S.J., Morris, E.W. & Sirkis, J.A. 1970, *Anticollision Lights for the Supersonic Transport*, FAA Office of Aviation Medicine.

Graham, W. 1975, *Aircraft Pilot Warning Instrument Study*, FAA RD-75-59, March, FAA.

Graham W. 1989, *See and Avoid/Cockpit Visibility*, FAA Technical Note DOT/FAA/CT-TN89/18, October, FAA.

Graham, W. & Orr, R.H. 1970, Separation of Air Traffic by Visual Means: An Estimate of the Effectiveness of the See-and-Avoid Doctrine, in *Proceedings of the IEEE*, vol. 58, pp. 337-361.

Harris, J.L. 1973, *Visual Aspects of Air-Collision in Visual Search*, National Academy of Sciences, Washington D.C.

Harris, J.L. 1979, Cockpit and Visual Systems Limitations to See and Avoid, *ISASI Forum Winter 1979.*

Harris, J.L. 1983, Avoid the Unanalysed Partner of See, *ISASI Forum 1983*, vol. 2, pp. 12-17.

Harris, J.L. 1987, *Strobe Light Detection*, HSVI Technical Note 87001.

Hawkins, F.H. 1987, *Human Factors in Flight*, Gower, Aldershot.

Howett, G.L. 1979, *Some Psychophysical Tests of the Conspicuities of Emergency Vehicle Warning Lights*, Special Publication 480-36, July, U.S. National Bureau of Standards.

Jacobs R.J. 1979, Visual Resolution and Contour Interaction in the Fovea and Periphery, *Vision Research*, vol. 19, pp. 1187-1195.

Kaufman J.E. (ed) 1981, *IES Lighting Handbook*, Illuminating Engineering Society of North America, New York.

Knowles-Middleton, W.E. & Wyszecki, G.W. 1961, Visual Thresholds in the Retinal Periphery for Red, Green and White Signal Lights, *Journal of the Optical Society of America*, vol. 51, pp. 54-56.

Leibowitz, H.L. 1988, The Human Senses in Flight, in Weiner E.L. & Nagel D.C. (eds) *Human Factors in Aviation*, Academic Press, San Diego.

Lebowitz, H.W. & Apelle, S. 1969, The Effect of a Central Task on Luminance Thresholds for Peripherally Presented Stimuli, *Human Factors*, vol. 11, pp. 387-392.

Liebowitz, H.W. 1973, Detection of Peripheral Stimuli under Psychological and Physiological Stress, in *Visual Search*, National Academy of Sciences, Washington D.C.

Machol, R.E. 1979, Effectiveness of the Air Traffic Control System, *Journal of the Operational Research Society*, vol. 30, pp. 113-119.

Mackworth, N.H. 1965, Visual Noise Causes Tunnel Vision, *Psychonomic Science*, vol. 3, pp. 67-68.

Marthinsen, H.F. 1989, Another Look at the See-and-Avoid Concept, *ISASI Forum December 1989*, pp. 82-103.

NTSB 1987, *Aircraft Accident Report 88/02*, Mid-Air Collision of Cessna-340A, N8716K, and North American SNJ-4N, N71SQ, Orlando Florida, May.

NTSB 1987, *Aircraft Accident Report 88/03*, Midair Collision of Skywest Airlines Swearingen Metro II, N163SW, and Mooney M20, N6485U, Kearns, UTAH, January 15 .

Orlady, H.W. 1969, Selected Visual Problems of a Airline Pilot Committee on Vision, *Visual Factors in Transportation Systems*, National Research Council.

Randle, R.J. & Malmstrom, F.V. 1982, Visual Field Narrowing by Non Visual Factors, *Flying Safety*, July.

Roscoe, S.N. & Couchman 1987, *Human Factors*, pp. 311-325.

Roscoe, S.N. & Hull, J.C. 1982, Cockpit Visibility and Contrail Detection, *Human Factors*, vol. 24, pp. 659-672.

Rowland, G.E. & Silver, C.A. 1972, *Aircraft Exterior Lighting and Marking*, FAA Report FAA-RD-72-24, May.

Schmidlapp, P.L. 1977, *ASD Strobe Light Evaluation*, USAF Report ASD-TR-77-33, Aeronautical Systems Division, Wright Patterson AFB, June.

Snyder, H.L. 1973, Dynamic Visual Search Patterns, in *Visual Search*, National Academy of Sciences, Washington D.C.

Steenblik, J.W. 1988, The Eyes Don't Have It, *Air Line Pilot*, vol.57, pp. 10-16.

Suzler, R.L. & Skelton, G.E. 1976, *Visual Attention of Private Pilots, the Proportion of Time Devoted to Outside the Cockpit*, FAA report RD-76-80, May.

Webster R.G. & Haslerud, G.M. 1964, Influence on Extreme Peripheral Vision of Attention to a Visual or Auditory Task, *Journal of Experimental Psychology*, vol. 68, pp. 269-272.

Weiner, E.L. 1989, *Human Factors of Advanced Technology ('Glass Cockpit') Transport Aircraft*, NASA Contractor Report 177528, May.

Welford, A.T. 1976, *Skilled Performance: Perceptual and Motor Skills*, Glenview Scott, Foresman and Company.

Westheimer, G. 1986, The Eye as an Optical Instrument, in *Handbook of Perception and Human Performance*, vol. 1, John Wiley and Sons, New York.

White, C.T. 1964, Ocular Behaviour in Visual Search, *Applied Optics*, vol. 3, pp. 569-570.

Wolford, G. and Chambers, L. 1984, Contour Interaction as a Function of Retinal Eccentricity, *Perception and Psychophysics*, vol 36, pp. 457-460.

Yoder, J.E. and Moser, R. 1976, *Midair Collisions: Aeromedical Considerations*, USAF Report SAM-TR-76-29 August.

RAPPORT 1999142

BIJLAGE I

Uitspraak van de Raad voor de Luchtvaart inzake
de botsing te Wouw op 24 oktober 1974

Raad voor de Luchtvaart

Uitspraak

van de Raad voor de Luchtvaart

Inzake het ongeval op 24 oktober 1974 in de omgeving van Wouw overkomen aan de vliegtuigen PH-NOE en WR 687

In overeenstemming met het voorstel van de vooronderzoeker besliste een commissie uit de Raad voor de Luchtvaart, als bedoeld in artikel 6, lid 4, der Luchtvaartrampenwet, dat de Raad een nader onderzoek zou instellen naar het ongeval op 24 oktober 1974 in de omgeving van Wouw overkomen aan de vliegtuigen, gekenmerkt PH-NOE en WR 687.

Het onderzoek had plaats ter openbare zitting van de Raad van 25 augustus 1975, in tegenwoordigheid van de heer Ir. H.N. Wolleswinkel, ten deze vervangende de Directeur-Generaal van de Rijksluchtvaartdienst.

De Raad nam kennis van de stukken van het vooronderzoek en hoorde als getuigen S.G. Seagle, navigator van de Phantom WR 687 en C.J. Wessinger, bestuurder van een andere, in formatie met de WR 687 vliegende, Phantom.

Als deskundigen werden gehoord de luitenant-kolonel B.L. Houttuin, hoofd Bureau Luchtverkeersbeveiliging en Meteorologie van de Sectie Operatiën van de Luchtmachtstaf en L.N. Tekstra, hoofd Bureau Algemene Verkeersleidingszaken van de Rijksluchtvaartdienst.

Uit een en ander is de Raad het volgende gebleken.

1. Inleiding

Op 24 oktober 1974 om 14.41 N.T. kwamen de vliegtuigen PH-NOE, bestuurd door de heer G.J.A.M. van Delft, en de USAF Phantom WR 687, bestuurd door de kapitein-vlieger R.C. Kowalski, boven de noordrand van Wouw met elkaar in botsing.

Bij deze botsing raakte de WR 687 de PH-NOE o.m. in het midden van de cabine waardoor dit vliegtuig in de lucht geheel desintegreerde en de bestuurder werd gedood.

De Phantom werd ernstig beschadigd aan de romponderzijde en rechtervleugel en verloor de werking van de rechtermotor.

Ondanks deze beschadigingen slaagde de bestuurder erin op de militaire vliegbasis Soesterberg een goede landing te maken.

2. De vliegtuigen

Het vliegtuig PH-NOE was van het type Cessna F172L, dat onder serienummer 0811 werd vervaardigd door Reims Aviation, Frankrijk.

Het stond sedert 10 oktober 1974, onder no. 1904, ten name van P.A. Bogaarts, Molenstraat 10 te Zegge(N.B.) ingeschreven in het Nederlands luchtvaartuigregister.

-Een-

Een bewijs van luchtwaardigheid voor dit vliegtuig, no. L 1904, was afgegeven op 19 mei 1972 en was na de laatste verlenging geldig tot 19 mei 1975.

Met het vliegtuig was sedert de bouw in totaal 658.17 uren gevlogen. Het vliegtuig werd steeds tijdig aan de gestelde inspecties onderworpen. Tot aan de laatste vlucht gaf het vliegtuig geen aanleiding tot klachten. Er zijn geen aanwijzingen gebleken dat enig defect gedurende de laatste vlucht is opgetreden waardoor de luchtwaardigheid of het normale gebruik van het vliegtuig is beïnvloed.

De PH-NOE was geschilderd in de kleuren wit en blauw en was op de tip van het kielvlak voorzien van een roterend rood antibotsingslicht. Er zijn aanwijzingen dat dit licht heeft gebrand gedurende de vlucht.

Het militaire vliegtuig USAF WR 687 was van het type Mc Donnell Douglas F4 "Phantom". Het behoorde tot het 92e Tactical Fighter Squadron van de USAF en was gestationeerd te Bentwaters, Engeland.

Er is niet gebleken dat het vliegtuig defecten of onvolkomenheden had welke de luchtwaardigheid hebben beïnvloed of waardoor de aandacht van de bemanning meer dan normaal in de stuurhut zou zijn gericht.

Het windscherm van de cockpit was normaal doorzichtig.

Het vliegtuig was aan de bovenzijde gecamoufleerd in de kleuren groen en licht bruin; de onderzijde had een lichte, nagenoeg witte kleur.

De Phantom voerde de volgende verlichting:

Vier lichten aan de vleugeltippen, twee aan iedere zijde, kleur rood en groen. Twee witte knipperlichten onder de romp (onder de cockpit-sectie). Een rood zwaailicht op het kielvlak en een wit constant licht achter de cockpit. Alle lichten waren aan en brandden op volle sterkte.

3. De bestuurders en de overige bemanningsleden

De bestuurder van de PH-NOE was Gerardus Johannes Adrianus Maria van Delft, oud 45 jaar, wonende te Helvoirt, importeur van beroep.

-Hij-

Hij was in het bezit van een beperkt vliegbewijs A no. 71-10, dat hem was uitgereikt op 12 januari 1971 en dat sedert de laatste verlenging geldig was tot 9 april 1975. Op het vliegbewijs waren de bevoegdverklaringen gesteld voor eenmotorige landvliegtuigen tot 2000 kg en sleepvliegen.

Verder was hij in het bezit van een bewijs van bevoegdheid als boordtelefonist, no. 73-203, uitgereikt op 21 juni 1973 en geldig tot 9 april 1976.

Zijn totale vliegervaring bedroeg ca 290 uur, waarvan ca 23 uur op het onderhavige vliegtuigtype.

Er is niet gebleken van enige afwijking in de physieke of psychische toestand van de bestuurder. Hij stond bekend als evenwichtig en consciëntieus.

De bestuurder van de USAF WR 687 was Richard Chester Kowalski, oud 29 jaar, kapitein vlieger bij het 92e Tactical Fighter Squadron USAF.

Zijn totale vliegervaring bedroeg ca 2300 uur, waarvan ca 500 uur op burgervliegtuigen. Zijn vliegervaring op het betrokken type vliegtuig gedurende de laatste 6 maanden bedroeg ca 100 uur.

De bestuurder van de andere in formatie vliegende Phantom was Joseph Wessinger, oud 28 jaar, 1e luitenant vlieger bij de 81e Tactical Fighter Wing USAF.

Aan boord van de USAF WR 687 bevond zich nog als navigator Samuel Giles Seagle, oud 26 jaar, bewapeningsofficier bij het 92e Tactical Fighter Squadron USAF, en aan boord van de andere Phantom John William Cilento, oud 29 jaar, bewapeningsofficier bij de 81e Tactical Fighter Wing USAF.

4. Het weer

a. Algemene situatie

Boven Nederland werd door een noordwestelijke stroming tamelijk vochtige lucht met veel bewolking aangevoerd. Uit deze bewolking viel af en toe wat lichte regen of motregen in de vorm van kleine buien. Vanuit het westen trad langzaam een verbetering in.

-b.-

b. Weersomstandigheden te Wouw omstreeks 14.40 N.T.

windrichting en snelheid:

grond : 290 graden 8 knopen, temperatuur 10°C.

1000ft : 310 graden 15 knopen, temperatuur 7°C.

2000ft : 320 graden 15 knopen, temperatuur 6°C.

Zicht:

Het zicht aan de grond bedroeg 8-10 km.

Het zicht tussen 1200 en 2000 ft bedroeg gemiddeld 8 km, maar werd af en toe nog enigszins gereduceerd door enkele stratus-flarden.

Bewolking:

2/8 stratus, basis 1200 ft.

5/8 stratocumulus, basis 1800 ft, toppen 3000 ft.

7/8 stratocumulus, basis 3500 ft, toppen 6000 ft.

IJsafzetting:

Het 0°C-niveau bevond zich op 5000 ft, boven deze hoogte trad tot 6000 ft matige ijsafzetting op.

Turbulentie:

Er was enige lichte turbulentie.

Opmerking:

Tijdens regenval zijn in Brabant omstreeks 14.40 N.T. plaatselijk nog verslechteringen opgetreden tot 6 km grondzicht en 3/8 stratus-flarden op 500 ft. In verband met de geringe intensiteit van de neerslag was met behulp van de beschikbare radargegevens de begrenzing van de regengebieden niet vast te stellen. Bij de onder "Zicht" en "Bewolking" vermelde gegevens is ervan uitgegaan dat het te Wouw op het moment van het ongeval niet meer regende.

5. De vlucht en het ongeval

Op 24 oktober 1974 maakte een formatie van 2 USAF Phantoms vanuit Bentwaters, Engeland, een retourvlucht naar de Vliehors waarbij een deel van de route over Nederland liep, o.m. over Zeeland en West Brabant.

-Omstreeks-

Omstreeks 14.22 uur N.T. werd op de coördinaten 52.28 noord en 02.47 oost het Nederlandse luchtruim binnen gevlogen. Er werd toen gevlogen op een hoogte van ca 25000 ft met een snelheid van 480 knopen (grondsnelheid). Na het binnenvliegen werd de snelheid verminderd tot 380 knopen en werd gedaald naar ca 1400 ft, welke hoogte ongeveer 5 à 6 minuten vóór het ongeval was bereikt.

De Phantom WR 687, met als bestuurder kapitein R.C. Kowalski, was het linker voorste vliegtuig; de formatie was gespreid, het volgvliegtuig, bestuurd door 1e Lt. C.J. Wessinger, vloog ca 5 ft lager op een afstand van ca 500 ft, onder 45° t.o.v. de WR 687. Deze positie bleef onveranderd. Beide vliegtuigen hadden twee bemanningsleden aan boord. De werkbelasting bij de vlucht en de spreiding van de formatie waren zodanig, dat allen uitkijk hielden. De formatie onderhield radiocontact met het Nederlandse militaire luchtverkeersleidingscentrum "Dutch Mill", welke instantie de vlucht geleidde. Uit de berichtenwisseling volgt dat omstreeks 14.33 N.T., d.i. ca 8 minuten voor het ongeval, de formatie zich in VMC onder de wolken bevond. De hoogte van 1400 ft en de grondsnelheid van 380 knopen werden constant aangehouden. Ca een minuut voor het ongeval werd ter hoogte van Bath, Zeeland, de koers verlegd van 102° naar 048° en werd een controle op de brandstofvoorraad uitgevoerd. De weersomstandigheden omstreeks die tijd waren: zicht meer dan 7 N.M., geen heiigheid, wolkenbasis 3500 ft, geen neerslag en geen wolkenflarden.

Het normale scanningspatroon van uitkijk werd individueel aangehouden; ca 30 seconden voor het ongeval keek de bestuurder van de WR 687 naar rechts uit, vervolgens via de radio-hoogtemeter in de stuurhut naar links, waar hij in de verte een rivier waarnam. Om 14.41 N.T. waarschuwde de bestuurder van de achterste en rechter Phantom de bestuurder van de WR 687 voor een van rechts naderend licht vliegtuig en adviseerde hem om te duiken. De bestuurder van de WR 687 keek daarop naar rechts en gaf alvast aanslag voor druk op de knuppel doch initieerde nog geen duikbeweging of dwarshelling; hij handhaafde nog de horizontale rechtlijnige vlucht. Hij heeft het lichte vliegtuig een fractie van een seconde waargenomen. Hij zag het door het rechter deel van zijn windscherm en herkende het als een Cessna; het naderde onder een baanhoek van iets minder dan 90° van rechts.

De bestuurder van de WR 687 reageerde daarop met een felle optrekbeweging omdat hij vreesde dat het lichte vliegtuig de stuurhut van de Phantom zou raken.

De Phantom raakte met zijn buiktank en rechter vleugel de Cessna, de PH-NOE, voornamelijk aan de linker vleugel en het rompmidden. De Cessna desintegreerde door deze botsing geheel, de bestuurder werd daarbij onmiddellijk gedood.

Na de botsing gaf de bestuurder van de WR 687 tevens dwarshelling naar links; hij observeerde 6g op de versnellingsmeter, welke hoge waarde mede als gevolg van de inslag moet zijn ontstaan.

Het tijdstip van de botsing ligt tussen 14.41.10 en 14.41.30, op welk laatstgenoemd tijdstip de bestuurder van de WR 687 een noodroep uitzond, waaruit blijkt dat de botsing toen had plaatsgevonden. De tijdsduur tussen waarschuwing en botsing moet op enige seconden worden geschat, waarin de WR 687 per seconde een afstand van 190 meter aflegde.

De Phantom WR 687 verloor tengevolge van de botsing de stuwkracht van de rechter motor; de centrale buiktank werd uiteengeslagen en de neus van de rechter dispenser werd verloren. Het vliegtuig werd, voornamelijk aan onderzijde en rechter vleugel (o.m. de neuskleppen), ernstig beschadigd. Het bleef bestuurbaar en hoewel zulks werd overwogen, verliet de bemanning het vliegtuig niet. Het volgvliegtuig stelde de aard van de beschadigingen vast en de formatie week uit naar Soesterberg.

De WR 687 maakte daar een goede, zij het moeilijke landing waarbij van naverbranding en barrier gebruik werd gemaakt.

De Cessna PH-NOE, met als bestuurder de heer G.J.A.M. van Delft, was om 14.30 N.T. van Seppe vertrokken voor een locale vlucht van ca 20 minuten. Vóór zijn start had de bestuurder samen met de eigenaar van het vliegtuig de lunch gebruikt. Laatstgenoemde verklaart dat bij de start van de PH-NOE het rode antibotsingslicht op de staart brandde. De vliegbaan van de PH-NOE is niet bekend tot omstreeks 14.40 N.T., op welk tijdstip het vliegtuig boven Wouw werd waargenomen.

Het vloog in algemeen N.W. richting onder de wolken en was vanaf de grond goed en in kleur zichtbaar. De botsing vond plaats boven de noordrand van Wouw, waarbij de Phantom de Cessna naderde van links onder een hoek van 90° tot iets minder dan 90°, d.i. iets achterlijker dan dwars.

-Uit-

Uit het wrakonderzoek is een uiteindelijke botsingshoek gebleken van 60-65°, d.i. duidelijk achterlijker dan dwars, waarbij de Phantom de PH-NOE van links naderde. Uit dit onderzoek blijkt tevens dat de PH-NOE t.o.v. de Phantom bij de botsing een sterke neus-lage stand had. Bij een proefvlucht werd bevonden dat voor deze relatieve standsveranderingen een tijd van ca 3 seconden benodigd was.

Gelet op de richting van naderen alsmede op de omstandigheid dat de bestuurder van de WR 687 tot aan de botsing geen dwarshelling heeft gegeven, betekent dit dat de bestuurder van de PH-NOE in de laatste seconden voor de botsing heeft getracht de WR 687 te ontwijken door zijn koers naar rechts te verleggen en te duiken.

De wrakdelen en delen van het lichaam van de bestuurder van de PH-NOE alsmede de delen van de buiktank en de neus van de dispenser van de WR 687 vielen aan de noordrand van Wouw, waarbij schade aan huizen en bouwland werd toegebracht.

6. Beschouwingen en conclusie

Met leedwezen heeft de Raad kennis genomen van het ongeval, dat het leven nam van een evenwichtig en consciëntieus vlieger, de heer G.J.A.M. van Delft.

Het is de Raad gebleken dat beide betrokken vliegers hun vlucht geheel volgens de huidige zichtvliegvoorschriften hebben uitgevoerd.

Bij het ongeval heeft de zeer grote snelheid waarmede de beide betrokken vliegtuigen elkaar zijn genaderd het de vliegers fysiek onmogelijk gemaakt een uitwijkmanoeuvre met succes uit te voeren, aangezien op het tijdstip dat het botsingsgevaar redelijkerwijze kon worden waargenomen, een botsing reeds onvermijdelijk was. De Raad is ervan overtuigd dat voor ieder van beide vliegers afwezigheid van alle schuld moet worden aangenomen.

Uit het bovenstaande heeft de Raad de conclusie getrokken dat de huidige voorschriften het risico in zich bergen, dat onder bepaalde omstandigheden een ongeval zoals het onderhavige praktisch niet is te vermijden.

De Raad is van mening, dat dit risico zo veel mogelijk verkleind dient te worden.

De Raad meent dat het aanbeveling verdient de mogelijkheden te onderzoeken op het gebied van:

- het stellen van regels voor een verbeterde zichtbaarheid van luchtvaartuigen, waarbij met name wordt gedacht aan het voorschrijven van het voeren van zogenaamde strobe-lights;

- het aanbevelen van een verdere scheiding in vlieghoogte tussen militair-en burgervliegverkeer naast de reeds bestaande aanbeveling van de Rijksluchtvaartdienst van 21 februari 1975, M.A.L. 4/75.

Aldus gedaan door de heren Mr. C.A. de Meijere, voorzitter, F. Peetoom, W.M. van den Bosch, Prof.Dr.Ir. O.H. Gerlach en O.P. Koch, leden, in tegenwoordigheid van 's-Raads secretaris Mr. J.C. Nieuwenhuijsen, en in het openbaar uitgesproken door de voorzitter, Mr. C.A. de Meijere op maandag 6 oktober 1975.

M . A . L .

(Mededelingen aan nederlandse luchtvaarrenden en eigenaren van luchtvaartuigen)

NEDERLAND

RIJKSLUCHTVAARTDIENST
LUCHTVAARTINLICHTINGENDIENST

4/75
21 feb

PLESMANWEG 1-6, 'S-GRAVENHAGE. TELEFOON 070 - 74 73 27 - 74 73 28 - 74 73 29

VFR-VLUCHTEN IN DE NABIJHEID VAN PLAATSELIJKE VERKEERSGEBIEDEN

1. Algemeen

1.1. Bestuurders van luchtvaartuigen die VFR-vluchten uitvoeren waarbij in de nabijheid van plaatselijke verkeersgebieden zal worden gevlogen worden erop gewezen dat ook buiten deze plaatselijke verkeersgebieden intensief luchtverkeer kan worden ontmoet.

1.2. Plaatselijke verkeersgebieden zijn primair ingesteld ter bescherming van *IFR-luchtverkeer* en sluiten daarom in de meeste gevallen aan hetzij op luchtwegen, hetzij (zoals in Nederland) op naderingsverkeersgebieden. In de naderingsverkeersgebieden vindt zowel de vertrekfase van een vlucht plaats als de overgang van de enroute fase via de voortgezette nadering naar de eindnadering. De eindnaderingsvlucht wordt reeds buiten de laterale begrenzing van een plaatselijk verkeersgebied ingezet, waarbij tevens de daling kan worden aangevangen. Normaliter zal IFR-verkeer echter het betrokken plaatselijk verkeersgebied niet beneden een hoogte van 1600 voet binnenvliegen, terwijl vertrekkende vliegtuigen in het algemeen dit gebied zullen verlaten op een hoogte van 2000 voet of meer, afhankelijk van het type. Daarnaast kunnen *VFR-vluchten* uiteraard een plaatselijk verkeersgebied op lagere hoogte binnenvliegen of verlaten.

2. Militaire plaatselijke verkeersgebieden in Zuid-Nederland.

2.1. Het gestelde in 1. geldt in grote lijnen eveneens voor VFR-vluchten in de nabijheid van militaire plaatselijke verkeersgebieden. Met name vóeren militaire straalvliegtuigen veelvuldig VFR-vluchten uit waarbij als regel een *minimum hoogte van 1000 voet* wordt aangehouden. Deze vluchten kunnen dus de plaatselijke verkeersgebieden op 1000 voet verlaten en binnenvliegen.

2.2. Aangeraden wordt daarom in de nabijheid van deze plaatselijke verkeersgebieden zo mogelijk een hoogte van minder dan 1000 voet te kiezen en radiocontact op te nemen met de plaatselijke verkeersleidingsdienst van het betrokken militaire luchtvaartterrein (in de meeste gevallen freq. 122.1 MHz).

2.3. In verband met bovenstaande wordt speciaal de aandacht gevestigd op de smalle corridor tussen de plaatselijke verkeersgebieden Volkel/De Peel en Laarbruch en tussen Eindhoven en Gilze-Rijen, waar zich een aantal incidenten heeft voorgedaan dat resulteerde in bijna-botsingen.

2.4. Voor wat betreft het plaatselijk verkeersgebied van Laarbruch wordt gewezen op de mogelijkheid dit gebied tijdens de periode waarin het aktief is (zie AIP en NOTAM Duitsland), zonder toestemming te kruisen, mits in VMC* en via een route West van de Maas en op een hoogte beneden 700 voet (zie AIP Nederland, RAC—3—2—2).

2.5. In alle gevallen is het houden van een scherpe uitkijk echter een eerste vereiste voor het voorkomen van incidenten.
De militaire autoriteiten hebben de militaire vliegers van de Nederlandse bases en van de basis Laarbruch eveneens gewezen op de voor de burgerluchtvaart beschikbare smalle corridors tussen deze plaatselijke verkeersgebieden en de mogelijke aanwezigheid van VFR-burgerluchtverkeer in deze corridors.

* waarden voor vlieggezicht en afstand tot de wolken als voorgeschreven voor plaatselijke verkeersgebieden.

RAPPORT 1999142

BIJLAGE J

NLR:
Aanvullende informatie vliegpad J-059

Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
National Aerospace Laboratory NLR

Raad voor Transportveiligheid
Kamer Luchtvaart
T.a.v. de heer K. Beumkes
Postbus 95404
2509 CK DEN HAAG

RAAD VOOR DE TRANSPORTVEILIGHEID
Stuknr. RvTV: 1216
DOSS. CODE: LV/3
REGISTRATIEDATUM: 20 JULI 2000
IN BEHANDELING BIJ:
NAAM: Beumkes
AFDOENING:

behandeld door
H.H. Smit/cds
telefoon
020-511 36 39
ons ordernummer
1080026
ons kenmerk
LV/2103
datum
19 JULI 2000

uw kenmerk
-

onderwerp
Aanvulling onderzoek ongeval J-059 / PH-BLY

Bijlagen: 3

Geachte heer Beumkes,

Naar aanleiding van de voorlopige rapportage van het ongeval met de F-16 J-059 en de Piper PH-BLY zijn door een aantal betrokkenen vragen gesteld, met name over het vliegpatroon en de snelheid van de F-16 in de tijd.
Om die vragen te beantwoorden en om duidelijkheid te scheppen voor alle partijen hebben wij tijdens uw bezoek van 18 juli een kopie van de gerestaureerde HUD-tape van de F-16 afgedraaid, waarbij van de laatste twee en een halve minuut per tijdsinterval een aantal relevante parameters zijn genoteerd. Deze parameters zijn:

- De tijd in uren : minuten : seconden. Deze tijd is gecorreleerd met de tijd van de formatiegenoten van de J-059 (Grizzly 1 en Grizzly 3) met behulp van de transmissies van de boordradio. De nauwkeurigheid hiervan is ongeveer een halve seconde. De initiele tijd is bij alle toestellen ingegeven met behulp van een radiobericht van de formatieleider, Grizzly 1, aan het begin van de vlucht. Zijn tijdreferentie was "PTT-tijd", opgenomen voor het instappen. Tevens is de op basis van de gegevens van de LuchtVerkeersleiding Nederland berekende tijd van de botsing gecorreleerd met een radiotransmissie over de "mid air" van Grizzly 3. Deze kwam ongeveer twee seconden na de LVNL-botsingstijd, wat een normale reactieperiode is. De nauwkeurigheid hiervan is ongeveer een seconde. De op de HUD-tape zichtbare tijd is dus een goede representatie van de aktuele tijd.

- De luchtsnelheid van het toestel in knopen (zeemijlen per uur, gekalibreerd).

- De koers van het toestel in graden.

- De vlieghoogte van het toestel in voeten boven het aardoppervlak, volgens de radar-hoogtemeter.

Postadres
Postbus 90502
1006 BM Amsterdam

NLR Amsterdam
Anthony Fokkerweg 2, 1059 CM Amsterdam
Telefoon (020) 511 31 13, Fax (020) 511 32 10

NLR Noordoostpolder
Voorsterweg 31, 8316 PR Marknesse
Telefoon (0527) 24 84 44, Fax (0527) 24 82 10

De stichting NLR aanvaardt geen geldelijke aansprakelijkheid ter zake van gegeven adviezen

Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
National Aerospace Laboratory NLR

aan
Raad voor Transportveiligheid

ons kenmerk
LV/2103
datum
19 JULI 2000

De bijlagen bevatten een tabel met de opgenomen waarden en een aantal figuren, te weten:

- De snelheid uitgezet tegen de tijd,
- De vlieghoogte uitgezet tegen de tijd,
- De overzichtskaart uit het NLR-rapport met ingevoegd de snelheid bij de juiste punten op de route van de J-059.

Mochten er verder nog vragen zijn van uw kant, of die van de Staf Bevelhebber der Luchtstrijdkrachten, dan sta ik tot uw beschikking.

Hoogachtend,

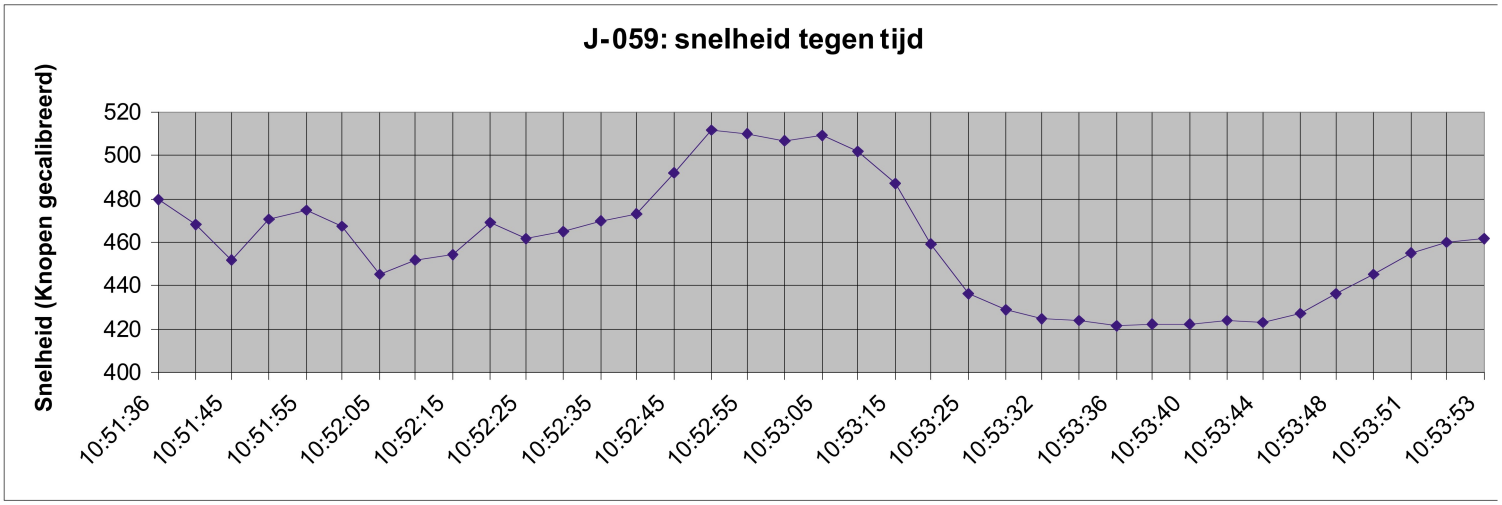
H.H. Smit
Ongevallenonderzoek (NLR)

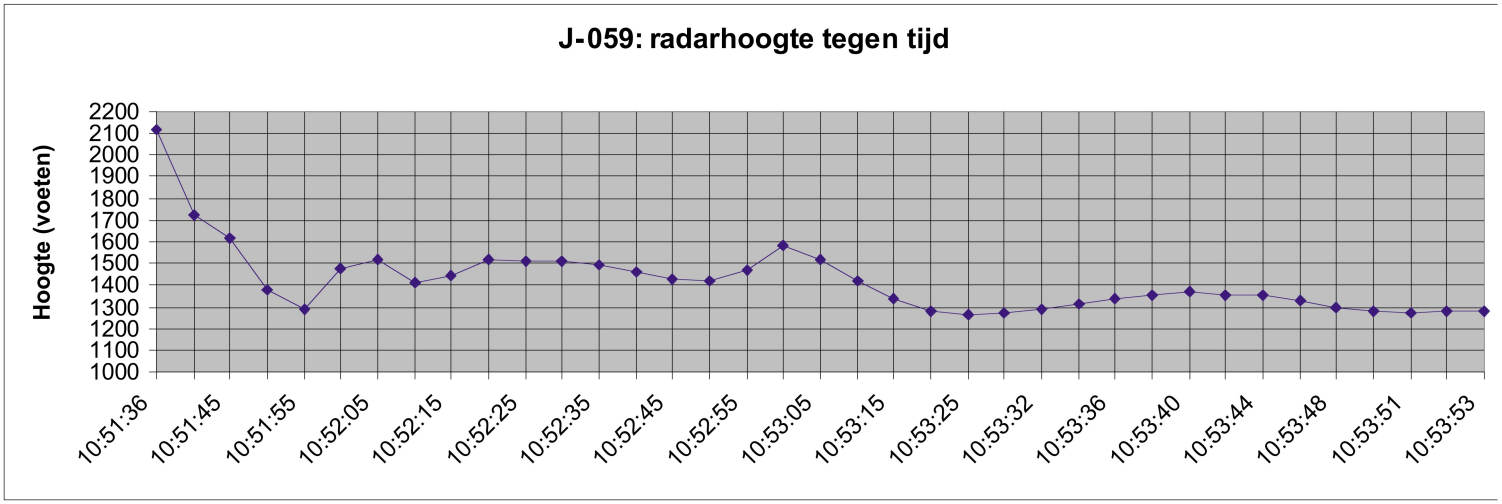
Bijlage 1 bij brief LV/2103

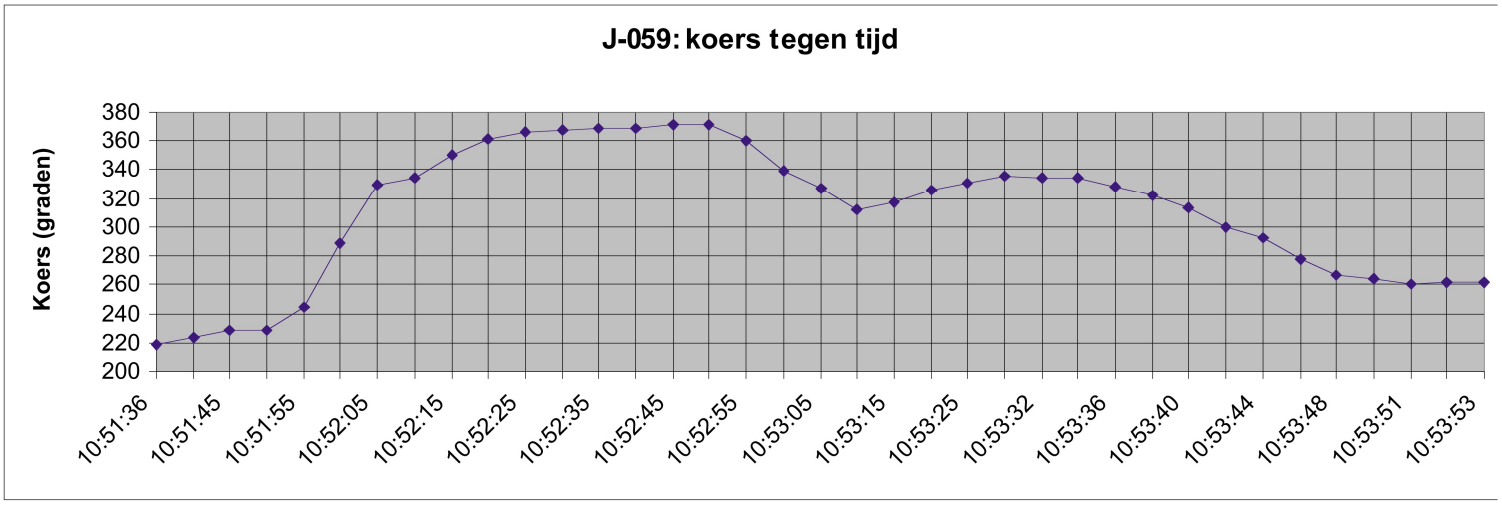
Waarden opgenomen van de HUD-tape van de J-059 op 18 juli 2000, door H.H. Smit en G.M.M.A. van Bemmelen.

Tijd	Snelheid	Koers	Hoogte
10:51:36	480	219	2120
10:51:40	468	224	1720
10:51:45	452	228	1620
10:51:50	471	228	1380
10:51:55	475	245	1290
10:52:00	467	289	1480
10:52:05	445	329	1520
10:52:10	452	334	1410
10:52:15	454	350	1440
10:52:20	469	362	1520
10:52:25	462	367	1510
10:52:30	465	368	1510
10:52:35	470	369	1490
10:52:40	473	369	1460
10:52:45	492	371	1430
10:52:50	512	371	1420
10:52:55	510	360	1470
10:53:00	507	339	1580
10:53:05	509	327	1520
10:53:10	502	312	1420
10:53:15	487	317	1340
10:53:20	459	326	1280
10:53:25	436	331	1260
10:53:30	429	336	1270
10:53:32	425	334	1290
10:53:34	424	334	1310
10:53:36	421	328	1340
10:53:38	422	322	1350
10:53:40	422	313	1370
10:53:42	424	300	1350
10:53:44	423	293	1350
10:53:46	427	278	1330
10:53:48	436	267	1300
10:53:50	445	264	1280
10:53:51	455	261	1270
10:53:52	460	262	1280
10:53:53	462	262	1280

Bijlage 2 bij brief LV/2103







Blad 5 van brief LV/2103: Overzichtskaart met snelheden

Tijdschema aan de hand van de Grizzly tapes opgemaakt : 28 februari 2000
Twenthe, 315 sqn

In bijzijn van : R.C.J.W.M.Ridder adjudant der Koninklijke Marechaussee
H. van Ruler brigadier van politie behorende tot de Luchtvaartpolitie

Ondergetekende verklaart het volgende aan de hand van de tapes van Grizzly 1 (HUD/LMFD/RMFD), Grizzly 2 (RMFD=HSD) en Grizzly 3 (HUD/LMFD/RMFD) :

N.B. Grizzly 2 HUD tape was niet aanwezig, aangezien deze ter onderzoek in de Verenigde Staten was.

	Grizzly1	Grizzly2	Grizzly3
10.52.00	Verlaat target nr.2	Verlaat target nr.2	Bereikt target nr.2
10.52.08	Hdg 360 Alt 1230 AGL Spd 471 CAS	Volgt	Gesimuleerde aanval op target 2
10 52.47	Begint linker bocht	Volgt	Verlaat target nr 2
10.52.48		"Caution, caution"	
10.53.03		Radar Fault Display op RMFD opgeroepen	
10.53.08	Rolt uit Hdg 303 Alt 1370 Spd 413	Volgt	Hdg 339 Alt 1500 Spd 442
10.53.13		"Grizzly 2 Gadget Bent"	
10.53.14	"Roger" Begint rechter bocht		Begint linker bocht
10.53.17		Selecteert wederom HSD op de RMFD	

10.53.28	Rolt uit Hdg 332 Alt 1340 Spd 414	Volgt	Hdg 318 Alt 1440 Spd 441
10.53.33	Begint linker bocht		
10.53.36		Begint linker bocht	
10.53.48	Rolt uit Hdg 299 Alt 1340 Spd 415		Hdg 328 Alt 1290 Spd 443 Grizzly 2 appears right top corner van de HUD-display
10.53.56	Hdg 300 Alt 1360 Spd 416	Uitgerold	Begint linker bocht
10.54.04			Rolt uit Hdg 298 Alt 1270 Spd 447
10.54.06	Hdg 300 Alt 1310 Spd 418		Plotselinge rechter bocht "We hebben een mid-air gehad, een mid-air"
10.54.11	Linker bocht "Holy f..."		Linker bocht
10.54.20			"We have good chute"
10.54.21	"Roger"		
10.54.29			"The other aircraft has crashed as well"

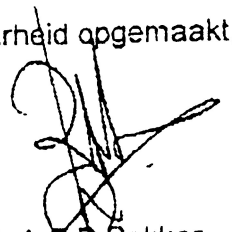
10.54.34	(Lion 1 vraagt : Wat is dat ?) "Good chute, mid-air, mid-air, bailout, good chute"	
10.54 46	"OK, Grizzly 3 you stay low, Grizzly 1 is on top, everybody stay clear of the fireball" Alt 3460 AGL	Alt 1590 AGL
10.54.54	"Lion, how do you read Grizzly" (Lion 1 : "Loud and clear")	
10.55.11	"Everybody switch 276.65, push"	
10.55.27	(Contact met Dutch Mill Low)	
10.55.32	(MayDay call door Grizzly 1)	
10.55.36	(Grizzly 1 squawkt Emergency 7700)	
10.55.54	"Roger"	"Three joining up with one" "I think it was a helicopter and the helicopter must have gone down as well"
10.56.45	(Noodsignaal van het beacon op 243.0 bij Grizzly 1)	
11.00.03	"Grizzly 1, Grizzly 2"	
	"Go ahead"	
	"Had a mid-air, ejected succesfully, try to get people away from the wreck"	
	"Roger that. We lost track of you. We are not visual with you. Confirm OK"	
	"I am OK. The airplane crashed Try to make a phone call"	

"Yeah, roger that. Confirm
you hit a helicopter"

11.00.40 "I hit something white"

"Roger that"

Naar waarheid opgemaakt,



Kapitein L.A.S.D. Bakker
Vliegtechnisch lid CVO
29 februari 2000, Volkel

"Opmerking van de Voorzitter van de Commissie van Onderzoek: de 'caution, caution' op tijdstip 10.52.48 is een voice message van het Caution- and Warning System"