

ISSN 1400-5727

Rapport RM2002:02

**Olycka med en JAS 39 Gripen
ur Skaraborgs flygflottilj/F 7
den 20 september 1999 över
Vänern, S län
Ärende ML-02/99**

SHK undersöker olyckor och tillbud från säkerhetssynpunkt. Syftet med undersökningarna är att liknande händelser skall undvikas i framtiden. SHK:s undersökningar syftar däremot inte till att fördela skuld eller ansvar.

Det står var och en fritt att, med angivande av källan, för publicering eller annat ändamål använda allt material i denna rapport.

Rapporten finns även på vår webbplats: www.havkom.se

INNEHÅLL		Sid
	MISSIV	3
	Förkortningslista	4
	SAMMANFATTNING	5
1	FAKTAREDOVISNING	8
1.1	Föraren	8
1.2	Flygplanet	8
1.3	Övningen	9
1.4	Händelseförlopp	9
1.5	Personskador	10
1.6	Skador på flygplanet	10
1.7	Övriga skador	10
1.8	Räddningsinsatsen	10
1.9	Bärgningsarbetet	11
1.10	Väder	12
1.11	Flygmedicinsk utredning	12
1.12	Teknisk utredning	12
1.12.1	Allmänt	12
1.12.2	Utredning före tillgång till KSM-data	13
1.12.3	Utredning efter tillgång till KSM-data	14
1.12.4	Markkollisionsvarningssystemet (MKV)	15
1.12.5	Övriga systemfunktioner	17
1.12.6	Händelseförloppsdata från KSM	18
1.12.7	Övriga tekniska undersökningar	19
1.12.8	Flygegenskapsprov	21
1.12.9	Simuleringar	21
1.12.10	Tidigare dokumenterade ändvirvelpassager	23
1.13	Flygoperativa förhållanden	23
1.13.1	Förbandsledning	23
1.13.2	Utbildningsförutsättningar	24
1.13.3	Utbildningens bedrivande	24
1.14	Undersökning av miljökonsekvenser	25
2	ANALYS	25
2.1	Föraren	25
2.2	Flygplanet	26
2.2.1	Flygegenskaper	26
2.2.2	Verifiering av flygegenskaper	27
2.2.3	Markkollisionsvarningssystemet	28
2.2.4	Det kraschskyddade minnet	29
2.2.6	VBS-bandspelaren	30
2.3	Organisation och ledning	30
2.4	Miljökonsekvenser	31
3	VIDTAGNA ÅTGÄRDER	31
4	UTLÅTANDE	32
5	REKOMMENDATIONER	32

BILAGA

Teknisk utredningsrapport (SHK aktbilaga A43).

Bilagan har framtagits i 10 ex och fogas endast till de rapporter som lämnas till Försvarsmakten, Försvarets materielverk, Skaraborgs flygflottilj och Saab AB.



2002-09-30 ML-02/99

Försvarmakten
107 85 Stockholm

Rapport RM 2002:02

Statens haverikommission (SHK) underrättades den 20 september 1999 om att en olycka med en JAS 39 Gripen med anropssignalen G 56, tillhörande Skaraborgs flygflottilj, inträffat över Väneren S län, samma dag kl.14.32.

Olyckan har undersökts av SHK som företräts av Olle Lundström, ordförande, Rune Lundin, operativ utredningschef, och Klas Jonsson, teknisk utredningschef.

SHK har biträtts av Magnus Fredriksson och Lennart Pettersson som flygoperativa experter, Jan Linder, flygmedicinsk expert, Kristina Pollack, flygpsykologisk expert, och Olle Norén, teknisk expert.

Undersökningen har följts av Försvarmakten genom Anders Jansson.

Som intressent från Saab AB har deltagit Anders Hägg.

Som skyddsombud ur Skaraborgs flygflottilj har deltagit Martin Birkfeldt.

SHK överlämnar härmed enligt 14 § förordningen (1990:717) om undersökning av olyckor en rapport över undersökningen.

SHK emotser tacksamt besked inom sex månader om vilka åtgärder Försvarmakten vidtar med anledning av i rapporten intagna rekommendationer.

Olle Lundström

Rune Lundin

Klas Jonsson

Statens haverikommission (SHK) Board of Accident Investigation

Postadress/Postal address
P.O. Box 12538
SE-102 29 Stockholm Sweden

Besöksadress/Visitors
Wennerbergsgatan 10
Stockholm

Telefon/Phone
Nat 08-441 38 20
Int +46 8 441 38 20

Fax/Facsimile
Nat 08 441 38 21
Int +46 8 441 38 21

E-mail Internet
info@havkom.se
www.havkom.se

Förkortningslista

ADC	Air Data Computer
ADDI	Felflagga som indikerar 1:a fel i luftdata
ADS	Avionikdatorsystem
ADT	Air Data Transducer
AJASU	Anvisningar för JAS-flygutbildningen
ARCC	Air Rescue Coordination Centre / Flygräddningscentralen
BOF	Beslut om flygning
CFV	Chefen för Flygvapnet, tidigare försvarsgrenschefsbenämning
CO	Combat, styrsystemets operationsfasmod
DBU	Styrsystemets digitala backupmod
Departure	Tillstånd då flygplanet lämnat flygenvelopen
EBK	Efterbrännkammare till motorn
ESS	Elektroniskt styrsystem
FMV	Försvarets Materielverk
FRÄD	Flygräddning
FSL	Flygstridsledare
FÖL	Flygövningsledare på divisionen
g	Enhet för bestämning av lastfaktor t.ex. Nz
GFSU:Ä	Grundläggande flygslagsutbildning för äldre förare
GVV	Gränsvärdesvarningssystem
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IR	Infrarödteknik
JAS	Enhetsnamn för Jakt Attack och Spaningsflygplan
KSM	Kraschskyddad minnesenhet
LTT	Motorns lågtrycksturbin
MKV	Markkollisionsvarningssystem
MLL	Manoever Load Limit, begränsning av maximal lyftkraft
MPa	Megapascal, enhet för mätning av tryck
Nz	Lastfaktor i tippel, uttrycks i g
OFFG	Order om flygningens genomförande
OPF	Programvara för det elektroniska styrsystemet. Anges i edition t.ex. R11:9
OSF	Ordnings- och Säkerhetsinstruktion för Flygtjänsten i Försvarsmakten
PAL	Landningskonfigurationsmod
Pinger	Akustisk sändare av ljud som kan uppfattas i vatten
PL	Programledare på divisionen
PLA	Power Lever Angle, anger dragkraftsreglaget läge
Prator	Syntetisk talgenerator
RB	Robot
RHM	Radarhöjdmätare
Rpm	Rounds per minute / varv per minut
SA 11	Styrautomaten i JAS 39
SFI	Speciell förarinstruktion
SI	Siktlinjesindikator
SOAP	Spektralanalys av oljeprov
TIS	Typinflygningsskede
TN	Tröghetsnavigering
TOAF	Teknisk Order Allmän Föreskrift
TOEM	Taktisk Organisatorisk Ekonomisk Målsättning
TOMF	Teknisk Order Modifierings Föreskrift
UTA	Utrustning för Utvärdering Taktisk Analys
VAT	Varningstablån i JAS 39
VBS	Videobandspelare som registrerar förarens omvärld och instrument
WVR	Within Visual Range (luftstrid baserad på visuell kontakt)

SAMMANFATTNING

Föraren av flygplan JAS 39 Gripen, G 56, ur F 7 startade 1999-09-20 kl. 14.22 från Såtenäs som rotetvåa till en annan JAS 39 för att genomföra en luftstridsövning på låg höjd i ett övningsområde över Vänern. De båda flygplanen radarleddes från marken av en flygstriidsledare.

Väl i området delades roten upp och rotetvåan radarleddes som anfallande jaktflygplan i ett direkthanfall mot rotechefen som representerade mål på en flyghöjd av 200 m med målfart Mach 0,66. Målflygplanet hade begränsats till att undanmanövrera defensivt med högst 6 g belastning och max 17° a samt att inleda sin undanmanövrering först efter ögonkontakt med jaktflygplanet.

Föraren av jaktflygplanet erhöll först radarkontakt med målet, varefter visuell ögonkontakt erhölls på ca 8 km avstånd. Därefter inleddes en manövrerande luftstrid under ökande höjd där flygplanen möttes flera gånger. Jaktförarens målsättning var att bekämpa målet med jaktrobot 74. Efter någon minuts manövrering kom han att hamna för nära i målets baksektor varför han ökade höjden i en uppåtgående manöver. Därefter följde en brant grävande sväng med en fart av ca 400 km/t. Under denna halvrollsliknande manöver passerade han igenom målets ändvirvlar och fick en kraftig aerodynamisk störning på 1250 m höjd i nära vertikal dykning. Den kortvariga och kraftiga störningen innebar att flygplanet intog ett överstegrat flygläge med anfallsvinkel väl utanför den styrbara flygenvelopen.

Då föraren inte erhöll förväntad respons på sina spakkommandon och samtidigt erhöll markkollisionsvarning (MKV) lämnade han flygplanet med räddningssystemet kl. 14.32 ca 7 km väster om Djurö i Vänern. Räddningsförloppet förlöpte normalt och föraren landade i vattnet där han lokaliserades av rotechefen.

En flygräddningshelikopter från Såtenäs dirigerades mot olyckplatsen och föraren vinschades oskadd ur vattnet kl. 14.59.

Efter 15 månader återfanns det kraschskyddade minnet (KSM) vars innehåll har varit avgörande för utredningen. Analyserade data ur KSM har visat att kombinationen av störningens utseende och flygplanets systemutformning medfört att flygplanet kortvarigt intagit ett överstegrat flygläge. Styrsystemet har hävt detta flygläge och när föraren sköt ut sig var flygplanet åter styrbart inom normal flygenvelop.

Styrsystemet har fungerat typenligt och felfritt i normalmod.

Vid haveritillfället var flygegenskaperna för JAS 39 inte fullständigt verifierade; bland annat återstod redovisning av flygegenskaperna vid ändvirvelpassager. Av denna anledning fanns restriktioner införda i förarinstruktionen (SFI). Utöver dessa restriktioner, som förordade att övningar med risk för passage av ändvirvlar skulle undvikas, fanns ingen information om flygegenskaperna i samband med passage av kraftiga ändvirvlar.

Vid analys av den samlade kravbilden för flygplan JAS 39 konstaterades att specificerade krav avseende flygegenskaper i störd luft inte hade avspeglat verklighetens riskkällor på ett tillfredsställande sätt. Denna brist i kravanalysen hade resulterat i ofullständig validering av dessa egenskaper.

Sammantaget har dock den tekniska utredningen visat att styrsystem och flygegenskaper uppfyllde kraven i gällande produktspecifikation för flygplanet.

Det har under utredningens gång inte framgått hur de tidigare nämnda restriktionerna i SFI har analyserats och värderats vid konstruktionen av flygövningen.

Den av föraren upplevda varningsnivån på MKV var inte typenlig. Orsaken till detta har inte entydigt kunnat fastställas.

Under den pågående utredningen har en delrapport avseende räddningssystemet publicerats i form av SHK:s skrivelse 2000-02-15 A23. Denna innehöll ett antal rekommendationer vilka har mottagits av Försvarmakten (HKV:KRI Luft) som gjort vissa avdömningar samt vidtagit en del korrigerande åtgärder.

När det gäller flygegenskaper hos flygplan JAS 39 har SHK inte funnit anledning att ge ut några rekommendationer under utredningens gång. Detta främst beroende på att Försvarsmakten, på eget initiativ, gav ut ett centralt direktiv, HKV skrivelse 35 839:71594 daterad 1999-10-11, där lägsta höjd för luftstrid höjdes till en nivå som SHK ansåg vara tillfylles även efter att händelseförloppet blev känt.

Därutöver tog Saab på sig, inom ramen för deras producentansvar, att vid lämpligt tillfälle informera brukarna om intressanta utredningsresultat.

Olyckan orsakades av att flygplanet kom in i ändvirvlarna från målflygplanet varvid först anfallsvinkeln minskade från kommenderade 20° till 5°. Då föraren alltjämt kommenderade 20° försökte styrsystemet öka anfallsvinkeln genom att med både nosvinge och bakkantsroder kommendera positivt tippmoment (nos upp). Då rodren förflyttat sig halvvägs mot maximalt nos upp avtog vindbystörningen. Rodrens då ofördelaktiga position gjorde det omöjligt att med tillgänglig rodervinkelhastighet begränsa anfallsvinkeln som snabbt ökade till ca 45° innan styrsystemet förmådde reducera densamma. Under detta överstegrade tillstånd hade föraren ingen tillgång till styrsystemet i tippad och en kraftigt reducerad respons i lateralled.

Under förloppet upplevde föraren markkollisionsvarning nivå D, med ett krav på mer än 10 g i upptagning för att gå fri från vattnet. Då han inte kunde manövrera flygplanet beslöt han, helt i enlighet med förarinstruktionen, att lämna det med hjälp av räddningssystemet. Ungefär samtidigt som föraren lämnade flygplanet hade styrsystemet reducerat anfallsvinkeln så att flygplanet åter var kontrollerbart.

Den tekniska undersökningen har visat att styrsystemets MLL-funktion fungerat enligt design och återfört flygplanet till normal flygenvelop. Huruvida markkollisionsvarningssystemet har fungerat som avsett har inte med säkerhet kunnat verifieras.

Bidragande orsak till olyckan har varit att luftstridsövningen genomfördes på låg höjd och med kraftiga dykvinklar där säkerhetsmarginalerna snabbt reduceras om något oförutsett inträffar.

Konsekvenserna av flygplanets egenskaper vid ändvirvelpassager var inte till fullo kända eller förutsedda av vare sig Saab eller Försvarsmakten.

SHK lämnar totalt 10 rekommendationer:

Försvarsmakten bör tillse att en studie av flygplanets egenskaper vid ändvirvelpassager genomförs, där hela flygenvelopen genomlyses med erforderligt antal variationer på störningens storlek och utseende.

Prioritering bör ske gentemot flygfall med kraftig manövrering och med en atmosfärmodell som korrekt avspeglar verklig styrka i förekommande virvlar.

Flygegenskaperna vid passage av ändvirvlar, kompletterade med resultat från ovan nämnda studie, bör beskrivas i den godkända flyghandboken. Denna information bör på ett tydligt sätt beskriva konsekvenser av de aerodynamiska störningar som ändvirvlar kan ge upphov till.

(RM 2002:02R1)

Försvarsmakten bör tillse att MKV-funktionens uppträdande vid extrema anblåsningstillstånd utreds och analyseras. Passande åtgärder bör införas i den godkända flyghandboken.

(RM 2002:02R2)

Försvarsmakten bör tillse att flygoperatörerna tar hänsyn till de vunna erfarenheterna avseende flygegenskaper vid kraftiga aerodynamiska störningar med JAS 39 och anpassar utbildningen och övningsverksamheten därefter.

(RM2002:02R3)

Försvarsmakten bör i sina processer för framtagning, validering och fastställande av anvisningar för flygutbildning säkerställa att riskanalys genomförs i erforderlig omfattning.

(RM 2002:02R4)

Försvarmakten bör verka för att raketstolens armfixeringssystem förbättras så att funktionen tillgodoses enligt designkrav.

(RM2002:02R5)

Försvarmakten bör verka för att det nuvarande vattenaktiverade batteriet till livbåtens uppblåsningsdon ersätts med ett batteri som är bättre lämpat för svenska förhållanden med sötvatten i insjöar samt låg salthalt i omgivande vatten.

(RM2002:02R6)

Försvarmakten bör verka för att utrustning för utbildning/övning av flygförare, ytbärgare, m.fl. anskaffas i tillräcklig omfattning för att möjliggöra träning av metodik och korrekta handgrepp i samband med och efter uthopp från JAS 39.

(RM2002:02R7)

Försvarmakten bör verka för att infästningen av KSM utförs på ett sådant sätt att inte minnesenheten bryts sönder vid olyckor samt att pingsändaren monteras på KSM på ett sådant sätt att inte separation sker vid olyckor. KSM med förrådsbeteckningen F5960-002941 bör dessutom ersättas med KSM vars minneskretsar inte riskerar att slås sönder av den s.k. värmesänkan vid olyckor.

(RM2002:02R8)

Försvarmakten bör verka för att en totalgenomlysning sker av registreringen i KSM avseende val av variabler som skall registreras samt med vilka intervall denna registrering skall ske; detta behövs för att tillgodose kravet på ändamålsenliga data i avsikt att möjliggöra fullständiga utredningar. Försvarmakten bör även verka för att KSM utökas vad gäller minneskapacitet i flygplan JAS 39.

(RM2002:02R9)

Försvarmakten bör ersätta nuvarande Hi-8 band i JAS 39 videobandspelare med en bandtyp som inte omgående förstörs i vatten.

(RM2002:02R10)

1 FAKTAREDOVISNING

1.1 Föraren

Grad:	Kapten
Ålder:	29 år
Utbildning:	GFSU:Ä JAS 39, fas 5
Total flygtid:	1 063 tim
Flygtid på JAS 39 totalt:	103 tim
- senaste 30 dagarna:	13 tim

1.2 Flygplanet

Flygplan JAS 39 nr 39.156 (G 56), tillhörande Skaraborgs flygflottilj/F 7.

Flygplanets seriestatus var 1410.01-14.3, vilket innebar ADS-edition (avionikdatorsystem) E14:1F och styrsystem (OFP) R11:9. Modifieringspaket A var inte infört.

Flygplanet levererades till Flygvapnet i augusti 1998. Vid överlämnandet hade flygplanet ett antal kvarstående anmärkningar som mer eller mindre betraktades som typiska och skulle åtgärdas av Saab enligt överenskommelse. Ingen av dessa anmärkningar bedömdes påverka luftvärdigheten.

Före leverans hade sju leveranskontrollflygningar genomförts på Saab. Fyra av dessa genomfördes utan anmärkningar och tre med mindre anmärkningar. Efter s.k. mognadsflygning på FMV:PROV under ca 15 timmar överfördes flygplanet till F 7.

Total drifttid (dt): 98,05 tim.

- 1999-04-08 genomfördes C-service vid dt 53,29 tim.
- Drifttid efter senaste underhållsåtgärd (C-service): 44,36 tim.
- Senaste B-service utfördes 1999-09-06 vid dt 93,03 tim.

Granskning av flygplanhandlingarna visar att flygplanet underhållits i enlighet med tillverkarens underhållsprogram samt övriga godkända data för kontinuerlig luftvärdighet.

Flygplanet var utrustat med en simulerrobot 74 (utan vingar och roder) i höger vingpetsbalk. Fälltank var inte hängd. Datastav och videobandspelare med VBS-band medfördes ombord.

Flygplanet var avlämnat till föraren med full inre bränslemängd och utan kvarstående anmärkningar.

Flygplan JAS 39 har sitt kravmässiga ursprung i en Huvudspecifikation (HS), framtagen av FMV under tidigt 1980-tal. Industrigruppen JAS omsatte denna till en projektspecifikation (PS) vars innehåll förhandlades mellan FMV och industrin på 1980-talet. HS innehöll endast verbala krav på förargodkända flygegenskaper kompletterad med speciella påpekanden rörande problemområden för flygplan 37. I övrigt hänvisades till en kravspecifikation MIL-F-8785C, som är en amerikansk militär standard. Vissa centrala krav ur denna fanns direkt inskrivna i PS; i övrigt utpekades standarden som referens.

Inför verifieringsarbetet av JAS 39 bröts kraven i projektspecifikationen ner och strukturerades upp i en databas kallad TYPJAS. Härmed erhöll varje krav ett identitetsnummer och dokumenterades på ett typgranskningskort. Dessa kort har sedan använts genom hela verifieringsprocessen.

Motor RM 12 nr 12121. Motorn hade ändringsstatus enligt leveranshandlingarna förutom fläkt-, kompressor- och lågtrycksturbinmodulen som erhöll ändrad status i samband med införande av ett antal modifieringar 1998.

Motorn levererades till Saab 1994-11-15 där den monterades in i fpl 39.123 som levererades till flygvapnet 1996-03-07.

- Total drifttid på motorn var 195,3 tim.
- Byte av GG-regulator utfördes 1996-10-14 vid motordrifttid 16,3 tim.

- C-service genomfördes 1997-04-03 vid drifttid 49,2 tim.
- Vid 97 tim sändes motorn till VAC för reparation av inloppsdel och D-service samt införande av ett antal modifieringar. Därefter monterades motorn i ny tillverkade flygplanet 39.156 på Saab i Linköping. Efter en kortare tid på FMV:PROV (ca 15 tim) levererades motorn och flygplan till F 7 Såtenäs.
- Sista C-servicen genomfördes 1999-03-31 vid motordrifttid 148,1 tim.

Följande modifieringar var införda i motorn vid installationen i flygplan 39.156:

- TOAF 5100-502 Införande av åtgärder p.g.a. livstidsbegränsningar.
- TOAF 5178-1 Kontroll av ELE.
- TOMF 5120-Ä101B Nya tätbrickor på fläktmantel vid endoskoppluggar och tändstift, kontroll K1 utgick.
- TOMF 5120-Ä147 Införande av Kevlar-slitskydd i klammor till brännkammarmantelns anslutningsrör och spridarring.
- TOMF 5150-Ä287 Nytt utförande av bakre stativ.
- TOMF 5150-Ä287 Nytt utförande av LTT-munstyckeshus.
- TOMF 5174-Ä143 Nytt utförande av blå elkabel.

Utöver beställda arbeten utfördes följande:

- Tändkabel till sekundära tändsystemet byttes p.g.a. skadad isolerhylsa.
- Tändstift utbytt p.g.a. skrammel samt sprickor i keramisk isolering.

Samtliga av tillverkaren utgivna modifieringar var införda inom föreskriven tid.

1.3 Övningen

Övningen ingick som en del i TIS/GFSU:Ä för berörd förare. Övningen finns beskriven i AJASU JAS 39, där den ingår i fas 5, skede 5:21.

Målsättningen med utbildningsskedet var att bibringa eleven sådana kunskaper och erfarenheter av manövrering med JAS 39 på lägsta höjd, att denne sedan skulle kunna tillgodogöra sig utbildningen i motsvarande övningar under förbandsuppträdande.

Målsättningen för aktuell övning, benämnd 5:2103 ”Manövrerande WVR-strid på låg/lägsta höjd”, var att utveckla färdighet i manövrerande strid mot måttligt manövrerande mål på låg till lägsta höjd.

Eftersom både mål- och jaktflygplan hade identiska prestanda var målflygplanets undanmanövrering begränsad till max 6 g alternativt 17° a.

1.4 Händelseförlopp

Flygplan G 56 (39.156) startade kl. 14.22 som rotetvåa till flygplan G 42 (39.128). Avsikten var att genomföra en luftstridsövning innebärande manövrerande strid mot enskilt målflygplan på låg höjd. Övningen skulle genomföras med ett antal kontakter mellan jakt- och målflygplan och med fullständig radarledning från flygstridsledare fram till visuell kontakt. Tilldelat område var en övningssektor över Väneren.

Enligt övningsprofilen var målflygplanets uppträdande begränsat till defensiva måttliga undanmanövrer med begränsningar i belastning och anfallsvinkel. Målflygplanet tilläts påbörja undanmanövrering först efter ögonkontakt med jaktflygplanet.

Den aktuella kontakten inleddes med att roten delades upp och jaktflygplanet G 56 radarleddes som anfallande flygplan i ett direktanfall från utgångsläge ca 30 km från målflygplanet. Flygplan G 42, som agerade mål under hela övningen, anflög på ca 200 m höjd och med en fart av ca 800 km/h.

Efter att båda flygförarna erhållit visuell kontakt utvecklades en kurvstrid som varade ca 1 minut och som bl. a. innehöll ett antal stigande tunnelrollsliknande manövrer. Jaktflygplanet hamnade 400-500 m bakom målflygplanet när detta påbörjade en stigande vänstersväng för att

från ca 1400 m höjd genomföra en halvrollsliknande manöver, där anfallsvinkeln tillfälligt gick upp mot 20°.

Jaktflygföraren valde då att öka avståndet till målet för att kunna bekämpa detsamma med IR-robot (Rb74) och tog inledningsvis en vidare flygbana, innebärande stigning något över målflygplanet, innan han följde efter målet i den neråtgående manövern. Avståndet mellan flygplanen vid denna tidpunkt upplevdes av föraren vara ca 1000 m. När jaktflygplanets förare bedömde att han passerade en dykvinkel på 50-70° upplevde han en kraftig turbulens med kort varaktighet, vilket han tolkade som passage av framförvarande flygplans virvelgata. Under denna störning upplevde föraren att flygplanet skruvade sig något åt vänster samtidigt som dykvinkeln ökade.

Genom den senare delen av manövern har föraren manövrerat med spaken i softstopp, d.v.s. kommenderat maximalt tillåten anfallsvinkel. Rutinmässigt avlastade föraren, d.v.s. förde fram spaken och minskade kommenderad lyftkraft, när han upplevde turbulensen för att sedan åter kommendera maximalt uttagbar lyftkraft när han kände att han var fri från turbulensen.

Föraren upplevde då att han inte fick den respons han förväntade sig i tipped. I detta läge, med nosen pekandes nedåt och med snabbt minskande höjd, kommenderade föraren maximala spakutslag i roll och i tipp utan att erhålla förväntad flygplanrespons. Under denna sekvens erhöll föraren markkollisionsvarning där varningsnivån indikerade att en ouppnåelig lastfaktor krävdes för att undgå kollision med vattnet. Föraren beslutade sig då för att initiera räddningssystemet och lämna flygplanet. Tiden från störningens början till uthopp var ca 5,6 sek. Efter att föraren lämnat flygplanet fortsatte detta i en stabil vertikal bana och slog i vattnet med en fart av ca 600 km/h och med tänd EBK.

Föraren i målflygplanet, som efter avslutad halvroll genomförde en vänstersväng, såg snett bakåt ett vattenuppkast och en bärande fallskärm på bedömt 500-600 m höjd.

Någon ytterligare vittnesinformation till haveriförloppet finns inte.

Föraren i målflygplanet observerade sedan hur den nödställd tog sig upp i livbåten. Därefter genomförde han ett antal inmätningar av haveriplatsen med hjälp av positionsfixar i navigeringssystemet innan han slutligen lämnade området och landade vid Såtenäs.

1.5 Personskador

Föraren undkom oskadd.

1.6 Skador på flygplanet

Totalhaveri.

1.7 Övriga skador

Inga.

1.8 Räddningsinsatsen

Larmning om olyckan skedde genom rotechefens försorg till flygstridsledaren som i sin tur initierade haverilarm till flygräddningen ARCC. En flygräddningshelikopter av typ Hkp 10 i beredskap på Såtenäs startade kl. 14.38 mot olycksplatsen och kl. 14.59 vinschades föraren upp i helikoptern, varefter han flögs till Lidköpings lasarett.

ARCC startade även en Hkp 4 från Säve flygplats som efter att ha hämtat sjukvårdspersonal på Mölndals lasarett anflög mot olycksplatsen men avbröt då föraren undsatts av Hkp 10:an.

Av ytbärgarens redogörelse för sin insats framgår att vinschningen genomfördes med dubbelslinga, där en av slingorna placerades under förarens armar och den andra i knävecken. Metoden medförde att föraren hölls i en sittande ställning.

Ytbärgaren hade dock aldrig fått öva med figurant utrustad som JAS-pilot. Den utrustning som använts vid utbildning och övning hade varit av äldre utförande som inte längre brukas av Försvarsmakten.

Liksom många JAS-piloter bar föraren ett armbandsur med inbyggd nödsändare. Föraren hade startat denna genom att dra ut en antennråd. Ingen i räddningshelikoptern var informerad om denna utrustning. Efter landning på Såtenäs upptäckte helikopterbesättningen att en nödsändare sände på 121,5 MHz. Flygtrafikledningen kunde dock inte uppfatta någon nödsignal. Efter kontroll av ombordvarande flytvästar och förarens livbåt konstaterade man att signalen kom från den nödställda förarens klocka. Metoden att vira antennråden runt klockan för att kortsluta sändningen fungerade inte. Därför transporterades klockan till F 7:s säkerhetsmaterielverkstad, där antennråden klipptes av, varvid sändningen upphörde.

Händelsen avrapporterades i SHK:s delrapport i februari 2000.

1.9 Bärgningsarbetet

Haveriplatsen lokaliserades dagen efter haveriet. Till hjälp fanns dels positionsuppgifterna från det andra flygplanet, dels svaren från en av flygplanets pingsändare. Någon dag senare under lugnare väderförhållanden kunde även den andra pingsändaren avlyssnas i samma område.

Platsen för flygplanets nedslag var ca 7 km NV Djurö fyr i Vänern. Vattendjupet var 80 m och botten utgjordes av lös lera. På vattenytan omedelbart efter haveriet flöt en del lättare flygplanrester omkring bl.a. delar av fenan, sidrodret och nosvingarna.

Med hjälp av en obemannad undervattensfarkost (ROV) av typen Phantom försedd med videokamera konstaterades att flygplanet hade sönderdelats kraftigt varvid det mesta av resterna återfanns inom en cirkel med ungefär 50 m diameter. Raketstolen återfanns ca 120 m norr om detta område.

Bärgningsledaren utverkade resurser för bärgning i form av ett minutläggningsfartyg, HMS Furusund (MUL 20 F). Fartyget var utrustat med både bemannad och obemannad undervattensfarkost, Mantis resp. s.k. Sjöuggla. Dessutom användes andra marina enheter för bevakning, bojutläggning m.m.

Bärgningen inriktades inledningsvis på att återfinna flygplanets kraschskyddade minne (KSM) samt att bärga stolen, vilka båda var försedda med pingsändare. Ytterligare en målsättning var att plocka upp så mycket som möjligt av flygplanresterna, i första hand säkerhetsklassade apparater för att därigenom minska haveriplatsens sekretessgrad men även för att återställa haveriplatsen rent miljömässigt.

Att återfinna det kraschskyddade minnet skulle dock visa sig kräva ett långt och tålamodsprövande arbete. Detta berodde inte bara på apparatinstallationens fysiska egenskaper utan även på att undervattensoperationer av denna typ är extremt känsliga för sjöhävning, vilket gjorde att stor del av tiden gick åt till att vänta på bättre väder.

Det svagare av de två pingssignalerna lokaliserades till en större samling flygplanrester, vilket bl. a. innehöll delar av fenan med tillhörande kroppsstruktur. Det andra svaret kom från en plats utanför området med enstaka flygplanrester och antogs därför komma från stolen.

Två veckor efter haveriet bärgades fenan. Omedelbart konstaterades att apparatutrymmet för KSM var sönderslaget och att själva apparaten hade lossnat. Detta bekräftades även av att pingsändaren på KSM fortfarande sände svagt. För att isolera den svaga pingssignalen från KSM koncentrerades bärgningen till raketstolen, vilken kunde plockas upp efter ytterligare en vecka.

Efter att den bemannade undervattensfarkosten (Mantis) utrustats med sökutröstning som medgav bättre precision kunde området med pingsändarsvar begränsas till ca 2x2 m. Den lösa bottenleran krävde att Mantisopertören grävde i dyn ner till ca 0,4 m för att vara säker på att inte missa något. Själva grävandet utfördes med ett gallerliknande verktyg. En månad efter haveriet återfanns pingsändaren, dock utan KSM.

Efter detta fynd stod det klart att man fortsättningsvis skulle komma att leta efter en tyst apparat, stor som tre cigarettpaket och nersjunknen i dyn. Den skulle, med rimlig sannolikhet,

kunna återfinnas var som helst inom hela området med flygplanrester. För att lösa detta problem krävdes en ny metodik. Första steget blev att rensa hela området från flygplanrester synliga med ”blotta ögat”. Därefter gällde det att rationalisera själva grävandet. Detta åstadkoms genom att en riktbar fläkt monterades på en av Mantisens armar. Med denna kunde Mantisoperatören spola i det lösa bottensedimentet och därigenom frilägga begravda föremål. För att säkerställa att man inte missade KSM beslöts att hela området skulle genomsökas efter ett noga uppgjort sökmönster.

Genomsökningen startade i den del av området där pingsändaren återfunnits. Metoden visade sig vara effektiv då det gick att blottlägga stora mängder flygplanrester, stora som små, begravda i dyn. Allt plockades upp i avsikt att rensa för en eventuell framtida avsökning av området med metalldetektor. Som förberedelse inför denna avsökning gjordes ett antal prov av Aerotech Telub AB avseende påverkan på minnesinnehållet i KSM ifall detta utsattes för elektromagnetiska och elektrostatiska fält.

Nio månader efter haveriet och efter ca 250 genomsökta kvadratmetrar återfanns fästet till pingsändaren ca 10 m från läget för själva sändaren. Fästet hade helt enkelt separerat från KSM p.g.a. ett undermåligt utfört svetsförband. Efter ytterligare tre månader återfanns en plåtbit från KSM. Denna identifierades till den elektronikenhet (ej kraschskyddad) som sitter skruvad till själva minnet.

Slutligen, nästan femton månader efter haveriet, återfanns KSM ca 15 m från det läge där pingsändaren hittades. KSM var kraftigt demolerad med ett antal fästörön till själva minnesdelen avslitna. Elektronikenheten var totalt sönderslagen. Kort därefter avslutades allt bärgningsarbete.

Efter avslutad bärgning hade ca 74 % av flygplanet inklusive motorn plockats upp.

1.10 Väder

I övningsområdet rådde sikt ca 20 km med dis på högre höjder. Markvinden var ostlig med en styrka av 12 knop. Lufttrycket QNH var 1015 hPa. Vattentemperaturen i Väneren var ca 15° C.

I flygplatsprognosen (TAF) för Såtenäs mellan kl. 13.00 och 17.00 angavs markvind 090° styrka 20 km/t, sikt 20 km, molnbas 600 m och marktrycket QFE 1009 hPa.

1.11 Flygmedicinsk utredning

Undersökningen har inte visat tecken på att föraren var utsatt för något medicinskt sjukdomstillstånd eller att andra fysiologiska faktorer påverkat händelseförloppet.

Föraren har bedömts ha varit i ett såväl psykiskt som fysiskt skick som väl överstiger ställda krav på JAS 39-förare.

Föraren undkom olyckan med viss ömhet i nacken.

1.12 Teknisk utredning

1.12.1 Allmänt

Direkt efter olyckan tillsattes en arbetsgrupp hos Saab bestående av ett tiotal personer för att under ledning av chefsingenjören på flygplan 39 assistera SHK under utredningen. Gruppens uppgift var att utifrån tillgängliga data analysera haveriförloppet och flygtekniskt försöka finna svar på ett antal frågor.

Allteftersom flygplanrester bärgades gjordes även ansträngningar att utifrån dessa extrahera information om flygtillståndet vid själva nedslaget. Betydelsen av traditionell utredningsmetodik i kombination med analytiska resonemang och simuleringar ökade i takt med att sannolikheten för att återfinna KSM minskade.

Följande frågor utkristalliserades:

- Vad orsakade själva störningen?

- Varför kände sig föraren utestängd från den s.k. styrloopen?
- Har styrsystemet fungerat enligt design?
- Har MKV fungerat enligt design?

Då utredningsmetodik och resultatet i allt väsentligt påverkades av tillgången på registrerade data delas den följande redovisningen upp i två delar. Första delen presenterar undersökningsresultat innan KSM återfanns och den senare delen är helt baserad på KSM-data.

1.12.2 Utredning före tillgång till KSM-data

Förarens redogörelse för händelseförloppet har inledningsvis varit en betydande källa till information, vilket väglett den första delen av utredningsarbetet. Resultatet av ett antal intervjuer med föraren kan sammanfattas med följande:

Han upplevde själva störningen som kort och intensiv och beskrev den som en ”duns” i flygplanet och en mindre sättning, d.v.s. lastfaktortillväxt. Störningen vred flygplanet en aning åt vänster samtidigt som den negativa tippvinkeln på ca 70 ° ökade till nära nog vertikal dykning. Den efterföljande flygplanrörelsen upplevdes inte som en tätning, (en uppåtriktad, hastig tipp rörelse). Under hela sekvensen noterades korrekt flyglägespresentation i siktlinjesindikatorn (SI).

När föraren upplevde att han kommit ut ur den störda luften ansatte han stora spakutslag i roll och tipped utan att förväntat flygplansvar erhöles. Hans uppfattning var att han erhöles markkollisionsvarning med audiovarning (orgelton) innan själva störningen. Någon eller några sekunder innan uthopp noterades den allvarligaste typen av MKV-varning med grova pilar på MKV-symbolen och ett presenterat lastfaktorbehov på över 10 g.

Föraren hade inte ljudmässigt noterat vare sig huvudvarning eller sådan gränsvärdesvarning (GVV) som innebar att flygplanet manövrerats utanför MLL-gräns.

Undersökning av flygplanresterna indikerade att flygplanet hade träffat vattenytan under små anblåsningsvinklar. Anfalls- och snedanblåsningsvinklar uppskattades till nära nog noll. Inget av detta motsades av den speciella undersökningar som gjordes av resterna från alfaflyglarna. Denna information i kombination med haveriområdets begränsade utbredning visade att flygplanet vid själva nedslaget befunnit sig vertikal dykning under små aerodynamiska vinklar.

Ett stort arbete lades ner hos Saab för att visualisera målflygplanets flygbana i en speciell simulator. Föraren fick sedan utifrån visuella referenser flyga ett antal löpor som registrerades. Avsikten var att föraren skulle manövrera simulatormot målflygplanet utifrån sin egen minnesbild. Dessa löpor analyserades därefter i avsikt att avgöra sannolikheten för att jaktflygplanet verkligen hade hamnat i virvelgatan bakom målflygplanet. Resultatet var inte helt entydigt men uteslöt inte att föraren under sitt manövrerande kunde ha sammanfört de två flygbanorna så att flygplanet kom att passera genom virvlarna bakom målflygplanet.

En omfattande kartläggning av flygplanets uppträdande när det utsattes för olika vindbystörningar genomfördes av Saab. Simuleringarna, som genomfördes i digitalmodell av flygplan JAS 39, ledde fram till olika teorier om varför föraren upplevde sig utestängd under den relativt långa perioden. Den mest sannolika teorin var att flygplanet befunnit sig i kraftigt störd luft under hela denna tid. Ingen av dessa teorier inkluderade dock det kraftigt överstegrade flygläge som KSM-data så småningom vittnade om. En bidragande orsak till detta var förarens uppfattning om att flygplanet inte varit överstegrat.

Någon förklaring till den upplevda MKV-varningen kunde i detta skede inte ges.

1.12.3 Utredning efter tillgång till KSM-data

KSM består av en kraschskyddad minnesenhet och en elektronikenhet. KSM fanns vid tillfället för haveriet i två utföranden. I delserie 1 satt en apparat med förrådsbeteckningen F5960-002941 och i delserie 2 (dit G 56 hörde) satt F5960-002970.

På minnesenheten sitter en pingsändare monterad i en hållare. Denna består av en u-profil som är fastsvetsad på minnesenheten. Den aktuella pingsändaren hade slagits ur sin hållare.

För flygplan ingående i delserie 2 har hållaren ett icke ritningsenligt utseende i form av klenare godstjocklek i gavlarna. Samtidigt hade dessa hållare större toleranser när det gäller avståndet mellan hållarens gavlarna. I vissa fall var avstånden mellan hållarna så stora att själva pingsändaren måste fixeras med gummidistanser för att erhålla en glappfri inspänning. Detta medförde att pingsändarens instick i hållaren blev alltför litet med risk för att pingsändaren kunde krypa ur hållaren.

Fästplattan som utgör hållarens infästning till själva minnesenheten hade slitits loss vid nedslaget. Undersökning visade att samtliga 8 svetspunkter mellan plattan och minnesenheten var av undermålig kvalitet. Svetsarna var i sådant utförande att i endast 2 svetspunkter hade någon materialöverföring skett.

Vid demontering av minneskortet från minnesenheten konstaterades att vatten trängt in till minneskapslarna. Orsaken till vattenläckaget var att ett av minnesenhetens 4 fästöron slitits av i samband med att KSM lossnat från sin infästning i flygplanet. Därmed bröts den vattentäta inkapslingen av de elektroniska minneskretsarna.

Kravet på enheten är att den skall vara vattentät ner till 500 m djup. Vid denna olycka var minneskretsarna utvärderingsbara trots vatteninträngningen. Huruvida detta kan förväntas vid ett saltvattenshaveri är dock tveksamt.

Elektronikkretsarna i minnesenheten är omslutna av en s.k. värmesänka vars uppgift är att absorbera värme i händelse av brand. Värmesänkan är utförd som en låda tillverkad av tjockväggig metall. Under utredningens gång framkom att värmesänkan hade olika utförande i de olika varianterna av KSM. Apparater monterade i delserie 2-flygplan hade en värmesänka av ett kraftigare utförande. Förstärkningen av värmesänkan infördes av leverantören som resultat av ett haveri i USA där minnesenheten var intakt men värmesänkan kollapsat och krossat minneskretsarna.

Analys av KSM-data visade att flygplanet hade påverkats av en störning som resulterat i en kraftig förändring av anfallsvinkeln. Inledningsvis hade anfallsvinkeln minskat från det av piloten kommenderade värdet för att sedan kraftigt öka. De följande dryga 3 sekunderna hade flygplanets anfallsvinkel varit utanför den gräns som styrsystemets MLL-funktion skall innehålla avseende uttagbar lyftkraft. Under denna tid arbetade alla styrytor med att återföra flygplanet innanför MLL-gränsen oavsett vilka styrkommandon föraren gav.

Störningen hade uteslutande angripit flygplanet symmetriskt och således inte påverkat flygplanet i roll- eller girled nämnvärt.

För att fastställa störningens storlek och utseende användes ett parameteridentifieringsprogram (modell ur vilken tillståndsvariabler kan framräknas). Analysen visade en triangelformad störning med en varaktighet av ca 1 sekund, som reducerat anfallsvinkeln med 15°.

Simuleringar i digitalmodellen gjordes med syftet att åstadkomma samma resultat med liknande triangelformade vindbystörningar. Resultaten visade att en vindbystörnings styrka, uttryckt i tvärhastighetstillskott, måste uppgå till ca 50 m/s för att ge samma påverkan på anfallsvinkeln.

Flygplan JAS 39 är instabilt i tippel och måste stabiliseras artificiellt, vilket innebär att styrsystemet automatiskt reagerar med kompenserande roderutslag på varje yttre störning.

När flygplanet flög in i virvelgatan hade föraren kommenderat maximalt tillgänglig anfallsvinkel (20°) genom att placera spaken i softstoppläget. Störningen innebar inledningsvis att anfallsvinkeln minskade till ca 5°. Då föraren fortfarande kommenderade 20° försökte styrsystemet öka anfallsvinkeln genom att med både nosvingar och bakkantroder kommendera positivt tippmoment (nos upp). Efter ca en halv sekund dog störningen ut och flygplanet

befann sig därefter i relativt ostörd luft. När störningen nådde sitt maximum, så hade rodren (vingroder och nosvingar) förflyttat sig ca halvägs (ca 15°) mot max nos upp. Denna ofördelaktiga position omöjliggjorde för styrsystemet att med tillgänglig rodervinkelhastighet omhändertade det förändrade anblåsningstillståndet som uppstod när störningen försvann. Anfallsvinkeln kom härvid att öka upp till ca 45° innan styrsystemet förmådde att reducera densamma. Under detta överstegrade tillstånd hade föraren ingen möjlighet att påverka styrsystemet i tipped och en kraftigt reducerad auktoritet i rolled.

För att verifiera om styrsystemet i flygplanet fungerat enligt design har ett antal simuleringar utförts. I den första simuleringen användes en simuleringsmodell av styrsystemet. Som indata i simuleringen användes KSM-data (alfa, beta, spakutslag, vinkelhastigheter, etc.). Simuleringen var av typen öppen-loop, d.v.s. ingen hänsyn tas till flygplanresponsen. Utdata från modellen i form av roderlägen jämfördes med registrerade rodervinklar från KSM-data, varvid stor överensstämmelse konstaterades. Genom att analysera modellen kunde man komma åt de flesta variablerna i styrsystemet och i detalj fastställa dess funktion. Med denna studie av modellens inre liv har det varit möjligt att studera signaler och monitorer samt fastställa att styrsystemet i G 56 har fungerat enligt design.

Även slutna loop-simulering utfördes där störningen introducerades i samma flygläge som gällde för G 56. Det simulerade utfallet visade god överensstämmelse med det i KSM registrerade förloppet.

Registreringen i KSM indikerade att två lampfält på varningstablan (VAT) tänts tillsammans med huvudvarning i samband med den inträffade störningen. De två lampfälten FELINFO och PRIMDAT (primärdata) är, tillsammans eller var för sig, gemensamma för en rad olika felmoder. Tyvärr fanns inte de felmodsunika larmnumren registrerade i KSM varför det inte entydigt gått att fastställa vad som tänt respektive VAT-fält. Väl underbyggda sannolikhetsresonemang har dock uteslutit de flesta tänkbara felmoderna.

Lampfältet PRIMDAT har tänts, sannolikt med tillhörande larmnummer 263 ”RESLD UR FKN”, i samband med att flygplanet intog högalfatillståndet. Detta orsakades av för stor skillnad mellan luftdatastorheter framtagna från nospitotröret via ADC och motsvarande storheter framräknade i ESS från fenpitotsystemet. Skillnaden i luftdatastorheter kan förklaras med den försämrade luftströmningen runt fenpitotröret som är känd vid höga anfallsvinklar. Fenpitotsystemets luftdatainformation klassades därvid som felaktig i den jämförelse som sker mellan luftdatastorheterna och motsvarande storheter hämtade från tröghetsnavigeringssystemet.

Ungefär en sekund senare har lampfältet FELINFO tänts, sannolikt i kombination med larmnummer 325 ”1:A FEL STYRNING”, för att indikera reducerad redundansnivå i styrsystemet.

1.12.4 Markkollisionsvarningssystemet (MKV)

För föraren presenteras markkollisionsvarning i fyra olika nivåer beroende på vilken grad av manövrering som krävs för att häva tillståndet. Nedan följer en kortfattad förklaring av nivåerna som benämns **A**, **B**, **C** och **D**.

A MKV-symbolen (pilar) tänds upp med fast sken på samtliga indikatorer och pratorvarning ”ta upp” ges under en viss förvarningstid (3 sek i detta fall) innan föraren måste ansätta upptagningsmanöver med motsvarande 80 % av tillgänglig lyftkraft.

B MKV-symbolen börjar blinka och höjdvarningslampan tänds när halva denna förvarningstid gått utan att föraren vidtagit åtgärder. I samband med detta så aktiveras den akustiska varningen i form av en tonorgel med max volym. Blinkningarna upphör när tillräcklig åtgärd vidtagits.

C Förvarningstiden är slut och MKV symbolen passerar fartvektorsymbolen.

D Därefter räcker det inte med manövrering enligt förutbestämda värden ($\alpha=80\%$ av MLL-gräns). Då börjar MKV-symbolens pilspetsar att växa och den nödvändiga lastfaktorn skrivs ut i numeriska värden vid symbolens nederkant.

I KSM finns ingen registrering av presenterad MKV utan endast indirekta data i form av tänd höjdvarningslampa (minst nivå B). Bland KSM variabellista fanns dock radarmätt höjd, vilket tillsammans med TN-fartvektorn utgjorde indata till beräkningarna i MKV. Föraren hade upplevt varningsnivå D med stora numeriska värden på nödvändig lastfaktor, över 10 g.

Målflygplanet erhöll inte någon MKV-varning i sin halvrollsliknande manöver. Då jaktflygplan G 56 gjorde i stort sett en liknande manöver är det osannolikt att typenlig MKV-varning erhöles innan störningen.

Manuell räkning av MKV med glesa KSM-data visade att G 56 skulle ha erhållit normalvarning (nivå A och B) någon eller några sekunder innan uthopp. I samband med själva uthoppet skulle möjligtvis nivå C ha kunnat uppträda.

Någon registrering av tänd höjdvarningslampa fanns inte innan uthopp. Däremot ca 1,4 sek efter uthopp fanns denna typ av registrering i KSM. Registreringen av denna storhet var dock så gles att varningen kan ha funnits i upp till 3 sekunder utan att registreras, vilket då kunnat innebära minst nivå B strax innan uthopp.

Normalt utgörs höjden i MKV-beräkningarna av filtrerad radarhöjd. Utanför vissa attitydvinklar övergår dock radarhöjdmätaren (RHM) till beredskapsmod och den då uppmätta höjden uppdateras därefter med förändringen i luftdatahöjd. Med hänsyn till flygplanens manövrerande i den aktuella halvrollen befann sig radarhöjdmätaren i beredskapsmod större delen av tiden förutom under en kort period när överstegringen lyfte nosen så att attitydvillkoret i tippel innehölls. Överrensstämelsen mellan radarhöjd och i styrsystemet framräknad luftdatahöjd var vid detta tillfälle mycket god enligt registrerade data, bestående av totalt 4 registreringar.

Mycket arbete har lagts ner på att förklara uppkomsten av den av föraren upplevda varningsnivån, nivå D med krav på 10 g i upptagningen. Ett antal möjliga förklaringar finns till hur eventuella falska primärdata kan ha påverkat höjdvarningen.

Dessa presenteras nedan:

1. Målflygplanet mättes in av radarhöjdmätaren vilket då skulle reducera höjden med 500-600 m, något som skulle kunna ge varning med nivå D (dock knappast 10 g). Varianter av denna störning har inträffat ett flertal gånger i förbandstjänst. Det som talar emot denna teori är just att RHM befann sig i beredskapsmod utom under en kort sekvens då radarmätt höjd stämde med luftdatahöjd.

2. Tidigare prov med höga anfallsvinklar har påvisat störningar i luftdatahöjd. Om den relativt höga anfallsvinkeln (ca 45°) har stört luftdatamätningarna så att höjden under några sekunder sjunkit kraftigt och därmed också påverkat sjunkhastigheten i TN-fartvektorn kan detta ha höjt varningsnivån på MKV. Vid ovan nämnda prov har det nämligen visat sig att höjdderivatans kommer in "bakvägen" i höjdfiltreringen och adderas till TN-fartvektorns vertikalkomponent i systemdatorns beräkningar. Detta skulle då, förutom en höjdreduktion, ge ökad hastighet och dykvinkel, d.v.s. sammantaget en kraftig ökning av MKV tillväxtberäkning. Denna förklaring har dock inte varit möjlig att verifiera eftersom det endast finns styrsystemberäknade luftdatahöjder registrerade i KSM.

3. Om presentationsmoden i SI varit navigeringsmod kan de stora svängningarna i alfa tidvis ha drivit in MKV-symboliken i textsträngar eller den kursskala som finns i navigeringsmod, något som då ökar sannolikheten för en eventuell feltolkning. Sannolikheten för att navigeringsmod varit vald bedöms dock som liten. Detta uttalande baseras dels på förarens redogörelse, dels på det faktum att avsikten med manövern var

positionering inför en vapenavfyring, vilket talar för siktesmod i SI. Dessutom förklarar inte ovanstående förekomsten av grova pilar i MKV-presentationen.

1.12.5 Övriga systemfunktioner

I KSM sker kontinuerligt registrering (med varierande samplingsfrekvens) av ett antal storheter rörande flygtillstånd och systemparametrar från viktiga materielgrupper i flygplanet. Dessutom sker registrering av händelser i form av förändringen i tillståndet hos ett antal diskreta signaler. Minnesutrymmet räcker för ca 5 minuters cyklisk registrering som startar respektive stoppar på givna villkor. Viktiga händelser, t ex initialvärden och data från funktionsövervakningen, skrivskyddas och finns därmed tillgängliga i den s.k. händelselistan oaktat när de inträffat. Tyvärr innehöll inte registreringen indikerade felmoder i form av larmnummer utan endast motsvarande VAT-fält.

Händelselistan från flygplan G 56 innehöll dels skrivskyddade värden från start av systemdatorn (vilket skedde vid datortid -305) och genomförd säkerhetskontroll, dels initialparametrar som sätts vid lättning. Samtliga initialvärden och kontrollresultat visade normala och förväntade värden.

Efter lättning fram till slutfasen, d.v.s. de sista 8,8 minuterna, fanns inga skrivskyddade värden lagrade, vilket innebär att inga felfunktioner inträffade under denna tid.

Under slutfasen har förändringar skett i data övervägande från trimsignaler i styrsystemet samt växlingar mellan radarhöjdmätarens aktiva och passiva mod. Detta betraktas som normalt. Därutöver fanns ett antal indikeringar från strömbrytare i flygplanets landställ vilket inte kan förklaras utan måste anses vara ofullständigheter i registreringen.

Inga varningar eller felindikeringar fanns alltså loggade innan flygplanet passerade in i ändvirvlarna, vilket skedde vid registrerad tid ca 540 sek. Därefter fanns följande felhändelser loggade:

<u>Tid</u>	<u>Felhändelse</u>
543,43	Felindikering från ESS (ADDI-flaggan sätts)
544,50	Huvudvarning och VAT-varning PRIMDAT (sannolikt L-nr 263 RES LD UR FKN)
545,57	VAT-varning FELINFO (sannolikt L-nr 325 1:A FEL STYRNING)
546,63	Föraren lämnar flygplanet
547,97	Höjdvarning

Sista registreringen är gjord vid tiden 550,10.

Felindikeringen från ESS uppstod när den s.k. ADDI-flaggan sattes och indikerade en avvikelse mellan luftdatastorheter från nos- respektive fenpitotsystem. Lampfältet PRIMDAT på varningstablån (VAT) kan troligen kopplas ihop med larmnummer 263 och indikerade att luftdatamonitorn hade klassat luftdata från fenpitotsystemet som avvikande. Lampfältet FELINFO informerade sannolikt föraren om en redundansförlust i styrsystemet p.g.a. ovanstående.

När det gäller motorfunktionen fanns endast ett fåtal registrerade data i KSM. Dessa visade dock att motorns drifttillstånd under hela den sista manövern har inneburit tänd EBK med något varierande pådrag inom detta område. Det fanns inga registrerade driftstörningar hos motorfunktionen trots det extrema anblåsningstillståndet.

Av övriga registreringar konstaterades att systemtrycket i båda hydraulsystemen sjönk från 28 MPa ner till 23 MPa (system 1) respektive 21 MPa (system 2) i samband med att stora rodervinklar kommenderades av styrsystemet.

1.12.6 Händelseförloppsdata från KSM

Övningen inleddes med att flygplanen möttes på kontrakurs på låg höjd, 200-300 m och med fart 800-900 km/h. Under ca 1 minut manövrerade båda förarna mot MLL i ett antal tunnelrollsliknande manövrar runt varandra under minskande fart. Målflygplanet genomförde därefter en stigande vänstermanöver för att sedan reducera höjden i en halvrollsliknande manöver från ca 1400 m höjd. Hastigheten under manövern var låg, ca 400 km/h och belastningen 3-4 g. Urgången skedde på ca 400 m höjd. Jaktflygplanet följde med i denna rörelse, dock i en vidare flygbana inledningsvis och med något lägre hastighet.

Strax innan jaktflygplanet passerade vertikalläget korsades flygbanorna och det passerade in i den störda luften bakom målflygplanet. Den störning som då registrerades inträffade vid följande flygtillstånd:

Höjd:	1250 m
Tippvinkel:	-70°
Rollvinkel:	ca -180°
Fart:	305 km/h
Anfallsvinkel:	20°
Lastfaktor:	2,4 g

Avståndet till målflygplanet har inte gått att exakt bestämma ur KSM-data beroende på att registrering av borgerlig tid saknades. En gjord uppskattning placerar dock flygplanen ca 1000 m från varandra.

Flygplanrörelsen som störningen orsakade skedde huvudsakligen i tippel. Under hela förloppet varierade snedanblåsningsvinkeln med maximalt 4°, vilket tyder på att störningen träffade jaktflygplanet symmetriskt.

Störningens första fas gav en reducering av anfallsvinkeln från kommenderade 20° till ca 5°. Samtidigt reducerades lastfaktorn till 1,5 g, vilket korresponderar med förändringen i anfallsvinkel och därmed visar att störningen påverkade hela flygplanet och inte bara alfa-flöjlarna. Föraren kommenderade fortfarande 20° anfallsvinkel vilket innebar att styrsystemet kompenserade störningen genom att kommendera positivt tippmoment med maximal rodervinkelhastighet, d.v.s. vingrodrens bakkanter upp och nosvingarnas bakkanter ned.

Styrtorna, nosvingar och vingroder, hann förflytta sig ca halvvägs mot max utslag innan störningen försvann med samma hastighet som den uppstod. För att kompensera störningen krävdes stor rodervinkel, nu åt motsatta hållet. På grund av att det finns en maximal rodervinkelhastighet att tillgå och styrtorna befann sig i ett ogynnsamt läge hann inte styrsystemet kompensera för det nya anblåsningstillståndet, utan anfallsvinkeln ökade snabbt förbi MLL-gränsen (20°). Anfallsvinkeln hann öka till 45° innan styrsystemet hävde rörelsen och anfallsvinkeln minskade igen. Under denna tid erhöles ett temporärt lastfaktortillskott där belastningen ökade till ca 5g i kombination med kraftig fartreduktion. Flygplanets tippvinkel pendlade från -75° till -28°, vilket dock innebar att flygplanets nos befann sig väl under horisonten hela tiden. När störningen hävts återgick tippvinkeln till nära lodlinjen. I 3,2 sekunder var styrsystemets MLL-gräns överskriden. Under denna tid arbetade styrsystemet med att reducera anfallsvinkeln där återföringssignalerna prioriterades framför förarens kommando.

Betraktar man förarens styrkommando ser man att föraren inledningsvis sköt fram spaken, ända fram till maximalt stopp. Förmodligen var detta ett inslag av reflexmässigt beteende vid passage av den turbulens som föraren korrekt identifierade som en ändvirvel. Under denna tid minskade först anfallsvinkeln för att sedan snabbt öka och passera 45°. Föraren upplevde då att flygplanet passerat turbulensen och befann sig i ostörd luft men hade ingen känsla av att flygplanet var överstegrad. Han tog då spaken bakåt tillbaka in i det normala spakområdet men upplevde inte någon respons i flygplanet, varför han fortsatte med max spak bakåt i kombination med max höger rollspakutslag i ca 1,5 sekund. Denna laterala signal släpptes igenom till viss del i enlighet med aktuella styrlagar och höger bakkantroder minskade från maxutslag till halva detta utslag. Något egentligt flygplansvar i roll har dock inte gått att utläsa ur KSM-data

varför föraren även i rolled erhöill en känsla av ostyrbarhet. När han sedan tog spaken ytterligare bakåt, förbi softstoppläget in till det s.k. hardstoppläget, var anfallsvinkeln fortfarande över MLL-gräns men på väg ner med negativ tippvinkelhastighet. I detta skede förelåg maximal fasskillnad mellan spakutslag och flygplansvar. Från hardstopp släppte föraren styrspaken för att fatta utskjutningshandtaget, vilket inträffade i stort sett samtidigt som anfallsvinkeln passerade ner genom MLL-gränsen och in i styrbart område igen.

En bidragande orsak till att föraren bedömde flygfallet som okontrollerbart var att han uppfattade MKV-nivån som den allvarligaste med grova pilspetsar. Han valde därför att lämna flygplanet, vilket skedde ungefär samtidigt som styrning i tipped åter var möjlig.

Ur KSM-data har det inte gått att entydigt fastställa tidpunkten för utskjutningen. Det fanns åtminstone tre indikeringar på detta, en mindre tippstörning hos flygplanet, ett stegformat pedalutslag när foten rycktes bort från densamma samt en diskret signal från räddningssystemet, alla placerade inom en tidsrymd av 0,8 sekunder.

Flygtillståndet vid utskjutningen beskrivs med följande tillståndsvariabler:

Höjd:	750 m
Tippvinkel:	-75°
Rollvinkel:	ca 0°
Fart:	350 km/h
Anfallsvinkel:	-8°
Lastfaktor:	-1,5 g

Attityden var relativt stationär med tipp- och rollvinkelhastigheter nära noll. Efter utskjutningen fortsatte flygplanet i en stabil vertikal bana med små anblåsningvinklar.

Flygplanet accelererade och uppnådde ca 600 km/h vid nedslaget. Hela förloppet från störning till uthopp tog 5,6 sekunder.

1.12.7 Övriga tekniska undersökningar

Motor

Motorns drifttillstånd (levererad dragkraft) vid nedslaget hade viss betydelse för resultatet av diverse simuleringar och flygmekaniska beräkningar, framförallt när det gällde att utreda MKV-funktionens uppträdande. Av denna anledning sändes motorn till Volvo Aero Corporation (VAC) i Trollhättan för undersökning.

Ett antal samstämmiga iakttagelser talade för att pådraget vid haveriet har varit högt, sannolikt tänd EBK. Dessa indikationer var följande:

- Entydiga präglingar från kompressorledskenor indikerade pådrag hos gasgeneratoren mellan max-släckt EBK och max-tänd EBK.
- Kvarstående deformationer i gasgeneratorns bränslerregulator tydde också på pådrag mellan max-släckt EBK och max-tänd EBK.
- Arealen i utloppsmunstycket kunde entydigt härledas till ett pådrag i EBK-området.

Räddningssystem

Räddningssystemet har undersökts i avsikt att fastställa om någon teknisk felfunktion har inverkat på räddningsförloppet, eller möjligtvis kan påverka kommande uthopp.

Undersökningen är den första i sitt slag som genomförts med räddningssystem av generation 2-status i JAS 39.

De delar av räddningssystemet som bärgats och undersökts är raketstolen (dock ej kanorröret), utdrags- och stolstabiliseringskärmarna samt förarens dräktsystem.

Nedan följer en sammanfattning av undersökningsresultatet:

- Räddningssystemet har i allt väsentligt fungerat utan anmärkning vad gäller funktion från initiering till vattenlandning.
- Armfixeringen har dock inte fungerat på avsett sätt. Slitsningen av det kardborreband som initialt parkerar armfixeringsbeslagen har inte skett i avsedd omfattning innan brytpinnarna

skjuvades av.

- Det vattenaktiverade batteriet till livbåtens uppblåsningsdon har inte fungerat under rådande omständigheter. Empiriska försök har visat att salthalten i insjövattnet inte räckte till för att starta den kemiska processen. Vid undersökning av den aktuella krutpatronen visade det sig att denna var behäftad med en avvikelse, som med största sannolikhet skulle resultera i en felfunktion även med fungerande batteri. Ett antal andra krutpatroner har undersökts och befunnits vara felfria. SHK bedömer att denna avvikelse är ett enstaka individfel. Föraren utlöste livbåten manuellt trots bristande kännedom om hur detta skulle utföras.
- Ett antal brister avseende beskrivning och handhavande har påträffats i aktuell utgåva av den anpassade flyghandboken (SFI). Detta har dock rättats till under utredningens gång.
- Vatten hade trängt in till preparaten i läkemedelssatsen och delvis förstört dessa. Satsen var inte förpackad på föreskrivet sätt i ventilpåse.
- Utbildningsutrustning för förare och ytbärgare har saknats i tillräcklig omfattning. Detta innebär att utbildningstillfällen med korrekt utrustning helt eller delvis saknats. Utbildningen har även uppvisat brister avseende funktion och placering för vissa delar av räddningsutrustningen.

Ovanstående har redan resulterat i ett antal rekommendationer vilka SHK tillställde Försvarsmakten i februari år 2000.

Videobandspelare

När bärgningen pågått i drygt 1 månad återfanns ett antal bitar av bandet från flygplanets videobandspelare (VBS), totalt ca 15 m. Bandresterna sändes till Aerotech Telub i Arboga för analys. De bitar som var relativt oskadade monterades ihop och installerades i en bandkassett för utvärdering i en därför avsedd utrustning.

Den enda information som fanns kvar var analogt ljud, som dessutom härrörde från en sekvens av flygningen innan själva luftstriden börjat. All digital information hade mer eller mindre försvunnit under tiden i vattnet.

PLA-transmissionen

Överföringen av dragkraftsreglaget läget mellan flygplanet och motorn utgörs av en länk monterad på en rörlig gradskiva, den s.k. PLA-transmissionen. Max-tänd EBK motsvarar 120° och max-släckt EBK ca 100°.

Ett antal präglingar i denna gradskiva indikerade att den befunnit sig i läge 117° när den utsattes för kraftigt våld. Det fanns då goda grunder att anta att detta läge gällde vid nedslaget i vattnet, något som bekräftades av övriga iakttagelser på motorn och KSM-data.

Alfa- och betaflöjlar

Läget på betaflöjeln vid nedslag i vattnet kunde omgående fastställas utifrån entydiga präglingar på intilliggande skrovdetaljer. Ingen mätbar snedanblåsning kunde noteras. Av de båda alfaflöjlarna återfanns endast mindre delar av givarhuset. Ingenting av själva flöjeln eller skalplåten runt omkring påträffades. Informationsbärande delar sändes till Celsius Materialteknik AB (CSM) med begäran att fastställa flöjlarnas läge vid nedslag. Arbetet avslutades när KSM återfanns och informationen fanns att tillgå från registrerade data. Med hittills nedlagt arbete har det inte varit möjligt att entydigt bestämma flöjlarnas läge vid nedslaget.

Horisontgyro

Även resterna av horisontgyrot (reservhorisonten) bedömdes som intressanta i avvaktan på KSM varför dessa sändes till CSM med förfrågan om indikerad attityd vid nedslaget. Av horisontgyrot återfanns merparten av instrumenthuset med gyrosnurra samt större delen av själva indikatorn (klotet). Gyrot och klotet vittnade om tippvinkel -55° resp. -80°, alltså kraftiga dykvinklar. Rollvinkeln gick endast entydigt att utläsa från gyrot, vilket visade +90° höger. Denna information måste dock tas med stor försiktighet då gyrot inte har full frihetsgrad

i tipp och alltså kommer att felvisa vid avancerade manövrar.

1.12.8 Flygegenskapsprov

Två omgångar flygprov har tidigare utförts vid Saab, där syftet har varit att verifiera flygegenskaper under inverkan av yttre störningar (ändvirvlar). Omfattningen av proven har vid varje tillfälle styrts av aktuellt verifieringsläge avseende MLL-funktion och spinnstyrklar.

Den första omgången genomfördes som ett dubbelpass under februari 1993 med totalt 14 registrerade ändvirvelpassager. Aktuellt styrsystem var R9:5.

Provändamålet var att få ”Kännedom om JAS 39 egenskaper vid ändvirvelpassager samt, om möjligt, klarera bl.a. start & landning i rote och luftmålssiktning mot fpl 37 under högre belastning”.

Ur provresultaten kan noteras att största värdet på anfallsvinkelförändring ($\Delta\alpha$) under ändvirvelpassage var $8,5^\circ$. Provföraren kommenterade flygplanbeteendet som bättre än i motsvarande situation med fpl 37 i de flesta avseenden. Samtliga passager genomfördes med måttliga anfallsvinklar vid ingången (som max $15,5^\circ$).

De anslutna passagera utfördes i närheten av ett annat flygplan 39 där båda flygplanen hade omväxlande combat- (CO) och landningskonfiguration (PAL). Passagera genomfördes från kolonnlägen 15-50 m snett bakom det andra flygplanet.

Inte heller här uppvisades några extrema värden på anblåsningvinklar vid passagera. Föraren hade varken i CO eller PAL några svårigheter att på ett kontrollerat sätt styra sig ur virvlarna.

Under 1998 genomfördes 4 provpass med styrsystem R11:6. Målsättningen var även här att avgöra flygegenskaper och styrsystemets uppträdande när flygplanet passerar genom ändvirvlar på varierande avstånd och med olika virvelstyrkor.

För denna provomgång genererades virvlar av ett flygplan JA 37 som på 2 respektive 6 km flyghöjd, med olika farter, genomförde svängar med varierande belastning. Totalt genomfördes ett 60-tal passager. Ingen passage genomfördes med egen anfallsvinkel överstigande 12° vid ingången.

Av resultatet framgick att det fanns ett antal passager där tillskottet i anfallsvinkel varit betydande med enskilda flöjelutslag på $\Delta\alpha = 26^\circ$. Inte oväntat har de största störningarna inträffat när framförvarande flygplan manövrerat relativt kraftigt, på hög höjd och med låg fart. Inga passager hade dock resulterat i rekonfigureringar av styrsystemet trots stora skillnader mellan höger och vänster alfaflöjel i uppmätt anfallsvinkel. Differensen i varaktigheten hade dock inte varit tillräckligt lång för att erhålla varning om s.k. alfasplitt.

Sammanfattande provresultat enligt provbeskedet fastslog att det inte uppstått några oväntade eller extrema variationer i acceleration, attityd eller α/β -flöjelutslag under passagera. Vidare konstaterade man att det inte fanns något från utprovningsen som indikerade att JAS 39 skulle vara extra känslig för ändvirvelpassager, vilket från förarsynpunkt sammanfattades med att ändvirvelpassager med JAS 39 skulle vara både behagligare och bättre än med flygplanen 35 eller 37.

De erhållna resultaten användes bl.a. för verifiering av ett återstående formulerat krav. Före godkännande krävde kunden (FMV) dessutom en teoretisk ändvirvelstudie. I avvaktan på denna infördes restriktioner avseende planerad flygning i ändvirvlar, vilken formulerades i flyghandboken (SFI). Efter det aktuella haveriet genomfördes ändvirvelstudien och det aktuella TYPJAS-kortet stängdes hösten 1999.

1.12.9 Simuleringar

Före olyckan fanns inga simuleringar utförda i avsikt att verifiera flygegenskaper under inverkan av yttre störningar motsvarande ändvirvelpassager.

Efter olyckan genomfördes ett stort antal simuleringar inom ramen för den tidigare nämnda ändvirvelstudien. Simuleringarna ingick även i det utredningsarbete som Saab utförde på

uppdrag av SHK efter olyckan. Resultaten visade att styrsystemet lyckades hålla flygplanet innanför MLL-gräns frånsett någon kortare översläng med varaktighet av en sekund eller mindre. Simuleringarna visade även att föraren erhöll respons på sina spakkommandon i både tipp- och rolled under inverkan av yttre störningar, trots att styrkan i störningen väl motsvarade ICAO-definitionen för ”severe turbulence”.

När KSM-data slutligen blev tillgängliga och beskrev ett annat händelseförlopp insågs vikten av en fördjupad analys av flygegenskaperna under inverkan av yttre störningar. En sådan analys utfördes på SHK:s uppdrag av Saab. Inledningsvis utfördes simuleringarna med samma styrsystemutgåva (R11:9) som var aktuell i flygplan G 56.

Digitalmodellen placerades i samma utgångsläge som G 56, d.v.s. vertikal dykning, fart ca 305 km/h och anfallsvinkel 20°. Därefter utsattes modellen för vindbystörningar som varierades i amplitud, tidsutbredning och riktning. Gemensamt för alla simuleringar var att det triangelformade utseendet hade samma geometriska form som den störning flygplan G 56 utsattes för vid olyckan.

Modellen utsattes för störningar där amplituden varierades i steg om 5 m/s, från 40 till 55 m/s. För styrkan 40 respektive 45 m/s resulterade störningen endast i en kortvarig översläng där maxvärde på anfallsvinkeln uppnådde ca 30°. Varaktigheten på MLL-överskridandet var ca 1 sek eller mindre. Vid en styrka på störningen över ca 50 m/s fick styrsystemet problem och en s.k. departure uppträdde där anfallsvinkeln ökade på ett liknande sätt som vid haveritillfället. Eftersom simuleringarna genomfördes med fixerad spak (softstopp) nådde modellen snabbt det alfaområde där styrsystemets högalfastyrklar tilläts råda. För R11:9 innebar detta bortkopplade återföringar utan automatisk urgång. Ökades styrkan i störningen ytterligare så blev förloppet häftigare, d.v.s. på kortare tid uppnåddes ett högre maxvärde på anfallsvinkeln, men i övrigt ett likartat förlopp.

En störning med samma amplitud som drabbade G 56 men med varierande tidsutbredning användes under denna simuleringsserie. Styrkan valdes till 50 m/s då detta antogs vara den styrka som gällde i verkligheten. Tiden varierades i steg om 0,25 sek, från 0,75 till 1,5 sek. Resultatet visade att 1 sekundstörningen gav den i särklass största avvikelserna. Ingen annan störning resulterade i depatureliknande flygplansvar. En liten avvikelse från tiden 1 sek gav ett betydligt lugnare flygplansvar.

Vid simuleringar med en teckenvänd störning, där den första delen gav en anfallsvinkelökning, blev konsekvenserna av störningen avsevärt mindre. Flygplanet kom att ligga väl inom normal envelop frånsett en mindre inledande översläng, vars varaktighet blev mindre än en sekund, oaktat amplitud.

Simuleringar gjordes också med samma förutsättningar som tidigare men med variationer i flygplanets fart vilket också visade sig ha stor inverkan på resultatet. Med fart M 0,4 (490 km/h) och amplituden 50 m/s så erhöles endast en kortvarig översläng, under 1 sek med max anfallsvinkel på ca 30° följt av en mjuk insvängning. Vid 55 m/s i styrka hos störningen erhöles under insvängningen en negativ överträdelse av anfallsvinkelenvelopen, vilket var något överraskande. Ökades farten ytterligare så blev resultatet ungefär som vid M 0,4 men med något slängigare insvängning.

Som jämförelse gjordes några simuleringar med en digitalmodell av flygplan 37, där störningen introducerades på samma sätt som tidigare. Flygplan 37 är grundstabil, d.v.s. de inneboende flygmekaniska egenskaperna skapar ett återförande moment efter en tippstörning. Instabilitet kommer dock att uppträda vid mycket höga anfallsvinklar. Flygplan 37 saknar aktivt styrsystem och kommer därmed att passera ut ur en störning med styryrtorna i samma läge som vid ingången.

Begynnelsestillståndet för modellen var desamma som för JAS 39-simuleringarna med en spakkraft applicerad (90 N) som gav en stationär anfallsvinkel strax under 20°. Detta spakläge bibehölls under hela förloppet. Vindbystörningen hade samma utseende som för G 56, d.v.s. 1 sek varaktighet med en inledande alfareducerande flank och en maxamplitud på 50 m/s.

Resultatet blev en inledande reduktion av anfallsvinkeln med identiskt utseende som för JAS 39. Därefter erhöles en kortare översläng i anfallsvinkel som klingade av efter 1,5 sek och vars maxvärde uppnådde ca 30°, således ingen departure i likhet med JAS 39.

Ökades den stationära spakraften till 95 N gick även flygplan 37 i departure. Om störningen teckenvändes blev flygplansvaret i stort sett identiskt med JAS 39.

Som komplettering utfördes även simuleringar med efterföljande styrsystemedition R12:4 som introducerades på förband under hösten år 2000. Grunden var att utföra samma typ av simuleringar med denna edition som med R11:9, allt i avsikt att belysa eventuella skillnader i egenskaperna och därmed kunna ta ställning till sannolikheten för liknande problem med denna styrsystemutgåva.

R12:4 medger en högre max uttagbar lyftkraft, d.v.s. MLL-gränsen är högre både när det gäller max n_z och anfallsvinkel, α_{max} . R12:4 har dessutom förbättrade styrprogram i riktigt höga anfallsvinklar, bl.a. innehållande en automatisk urgångsmod ur kraftigt överstegrade flyglägen. I övrigt så är återföringarna identiska, vilket innebär att inom normal flygenvelop skall uppträdandet vara likartat.

Jämförande simuleringar som utfördes från utgångsläget anfallsvinkel=MLL-gräns och med spaken fixerad i softstopp uppvisade ett likartat beteende för R12:4 som för R11:9. Skillnaden i auktoritet slog igenom i flygplansvaret såtillvida att den ökade MLL-gränsen för R12:4 hängde med i alfaökningen. Därmed uppnådde R12:4 ett överstegrat läge något snabbare än R11:9. Detta kompenseras dock av att R12:4 har en automaturgångsmod som återförde flygplanet från α_{max} på ca 65° till normal flygenvelop efter ca 10 sek. När anfallsvinkeln nådde motsvarande värden i R11:9-fallet gjorde avsaknaden av automaturgångsmod att flygplanet aldrig återgick till normal anfallsvinkel utan förblev överstegrat.

Det bör ånyo poängteras att simuleringarna avvek från verklighetens flygplansvar beroende på annorlunda spakhantering. Föraren i flygplan G 56 förde snabbt fram spaken i samband med störningen till skillnad mot simuleringarnas fixerade styrspak.

1.12.10 Tidigare dokumenterade ändvirvelpassager

Totalt fanns fem dokumenterade ändvirvelpassager vilka inträffat under förbandstjänst med JAS 39. Utöver dessa finns ett antal som inträffat under provflygning på Saab.

De fem förbandshändelserna har alla inträffat under manövrerande luftstrid. I tre fall har ändvirvelpassagen gett rekonfigureringar av styrsystemet. Dels har s.k. splitt mellan höger och vänster alfaflöjel uppmätts, dels harmonitorer i framkantsklaffarna löst ut med påföljande felvarning och frysning av klaffen.

Endast vid ett fall, förutom denna olycka, har betydande anfallsvinkeltillskott uppmätts. Vid den händelsen steg anfallsvinkeln momentant från ca 15° till 35° för att sedan inom loppet av någon sekund återföras till normala värden. Denna störning började, liksom de flesta, med en alfaökning.

1.13 Flygoperativa förhållanden

1.13.1 Förbandsledning

Haveriet inträffade under förarens omskolning till JAS 39. Utbildning av egen och andras personal på JAS 39 har bedrivits vid F 7 sedan förbandet tillfördes flygplanssystemet. Flottilj- och divisionsledningarna vid F 7 hade, p.g.a. att det totala antalet drifttimmar var lågt, begränsad erfarenhet av både flygsystemet och av utbildning på detsamma. Ledningarna hade däremot en gedigen erfarenhet och kompetens av såväl flygverksamhet med 37-systemet som av förbandsutbildning. På förbandet var man mycket engagerad i stöd för export av JAS 39 genom medverkan i olika informationsaktiviteter. Några exempel på detta är ett stort antal studiebesök på flottiljen, deltagande i internationella flygutställningar och kortutbildningar av

utländska presumtiva kunder på JAS 39. Det var således svårt att, med de begränsade resurser som stod tillbuds, genomföra samtliga prioriterade och önskvärda aktiviteter.

Flygchef och ordinarie divisionschef vid 2. divisionen var vid haveritillfället under omskolning på 1. divisionen. Chefen för 2. divisionen administrerade och löste alla normala arbetsuppgifter på den egna divisionen, men ansvarade inte för den operativa flygverksamheten, vilket i stället flygstyrkechefen gjorde. Denne hade 2,5 års erfarenhet av JAS 39 och tidigare erfarenheter ifrån både JA 37 och AJS 37.

1.13.2 Utbildningsförutsättningar

Utbildningsplaner skall vara direkt kopplade mot de krav som ställs på förbandet och ingående personal enligt TOEM. Vid tiden för olyckan fanns inget uppdaterat TOEM för JAS 39-division. Utbildningsplanerna, AJASU JAS 39 del 1 A, för det aktuella skedet var fastställda av CFV 99-07-01.

Skedets fas 5 bestod av ett antal paketutbildningar som kunde genomföras oberoende av varandra m.h.t. väderförutsättningar eller andra inverkanse faktorer. Det fanns inga simulator-övningsprofiler framtagna för skedet. Dessa skulle utges senare.

Tidspressen för att hålla omskolningsplanen, sent utgivna utbildningsplaner och rådande personalsituation medförde att instruktörerna på divisionerna själva flög igenom aktuella flygövningar så sent som veckan innan man gick in i skedet. Antalet erfarenhetsgenomgångar efter dessa instruktörspass blev därför mycket få, innan elevflygningarna påbörjades. Några händelser där störd luft påverkat övningsförloppet hade varken noterats eller diskuterats. Därför var inte heller ändvirvelfenomen någon del av förberedelserna inför elevflygningarna. Den vid olyckan aktuella flygövningen hade genomförts med elever under de två föregående veckorna.

Personalsituationen på de båda divisionerna var besvärande och de var kraftigt underbemannade. Sammanlagt fanns på divisionerna 7-8 instruktörer som hade till uppgift att omskola 20 GFSU:Å-elever på JAS 39. Från tidigare flygsystem är erfarenheterna att det krävs minst lika många instruktörer som elever för att kunna bedriva en effektiv och flygsäker utbildning. För F 7-divisionerna tillkom även att det var ett nytt flygsystem utan tillgång på tidigare erfarenheter, med en förarinstruktion (SFI) som var svårtolkad och till stor del bestod av ”gula blad” och att flygplanen innehöll olika editioner av datasystem.

Divisionsledningarna hade därför utifrån den samlade verksamhetsbilden beslutat att strikt följa utbildningsanvisningarna och därtill hörande övningsprofiler.

1.13.3 Utbildningen bedrivande

Ledningen vid den aktuella divisionen hade beslutat att fortsätta genomförandet av flygövningar enligt AJASU JAS 39 fas 5, skede 5:21 ”Manövrerande WVR-strid på lägsta höjd”. Detta trots att skedet till huvuddelen var avklarat. Den aktuella föraren hade genomfört samtliga flygpas i skede 5:21. En övergång till nästa skede skulle dock ha krävt fler flygplan eftersom det rörde förbandsuppträdande. Då flygplanstillgången inte medgav detta, fortsatte man med manövreringsträning med enskilda flygplan.

Som flygövningsledare (FÖL) under den aktuella veckan fungerade en förare under omskolning. Han hade därutöver uppgiften att vara programledare (PL) under olycksdagen.

Skede 5:21 bestod av 5-6 flygpas varav de 3 sista skulle bedrivas som manövrerande WVR-strid mellan två enskilda flygplan. Målsättningen var att eleven efter genomfört utbildningsskede skulle ha sådana kunskaper av manövrering med JAS 39 på lägsta höjd, att denne kunde tillgodogöra sig utbildning i motsvarande övningar under förbandsuppträdande. För att nå den planerade utbildningseffekten skulle målmanövreringen inte bara anpassas så att den låg inom övningens ram, utan även läggas på en för jaktföraren anpassad nivå. Målflygplanet hade ingen beväpning utan skulle manövrera för att ”hjälpa” jakten att nå målsättningen. I anvisningarna beskrevs under avsnittet ”Flygsäkerhetsrisker under skedet”, att med låg fart i

kombination med brant dykvinkel kan man känna sig trängd med spaken i softstopp. Här beskrevs också att förarna skall kontrollera uttagbar lastfaktor vid nedåtgående manövrer och att detta är extremt viktigt vid strid på lägsta höjd. Vad gäller ändvirvelpassager beskrev anvisningarna att då den manövrerande striden sker i horisontalplanet så ökar risken för passage av ändvirvlar. I anvisningarna fanns ingen beskrivning eller några råd för eventuella konsekvenser vid manövrering i lodplanet och passage av ändvirvlar på låg/lägsta höjd.

Flygsäkerhetsgränserna för utbildningsskedet var:

- Övningarna skulle genomföras VMC, med yttre referenser och med sikt över 15 km.
- Lägsta fart för jakten var 230 km/t. Högsta fart var M 0.9.
- Lägsta fart för målet var 350 km/t. Högsta fart var M 0.9.

Vädret den aktuella dagen vid F 7 och i övningsområdet var bättre än de gränser som var satta för utbildningsskedet. Vid olyckstillfället rådde sikt 20 km med lättare dis på högre höjder, men inga distinkta moln fanns i övningsområdet.

1.14 Undersökning av miljökonsekvenser

Tidigare erfarenheter från haverier med moderna krigsflygplan har visat att en rad hälsoskadliga ämnen kan frigöras och spridas i samband med sönderdelning av flygplanet och den efterkommande bärgningen. Dessa ämnen kommer företrädesvis från olika polymera material, vissa metaller samt driv- och smörjmedel.

Kunskaper om dessa ämnen finns hos utrednings- och bärgningspersonal, varför denna undersökning endast berört konsekvenserna på yttre miljö.

Vid olyckan innehöll flygplanet följande ämnen som misstänks kunna ge miljöeffekter:

- Ca 2000 liter flygfotogen av typen MC 75 med i stort sett samma kemiska innehåll som JET A1, d.v.s. det bränsle som används i den civila luftfarten.
- Ca 11 liter flygmotorolja av typen 860 som är en syntetisk olja bestående av polyolestrar med vissa tillsatser.
- Ca 10 liter tryckvätska av typen 022 vilket är en mineralolja med vissa tillsatser.
- Ca 30 % av flygplanets grundtomvikt är tillverkad i komposit bestående av fiberarmerad epoxiplast med i huvudsak kolfiber som armering. Glas- eller aramidfiber förekommer i mindre mängd.
- Ett antal stålartiklar i kroppsstrukturen som ytbehandlats med kadmiering i korrosionshämmande syfte.
- Ett antal fästelement och strukturdetaljer i aluminium som korrosionsbehandlas med kromhaltiga korrosionsskydd.
- En mängd elektronikapparater som innehåller mindre mängder berylliumoxid.
- 1 brandsläckare, innehållande 0,45 kg Halon 1301.
- 3 termobatterier innehållande föreningar med diverse jordartsmetaller, t.ex. litium, magnesium och zirkonium.
- 1 huvudbatteri, innehållande nickel och kadmium.

2 ANALYS

2.1 Föraren

Ingenting har framkommit som tyder på att föraren skulle ha haft brister i utbildningsförutsättningarna för att på ett säkert sätt genomföra utbildningen på JAS 39.

Registrerade uppgifter om flygtider och övningsinnehåll visar att han vid tidpunkten för olyckan var i god flygtrim.

Av den medicinska utredningen framgår att han bedömts ha varit i ett såväl psykiskt som fysiskt skick som väl överstiger gällande krav på JAS 39-förare.

Utredningen visar att föraren i samband med manövrerande luftstrid passerat igenom den störda luften bakom framförvarande flygplan. Kombinationen av vindbystörningens kraftiga styrka, unika angrepp på aerodynamiska ytor och styrsystemets systemegenskaper har orsakat att flygplanet hamnat i ett överstegrat läge vilket sedermera det aktiva styrsystemet har hävt.

Föraren har korrekt uppfattat den kortvariga störningen men därefter inte insett att flygplanet kommit in ett överstegrat läge med anfallsvinkel långt över den s.k. MLL-gränsen.

Med viss förvåning har föraren konstaterat att han varit utestängd från styrloopen.

Denna känsla tillsammans med en upplevd, ej typlik, markkollisionsvarning av kraftigaste nivån har förstärkt förarens intryck av ett okontrollerbart flygläge. Han har då, helt i enlighet med förarinstruktionen, lämnat flygplanet med räddningssystemet.

2.2 Flygplanet

2.2.1 Flygegenskaper

De tekniska undersökningarna har visat att styrsystemets så kallade MLL-funktion har fungerat enligt design och återfört flygplanet till normal flygenvelop där föraren kunnat manövrera normalt. Huruvida de tre sekunder som togs i anspråk för detta skall betraktas som en acceptabel tidsåtgång är en fråga som inte låter sig besvaras med mindre än att man betraktar den underliggande kravspecifikationen för just dessa egenskaper.

Under rådande omständigheter var det dock en tillräckligt lång tidsfördröjning för att aktivt bidra till förarens beslut att lämna flygplanet.

Det finns en mängd omständigheter som på ett eller annat sätt bidragit till den uppkomna situationen. Förutom flygövningens upplägg (främst den låga flyghöjden) framstår förarnas ofullständiga kunskaper om flygplanets specifika egenskaper vid flygning i kraftigt störd luft, t.ex. ändvirvelpassager, som en avgörande omständighet. Det förefaller helt klart att varken föraren i flygplan G 56 eller andra förbandsförare vid denna tidpunkt var bekanta med de nu erfarna konsekvenserna av denna typ av ändvirvelpassage med JAS 39.

Förarens svårigheter att identifiera det extrema anblåsningstillståndet är ytterligare en omständighet som förtjänar att lyftas fram.

I den godkända flyghandboken, tillika SFI (Saab hade vid tidpunkten för haveriet inte separerat vad som var godkänd flyghandbok och bolagsanpassad operatörsmanual), fanns vid den aktuella tidpunkten en restriktion för medveten flygning i ändvirvlar. Texten löd: ”Verksamhet där risk för att oplanerat låg fart kan uppstå eller där passage av ändvirvlar kan förekomma ska undvikas”. Dessutom fanns en restriktion knuten till max tillåten anfallsvinkel med texten: ”Avsiktlig flygning i ändvirvlar är inte tillåten”.

Övrig information som beskrev konsekvensen, t.ex. kvantifierad höjdförlust, vid passage av extrema ändvirvlar saknades. Denna vägledning vid konstruktion och riskbedömning av flygövningar fanns varken i flyghandboken eller någon annanstans.

SHK konstaterar att den som konstruerat flygövningen inte hade insikt i de nu kända egenskaperna vid ändvirvelpassager. Det får anses klarlagt att flygövningen inte var avstämd mot de nu kända egenskaperna, och knappast heller mot en korrekt flygsäkerhetsmässig analys av de publicerade restriktionerna i flyghandboken.

Den efterföljande styrsystemeditionen till R11:9, med beteckningen R12:4, visade sig ha likartade egenskaper då den påverkas av en triangelformad yttre störning. Detta beror på att återföringarna i styrlagarna är identiska. När flygplan med R12:4 manövreras med spaken i softstopp är dock utgångsläget något sämre då denna edition har högre maximal anfallsvinkel. Efter initiering av störningen kommer anfallsvinkeln 45° att uppnås efter kortare tid med R12:4. Reaktionen blir alltså häftigare. Sofistikerade styrlagar för manövrering i extrema anblåsningstillstånd kommer dock att tala till R12:4:s fördel när flygplanet väl inträtt i högalfatillståndet.

Manövrerande strid mellan prestandalikvärdiga flygplan kommer även framdeles att genomföras till stora delar med max uttagbar lyftkraft, d.v.s. med spaken i softstopp. Detta

ligger i sakens natur. Med högre MLL-gräns ligger flygplanet redan i utgångsläget närmare gräns för departure, varför det är sannolikt att även virvlar med något svagare styrka förmår påverka flygplanet i sådan utsträckning att det överstegras. Därmed täcker R12:4 in ett större spektra av virvlar starka nog för att ”knuffa flygplanet genom staketet”. Det finns även anledning att utgå från att målflygplan som manövrerar med högre anfallsvinkel genererar starkare virvlar och därmed ytterligare försvårar omständigheterna.

Sannolikheten för att något flygplan råkar ut för en störning av den kaliber som drabbade G 56 under manövrerande strid mellan två JAS 39 torde sammantaget vara större med R12:4 än med R11:9.

2.2.2 Verifiering av flygegenskaper

De nu kända konsekvenserna av en ändvirvelpassage, där båda flygplanen manövrerar kraftigt, visade sig vara en egenskap som inte kom fram under utprovningen. Varken flygproven från 1993 och 1998 eller simuleringar som gjordes efter haveriet (innan tillgång till KSM-data) indikerade denna typ av problem, eller framförallt de förarupplevda intrycken av egenskaperna.

Bakgrunden till detta kan ligga i verifieringsprocessen rörande flyg- och styregenskaper hos JAS 39.

Under förutsättning att verifiering skett mot överenskommen kravbild ställs följande frågor:

- Mot vilka krav avseende flygegenskaper i störd luft har verifieringarna utförts?
- Om specificerade krav fanns för detta, varför överensstämmer då inte dessa med verklighetens riskkällor under förbandsmässigt nyttjande?

JAS 39 huvudspecifikation innehöll endast verbala krav på flygegenskaper. I övrigt hänvisades till en kravspecifikation Mil-F-8785C. Vissa krav ur denna fanns direkt inskrivna i PS; i övrigt utpekades standarden som referens.

Inför verifieringsarbetet av JAS 39 bröts kraven i projektspecifikationen ner till typgranskningkort som sedan använts genom hela verifieringsprocessen.

Någon ytterligare identifiering av betydelsefulla flygsäkerhets- och luftvärdighetsfrågor i samband med etableringen av den totala kravbildens skedde inte. Således har det heller inte gjorts någon analys av kravstandardens tillämplighet på t.ex. förbandsmässig flygning av typen manövrerande luftstrid under beaktande av olika riskkällor.

Mil-F-8785C innehåller en relativt enkel modell av vindbystörning, bestående av ett tvärhastighetstillskott i form av en dubbelpuls med topp-topp värde på 15 m/s. Detta är avsevärt lägre än styrkan i upp- respektive nedsvep i verklighetens ändvirvlar.

Under de genomförda flygproven har målsättningen varit att verifiera egenskaperna vid passage genom virvlar med olika styrkor och under olika vinklar. Virvlarna har genererats av riktiga flygplan, av typen 37 eller 39. Under flygproven har Saab varit frikopplad från låsningen till den teoretiska turbulensmodellen i Mil-F-8785C. Det har alltså funnits utrymme för en mer verklighetsförankrad verifiering under dessa flygprov, d.v.s. att prova egenskaperna under förhållanden som avspeglar en specificerad eller tänkt användning. Vid granskning av resultatet av dessa flygprov har följande konstateras:

Inte i något fall har provflygplanet manövrerat mot, eller ens i närheten av, MLL-gräns trots att detta måste betraktas som en naturlig grad av manövrering vid ofrivilliga ändvirvelpassager under luftstrid. Detta har inte heller framställts som ett krav vid verifieringen.

Det finns några ändvirvelpassager redovisade där provflygplanet erhållit relativt stora förändringar i anfallsvinkel ($\Delta\alpha$ på 25°), under det att framförvarande flygplan av typ JA 37 manövrerat måttligt. Provflygplanets anfallsvinkel vid ingången i ändvirvlarna har vid dessa tillfällen inte överstigit 12° . Någon ytterligare analys av dessa provresultat har inte redovisats.

Begränsningarna i de utförda proven, främst avseende provflygplanets manövrering vid ingång i ändvirvlarna, var föranledda av den ännu inte genomförda spinnutprovningen. Detta måste betraktas som naturligt, speciellt i skenet av att det inte fanns några simuleringar utförda inom det aktuella området.

Ovanstående resultat användes som verifierande dokument för att tillsammans med den sedermera genomförda ändvirvelstudien stänga det aktuella typkortet.

I efterhand är det lätt att konstatera att data från flygproven borde ha varit tillräckliga för att extrahera styrkan i virvlarnas upp- respektive nedsvep, jämföra dessa med turbulensmodellen (baserad på kravstandarden), och utnyttja resultatet för validering av kravstandarden. Med en omkalibrerad modell och mängdsimuleringar hade förutsättningar funnits för att kartlägga de nu erfarna egenskaperna.

Saab utnyttjade inte simuleringar som verifieringsmetod för dessa egenskaper förrän efter olyckan och då med det primära syftet att stänga TYPJAS-kortet.

SHK:s analys av vad som hittills framkommit kan sammanfattas enligt följande:

- Verifiering visar att specificerade krav (uttryckta i MIL-F-8785C) avseende flygegenskaper i störd luft har uppfyllts gott och väl, vilket har visats genom simuleringar i samband med haveriutredningen.
- Tillämpligheten i specificerade krav har inte analyserats i tillräcklig omfattning. En följd av detta har blivit att ett uppfyllande av tillämpliga krav med flygplanet i sin specificerade användning, inte har skett på ett tillfredsställande sätt.
- Systematisk verifiering av ändvirvelegenskaper, d.v.s. nyttjandet av simuleringar i kombination med flygprov, hade inte utförts innan haveriet.
- Restriktioner som kompensation för den ännu icke utförda spinnutprovningen fanns inskrivna i den anpassade flyghandboken SFI. Dessa har dock i sin allmänna formulering inte tolkats på ett flygsäkerhetsutvecklande sätt av brukaren.
- De ändvirvelpassager som noterats under förbandstjänst har inte av förarna upplevts som onaturliga. Detta faktum tillåter dock inga slutsatser om styrsystemets inre liv vid dessa tillfällen.

Drygt ett år efter fullständig analys av KSM-data hade inte några kompletterande mängdsimuleringar gjorts i avsikt att utreda flygegenskaperna vid ändvirvelpassager under kraftig manövrering. En anledning till detta är att vedertagna simuleringsmodeller saknas. Innan sådan kartläggning är slutförd är det svårt att avgöra problemets egentliga omfattning. Dessa simuleringar bedöms alltså utgöra förutsättningen för en kompletterande systemsäkerhetsanalys inom området.

På Saab har dock ett stort arbete lagts ner på att konstruera en kalibreringsbar ändvirvelmodell med vars hjälp denna typ av simuleringar blir möjliga att genomföra i framtiden.

2.2.3 Markkollisionsvarningssystemet

Varning för markkollision har presenterats och tolkats av föraren på ett sådant sätt att detta på ett icke obetydligt sätt har bidragit till hans beslut att lämna flygplanet. Den av föraren upplevda varningsnivån stämmer inte med ett designmässigt uppträdande hos denna funktion.

Saab har presenterat ett antal möjliga förklaringar till avvikelserna enligt nedan:

1. Avvikelsen orsakad av felaktiga indata till MKV-funktionen levererade av radarhöjdmätaren. Detta skulle antingen vara i form av direkt inmätning av framförvarande flygplan (istället för ett markeko) eller signalinterferens mellan de två flygplanens radarhöjdmätare.
2. Störningar i luftdatahöjd orsakad av det extrema anblåsningstillståndet. Fenomenet har uppträtt i samband med högalfautprovning och skulle kunna få stor inverkan på MKV:s tillväxtberäkning.
3. Misstolkad presentation av föraren.

Det finns gott om stöd för den första teorin från förbandserfarenheter med en stor mängd falska höjd- och markkollisionsvarningar. Dessa har då vanligen orsakats av signalinterferens

mellan RHM-stationer. Det som talar emot detta, näst intill uteslutning, är att RHM i G 56 har varit i beredskapsmod (ingen utsändning) ca 10 sek. innan störningen, därefter genomfört ett antal korrekta inmätningar under det s.k. högalftillståndet för att sedan återgå till beredskapsmod.

Teori nr två är då avsevärt intressantare emedan det hittills inte burits fram några argument mot denna förklaring. Å andra sidan har det inte heller gjorts några verifierande prov eller simuleringar på Saab som styrker denna teori.

Enligt sakkunniga på Saab har man dock påvisat att luftdatastorheterna (ADC) har påverkats kraftigt under högalfaproven. Kvantifiering av denna påverkan kan beskrivas med språngartad höjdförlust i storleksordningen 300-400 m. Detta har dock inte varit tillräckligt för s.k. monitortripp, vilket kräver avsevärt större diskontinuiteter. Barometrisk storheter från fenpitotsystemet och kroppsplacerad statisk trycksond har under högalfaproven uppvisat tillräckligt stora avvikelser för att trippa motsvarande monitor i ESS. Resonemanget motsäger alltså inte att det är larmnummer 163 med klartexten RES-LD UR FKN som associeras med VAT-fältet PRIMDAT.

Analys av den tredje teorin blir av naturliga skäl betydligt mer komplex. Att värdera en föräres möjlighet att i en given situation korrekt tolka MKV-presentationen synes inte vara lätt. Efter intervjuer med föraren är det dock klarlagt att den akustiska informationen i MKV inte har uppfattats i detta korta intensiva skede.

För att överhuvudtaget kunna föra en diskussion som leder någonstans kan man bortse från förarens iakttagelse av siffrorna på MKV-symbolen och i stället fokusera på de stora, snabbt växande pilspetsarna.

Denna symbolik skiljer sig betydligt från den tidiga MKV-symbolen, och detta blir tydligt omedelbart när varningsnivån D uppnåts. Presentationen innehåller i detta skede dessutom en mycket kraftig dynamik.

Den tekniska utredningsgruppens samlade bedömning är att sannolikheten för att misstolka varningsnivån D bedöms som liten.

Funktionella krav, nerbrutna i designkrav, saknas i erforderlig omfattning även för MKV-funktionen. Därför är det svårt att värdera vunna utredningsresultat mot den verifiering som är genomförd. Den anpassade flyghandboken (SFI) föreskriver att all MKV-varning skall föranleda omedelbara åtgärder från föraren, utan föregående analys av flygläget. Begränsningar i systemets funktion skall införas som gränsvärden i flyghandboken och därmed ingå i operatörens planeringsförutsättningar.

Oaktat resultatet från denna utredning har ett behov av kompletterande verifiering av MKV-funktionen identifierats. Val av verifieringsmetod ankommer inte på SHK att ha synpunkter på, men anblåsningstillståndets påverkan på primärdata och dess genomslag i MKV-beräkningarna måste klargöras. SHK har konstaterat att det för detta ändamål saknas anpassade simuleringsverktyg för MKV-funktionen.

2.2.4 Det kraschskyddade minnet

Under arbetet med att återfinna och omhänderta minnesenheten i den kraschskyddade registreringen har ett antal svagheter i apparatinstallationen identifierats. Bristerna har starkt bidragit till att det tog 15 månader att återfinna minnesenheten. Dessutom fanns det en uppenbar risk för att minneskretsarna skulle bli förstörda med totalförlust av data som följd.

Funktionen kraschskyddad registrering har även uppvisat brister avseende val av registrerade storheter samt intervallerna mellan registreringarna. Detta har i sin tur bidragit till att försvåra återskapande av händelseförloppet med negativa konsekvenser för analys och korrekta slutsatser.

Det två skilda modellerna av KSM skiljer sig åt med avseende på egenskaper som direkt påverkar kraschtåligheten. För flygplan ingående i delserie 2 har hållaren ett icke ritningsenligt utseende i form av klenare godstjocklek i gavlarna och större toleranser när det gäller

avståndet mellan hållarens gavlar så att pingsändaren måste fixeras med gummidistanser för att erhålla en glappfri inspänning.

Fästplattan som utgör hållarens infästning till själva minnesenheten hade slitits loss vid nedslaget. Undersökning visade att svetsarna var i sådant utförande att den lastupptagande förmågan i svetsförbandet var mindre än 25 % av det som produktionsunderlaget angav.

Vidare hade vatten trängt in till minneskapslarna. Orsaken till vattenläckaget var att ett av minnesenhetens 4 fästöron slitits av i samband med att KSM lossnat från sin infästning i flygplanet. Därmed bröts den vattentäta inkapslingen av de elektroniska minneskretsarna.

Kravet på enheten är att den skall vara vattentät ner till 500 m djup. Vid denna olycka var minneskretsarna utvärderingsbara trots vatteninträngningen. Huruvida detta kan förväntas vid ett saltvattenshavveri är dock tveksamt.

Det grundläggande problemet när det gäller funktionella brister i den kraschskyddade registreringen är naturligtvis sprunget ur brist på minnesutrymme. Konflikten blir uppenbar mellan krav på stort antal variabler, hög samplingsfrekvens och tillräckligt långt tidsintervall för vilket cyklisk registrering sker.

Under analysen av KSM-data har SHK konstaterat att det föreligger ett behov av att göra en genomlysning av innehållet i registreringen. Några variabler har registrerats med alltför låg frekvens eller dålig upplösning, andra innehåller felaktigheter eller saknas helt.

Säkerheten i vissa utredningsresultat hade varit större om t.ex. höjddata, attityder och höjdvarning hade registrerats med högre frekvens.

Trimsignalerna från styrsystemet samt vissa diskreta signaler, t.ex. från landställets mikrobrytare, har visat sig vara felaktiga.

Ett antal för utredningen viktiga variabler har helt saknats. Hit hör borgerlig tid, luftdata-höjd, larmnummer från funktionsövervakningen samt data från MKV, TN och ADT.

2.2.5 VBS-bandspelaren

Bandet från VBS-bandspelaren är en mycket kraftfull informationsbärare och skulle ha varit ett utmärkt hjälpmedel i utredningen, framförallt när det gäller att återskapa presentationssituationen i kabinen. Tyvärr visade det sig att bandkvaliteten på dessa standardband (Sony Hi-8) inte klarade av vatten mer än några enstaka timmar. Därefter separerade metalloxygen från plastfilmen och informationen förlorades helt. Även om bandspelaren inte är kraschskyddad finns det goda möjligheter att delar av bandet kan återfinnas i analyserbart skick.

Utredningen har påvisat ett behov av ett VBS-band i ett vattenresistent utförande. En rimlig ansats avseende kvalitén bör vara tålighet i nivå med RUF- och UTB-band för JA 37.

Den preciserade kravspecifikationen ankommer dock på Försvarmakten att göra.

2.3 Organisation och ledning

SHK:s undersökning av de flygoperativa förhållandena på F 7 före olyckan har inte visat på några speciella brister. Försvårande för arbetet var dock att utbildningsanvisningarna alltjämt var under utveckling och att flygsäkerhetsbedömningar ofta gjordes med tidigare flygsystem (flygplan 37) som grund.

De redovisningar som Saab personal gjorde i samband med introduktionen av JAS 39 på förbandet hade uppfattats som givande men innehöll inget om den egenskap som ledde till olyckan. De förbandserfarenheter som vunnits under tiden på F 7 bjöd inte heller på några nya informationer.

Utredningen har visat att flygplanets egenskaper vid ändvirvelstörningar inte var till fullo kända och var därför inte möjliga att till sina konsekvenser förutse. Den ändvirvelrestriktion som fanns i den godkända flyghandboken bedöms av SHK inte vara formellt möjlig att efterleva vid övningar i luftstrid. Dessutom anser samtliga hörda JAS-piloter att det är näst intill omöjligt att prediktera ändvirvlarna från en framförvarande JAS 39 och att detta är

särskilt accentuerat mot mörk bakgrund, ett förhållande som rådde ned mot Vänerns vatten vid olyckan.

Utredningen har vidare visat att den aktuella flygövningen inte var korrekt avstämd mot dåvarande verifieringsläge på flygplan JAS 39. Det har under utredningens gång inte framgått hur den tidigare nämnda restriktionen i flyghandboken (SFI) hade analyserats och värderats vid konstruktionen av flygövningen.

Vid F 7 genomfördes vid tiden för olyckan en mångfald av stöduppdrag i form av besök som prioriterats från högre ort, vilket i kombination med personalbrist gjorde verksamheten svåröverskådlig.

Bland de förare som SHK hört fanns uppfattningen att JAS flygegenskaper var suveräna och att flygplanet inbjöd till att flyga optimalt, d.v.s. att utnyttja styrsystemets softstopp. Sannolikt har denna funktion medverkat till att ge en falsk känsla av systemstöd åt föraren, vilket kan ha medfört att manövreringen flyttats närmare envelopens gränser.

2.4 Miljökonsekvenser

Flygplanet havererade i vattnet utan att någon brand eller explosion uppstod. Detta innebär att ingen förbränning av bränsle etc. har skett. Den relativt begränsade mängden bränsle och oljor som spritts i Vänern bedöms inte ha någon nämnvärd påverkan på miljön.

Att ingen brand uppstod har på ett gynnsamt sätt bidragit till att bibehålla kompositstrukturen och därigenom förhindra spridning av lösa fibrer. I övrigt finns överhuvudtaget ingen vattenlöslighet när det gäller kompositmaterial varför kvarvarande strukturdetaljer inte torde bidra till framtida föroreningar rent kemiskt.

Kvarvarande flygplanrester finns djupt nerbäddade i bottenleran på ca 80 m djup. Kombinationen av lera och vattendjup innebär låg syresättning. Detta tillsammans med vattnets låga salthalt gör att korrosionshastigheten och därmed omvandlingen av den lilla kvarvarande mängd tungmetaller (krom, kadmium etc.) till lösliga föreningar sker långsamt.

En mycket stor mängd delar ingående i elektronikapparaterna har bärgats, bedömt 80-90 %. Anledningen till denna s.k. specialinriktning av bärgningsarbetet var den stora efterfrågan på minneskretsar i dessa apparater, nödvändiga för själva utredningsarbetet. Andelen beryllium som därmed finns kvar och ev. frigörs betraktas därför som mycket liten.

Termobatterierna liksom huvudbatteriet bärgades inom ett halvår efter haveriet.

Den samlade bedömningen från SHK:s sida är att miljökonsekvenserna kan betraktas som försumbara.

Totalt har ca 74 % av flygplanets grundtomvikt inklusive motor bärgats, vilket är ett gott resultat i detta sammanhang.

Någon ytterligare bärgning av flygplanrester rekommenderas därför inte.

3 VIDTAGNA ÅTGÄRDER

Under den pågående utredningen har en delrapport avseende räddningssystemet publicerats i form av SHK:s skrivelse 2000-02-15 A23. Denna innehöll ett antal rekommendationer vilka har mottagits av Försvarmakten (HKV:KRI Luft) som gjort vissa avdömningar samt vidtagit en del korrigerande åtgärder.

När det gäller flygegenskaper hos JAS 39 har SHK inte funnit anledning att ge ut några rekommendationer under utredningens gång. Detta främst beroende på att Försvarmakten, på eget initiativ, gav ut ett centralt direktiv, HKV skrivelse 35 839:71594 daterad 1999-10-11, där lägsta höjd för luftstrid höjdes till en nivå som SHK ansåg vara tillfyllest även efter att händelseförloppet blev känt. Skrivelsen, som utkom inom en månad från haveriet och föregicks av lokalt direktiv från F7:s flygoperativa ledning, var mer påkallad av en anpassning mellan övningsmålsättning och förändrade taktiska behov än av rena utredningsresultat.

Därutöver tog Saab på sig, inom ramen för sitt producentansvar, att under hösten 2002 informera brukarna om intressanta utredningsresultat, speciellt rörande flygegenskaper vid passage av störd luft.

4 UTLÅTANDE

Olyckan orsakades av att flygplanet kom in i ändvirvlarna från målflygplanet varvid först anfallsvinkeln minskade från kommenderade 20° till 5°. Då föraren alltjämt kommenderade 20° försökte styrsystemet öka anfallsvinkeln genom att med både nosvinge och bakkantsroder kommendera positivt tippmoment (nos upp). Då rodren förflyttat sig halvvägs mot maximalt nos upp avtog vindbystörningen. Rodrens då ofördelaktiga position gjorde det omöjligt att med tillgänglig rodervinkelhastighet begränsa anfallsvinkeln som snabbt ökade till ca 45° innan styrsystemet förmådde reducera densamma. Under detta överstegrade tillstånd hade föraren ingen tillgång till styrsystemet i tippad och en kraftigt reducerad respons i lateralled.

Under förloppet upplevde föraren markkollisionsvarning nivå D, med ett krav på mer än 10 g i upptagning för att gå fri från vattnet. Då han inte kunde manövrera flygplanet beslöt han, helt i enlighet med förarinstruktionen, att lämna det med hjälp av räddningssystemet. Ungefär samtidigt som föraren lämnade flygplanet hade styrsystemet reducerat anfallsvinkeln så att flygplanet åter var kontrollerbart.

Den tekniska undersökningen har visat att styrsystemets MLL-funktion fungerat enligt design och återfört flygplanet till normal flygenvelop. Huruvida markkollisionsvarningssystemet har fungerat som avsett har inte med säkerhet kunnat verifieras.

Bidragande till olyckan har varit att luftstridsövningen genomfördes på låg höjd och med kraftiga dykvinklar där säkerhetsmarginalerna snabbt reduceras om något oförutsett inträffar.

Konsekvenserna av flygplanets egenskaper vid ändvirvelpassager var inte till fullo kända eller förutsedda av vare sig Saab eller Försvarmakten.

5 REKOMMENDATIONER

- 5.1 Försvarmakten bör tillse att en studie av flygplanets egenskaper vid ändvirvelpassager genomförs, där hela flygenvelopen genomlyses med erforderligt antal variationer på störningens storlek och utseende.

Prioritering bör ske gentemot flygfall med kraftig manövrering och med en atmosfärmodell som korrekt avspeglar verklig styrka i förekommande virvlar.

Flygegenskaperna vid passage av ändvirvlar, kompletterade med resultat från ovan nämnda studie, bör beskrivas i den godkända flyghandboken. Denna information bör på ett tydligt sätt beskriva konsekvenser av de aerodynamiska störningar som ändvirvlar kan ge upphov till.

(RM 2002:02R1)

- 5.2 Försvarmakten bör tillse att MKV-funktionens uppträdande vid extrema anblåsnings-tillstånd utreds och analyseras. Passande åtgärder bör införas i den godkända flyghandboken.

(RM 2002:02R2)

- 5.3 Försvarmakten bör tillse att flygoperatörerna tar hänsyn till de vunna erfarenheterna avseende flygegenskaper vid kraftiga aerodynamiska störningar med JAS 39 och anpassar utbildningen och övningsverksamheten därefter.

(RM2002:02R3)

- 5.4** Försvarsmakten bör i sina processer för framtagning, validering och fastställande av anvisningar för flygutbildning säkerställa att riskanalys genomförs i erforderlig omfattning.
(*RM 2002:02R4*)
- 5.5** Försvarsmakten bör verka för att raketstolens armfixeringssystem förbättras så att funktionen tillgodoses enligt designkrav.
(*RM2002:02R5*)
- 5.6** Försvarsmakten bör verka för att det nuvarande vattenaktiverade batteriet till livbåtens uppblåsningsdon ersätts med ett batteri som är bättre lämpat för svenska förhållanden med sötvatten i insjöar samt låg salthalt i omgivande vatten.
(*RM2002:02R6*)
- 5.7** Försvarsmakten bör verka för att utrustning för utbildning/övning av flygförare, ytbärgare, m.fl. anskaffas i tillräcklig omfattning för att möjliggöra träning av metodik och korrekta handgrepp i samband med och efter uthopp från JAS 39.
(*RM2002:02R7*)
- 5.8** Försvarsmakten bör verka för att infästningen av KSM utförs på ett sådant sätt att inte minnesenheten bryts sönder vid olyckor samt att pingsändaren monteras på KSM på ett sådant sätt att inte separation sker vid olyckor. KSM med förrådsbeteckningen F5960-002941 bör dessutom ersättas med KSM vars minneskretsar inte riskerar att slås sönder av den s.k. värmesänkan vid olyckor.
(*RM2002:02R8*)
- 5.9** Försvarsmakten bör verka för att en totalgenomlysning sker av registreringen i KSM avseende val av variabler som skall registreras samt med vilka intervall denna registrering skall ske; detta behövs för att tillgodose kravet på ändamålsenliga data i avsikt att möjliggöra fullständiga utredningar. Försvarsmakten bör även verka för att KSM utökas vad gäller minneskapacitet i flygplan JAS 39.
(*RM2002:02R9*)
- 5.10** Försvarsmakten bör ersätta nuvarande Hi-8 band i JAS 39 videobandspelare med en bandtyp som inte omgående förstörs i vatten.
(*RM2002:02R10*)