



**Statens haverikommission**  
Swedish Accident Investigation Board

ISSN 1400-5719

## ***Rapport RL 2010:01***

### **Olycka med flygplanet SE-IVF i Falsterbokanalens norra hamn, M län, den 26 oktober 2006**

Dnr L-27/06

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](http://www.havkom.se)

---

Statens haverikommission (SHK) Swedish Accident Investigation Board

*Postadress*  
P.O. Box 12538

102 29 Stockholm

*Besöksadress*  
Teknologgatan 8 C  
[www.havkom.se](http://www.havkom.se)  
Stockholm

*Telefon*  
08-508 862 00

*Fax*  
08-508 862 90

*E-post*  
[info@havkom.se](mailto:info@havkom.se)

*Internet*



**Statens haverikommission**  
Swedish Accident Investigation Board

2010-02-22

L-27/06

European Aviation Safety Agency  
Postfach 10 12 53  
DE-504 52 Koeln, Tyskland

Transportstyrelsen  
Luftfartsavdelningen  
601 73 NORRKÖPING

### **Rapport RL 2010:01**

---

Statens haverikommission har undersökt en olycka som inträffade den 26 oktober 2006 i Falsterbokanalens norra hamn, M län, med ett flygplan med registreringsbeteckningen SE-IVF.

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

Statens haverikommission emotser besked senast den 1 augusti 2010 om vilka åtgärder som har vidtagits med anledning av de i rapporten intagna rekommendationerna.

En översättning av rapporten till engelska bifogas.

Göran Rosvall

Henrik Elinder

## Innehållsförteckning

<b>Rapport RL 2010:01</b> .....	<b>8</b>
<b>1 FAKTAREDOVISNING</b> .....	<b>12</b>
1.1 Redogörelse för händelseförloppet .....	12
1.1.1 Förutsättningar .....	12
1.1.2 Starten från Ronneby .....	12
1.1.3 Första delen av flygpasset .....	12
1.1.4 Förbiflygningarna över KBV-basen .....	13
1.1.5 Olyckan .....	13
1.1.6 Vittnesuppgifter .....	13
1.2 Personskador .....	14
1.3 Skador på luftfartyget .....	15
1.4 Andra skador.....	15
1.5 Besättningen .....	15
1.5.1 Befälhavaren .....	15
1.5.2 Biträdande föraren .....	15
1.5.3 Systemoperatörer .....	16
1.5.4 Förarnas tjänstgöring .....	16
1.6 Luftfartyget .....	16
1.6.1 Allmänt .....	16
1.6.2 Certifiering .....	17
1.6.3 Vinginfästning .....	17
1.6.4 Lastupptagning i vingkoppel .....	19
1.6.5 Centervinge .....	20
1.6.6 Avisningssystem .....	21
1.6.7 Stallvarnare .....	21
1.6.8 Rodersystem .....	22
1.6.9 Underhållssystem .....	22
1.6.10 Livstidsförlängning .....	23
1.6.11 Korrosionskontroll CPCP C-212-PV01 .....	25
1.6.12 Dowty SB 61-1119-R4. ....	26
1.6.13 Operativa begränsningar .....	27
1.7 Meteorologisk information.....	28
1.8 Navigationshjälpmedel.....	28
1.9 Radiokommunikationer .....	28
1.9.1 Starten .....	28
1.9.2 Havsövervakningen .....	28
1.9.3 Förbiflygningen .....	29
1.10 Flygfältsdata.....	29
1.11 Färd- och ljudregistratorer.....	29
1.11.1 Hantering av FDR och CVR .....	29
1.11.2 FDR-data .....	29
1.11.3 Radardata .....	30
1.11.4 Tillgängliga inspelade flygprofiler .....	31
1.11.5 CVR-data .....	32
1.12 Olycksplats och luftfartygsvrak .....	33
1.12.1 Olycksplatsen .....	33
1.12.2 Sökning och kartläggning av vrakdelar .....	34
1.12.3 Bärgning av flygplansvraket .....	35
1.12.4 Flygplansvraket .....	35
1.13 Medicinsk information .....	37
1.13.1 Befälhavaren .....	37
1.13.2 Biträdande förare .....	37
1.14 Brand.....	37
1.15 Överlevnadsaspekter .....	37
1.16 Särskilda prov och undersökningar .....	37
1.16.1 Allmänt .....	37
1.16.2 Flygplansstrukturen – allmänt .....	37
1.16.3 Instrument .....	38

1.16.4	Motorer	39
1.16.5	Propellrar	39
1.16.6	Vingbrottet	40
1.16.7	Vänster vinge	40
1.16.8	Höger vinge	41
1.16.9	Metallurgiska undersökningar	42
1.16.10	Utmattningsprov och flygprov	52
1.16.11	Jämförelser med systerflygplan, S/N 343	53
1.16.12	Tätning av nitförband	53
1.17	<b>KBV:s organisation och ledning</b> .....	<b>54</b>
1.17.1	Allmänt	54
1.17.2	KBV:s flygverksamhet	54
1.17.3	Operativ dokumentation	55
1.17.4	Ledningsfunktion	57
1.17.5	Upphandlingen av CASA C-212	58
1.17.6	Flyguppdragsprofiler	58
1.17.7	Speciella flygmoment	59
1.17.8	Utbildning	60
1.17.9	Tekniskt ansvar och utfört underhåll	61
1.17.10	Särskilda historiska händelser och anmärkningar	61
1.17.11	Flygoperativ kultur och arbetsmiljö	63
1.17.12	SHK:s deltagande i KBV-flygning	64
1.17.13	Användningen av S/N 346 vid skolflygning	65
1.18	<b>Övrigt</b> .....	<b>65</b>
1.18.1	Tillverkning av CASA C-212 – generellt	65
1.18.2	Tillverkningen av olycksflygplanet	65
1.18.3	Modificeringar efter leverans	66
1.18.4	CASA C-212 driftstatistik	66
1.18.5	CASA C-212 olycksstatistik	67
1.18.6	Återrapportering av utförda inspektioner	67
1.18.7	Åldrande flygplan (Aging aircraft)	67
1.18.8	Multiple Site Damages	68
1.18.9	Luftfartsstyrelsens (numera Transportstyrelsens) tillsynsverksamhet	69
1.18.10	Vidtagna åtgärder med anledning av olyckan	70
1.18.11	FAA Memorandum FEB 19, 2008	72
1.18.12	Räddningstjänst	73
1.18.13	Miljöaspekter	76
1.18.14	Jämställdhetsfrågor	76
<b>2</b>	<b>ANALYS</b> .....	<b>77</b>
2.1	<b>Olycksflygningen</b> .....	<b>77</b>
2.1.1	Planering av flyguppdraget	77
2.1.2	Flygningen	77
2.1.3	Förbiflygningarna	78
2.1.4	Vingseparationen	78
2.1.5	Nedslaget	79
2.2	<b>KBV:s flygverksamhet</b> .....	<b>79</b>
2.2.1	Flyguppdragsprofiler	79
2.2.2	G-belastningar	80
2.2.3	Operativa rutiner	80
2.2.4	Operativ kultur	81
2.2.5	Skolflygning	83
2.2.6	Inträffade händelser	83
2.2.7	Operativ tillsyn och regelverk	84
2.3	<b>Vingbrottet</b> .....	<b>84</b>
2.3.1	Konstruktion av vinginfästning	84
2.3.2	Tillverkningen av olycksflygplanet	88
2.3.3	Vingbrottet	89
2.4	<b>Initiering och tillväxt av utmattningssprickor</b> .....	<b>90</b>
2.4.1	Multiple Site Damages	90
2.4.2	Utmattningslivslängd	91
2.4.3	Kvarvarande materialspänning	92
2.4.4	Krävande operation med inslag av extra oscillerande laster	94
2.4.5	Sammanfattning	96
2.5	<b>Underhållssystem</b> .....	<b>97</b>
2.5.1	Underhållsföreskrifter	97

2.5.2	Flygprofiler	99
2.5.3	Ledande flygplan (Leading aircraft)	99
2.5.4	Åldrande flygplan	100
2.6	Räddningstjänsten.....	100
<b>3</b>	<b>UTLÅTANDE.....</b>	<b>101</b>
3.1	Undersökningsresultat .....	<b>101</b>
3.1.1	Olyckan	101
3.1.2	Flygplanstypen	101
3.1.3	Olycksflygplanet	102
3.1.4	Flygverksamheten	102
3.1.5	Räddningstjänsten	103
3.2	Orsaker till olyckan.....	103
<b>4</b>	<b>REKOMMENDATIONER.....</b>	<b>103</b>

## **BILAGOR**

1	FDR-data
2	Relevant information från CVR-utskrift
3	Metallens mekaniska egenskaper
4	Oförstörande provning, (NDT)
5	Inre spänningar i metallegeringar
6	Riveted lap joints and Multiple Site Damage
7	Brottyteanalyser
8	Sammanfattning av casa rapport NT-2-ADF-08002

## FÖRKORTNINGAR

Förkortning	Benämning	Förklaring
AC	Advisory Circular	Myndighetsinformation
AD	Airworthiness Directive	Myndighetsdirektiv
AFM	Aircraft Flight Manual	Flygplanshandbok
AIP	Airport Information Publication	Flygplatsinformation
AOC	Air Operators Certificate	Luftfartstillstånd
AOL	All Operators Letter	Meddelande till operatörer
ARCC	Aeronautical Rescue Coordination Centre	Flygräddningscentralen
ATA	Air Transport Association	Referensstandard inom flygindustrin
ATPL	Airline Traffic Pilot License	Trafikflygarcertifikat
BCL	Bestämmelser för Civil Luftfart	Svenska luftfartsbestämmelser
CASA	Construcciones Aeronáuticas, S.A.	Flygplantillverkare
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil	Spanska haverikommissionen
CPCP	Corrosion Prevention and Control Program	Program för korrosionskontroll
CPL	Commercial Pilot License	Yrkesflygcertifikat
CVR	Cockpit Voice Recorder	Ljudregistrator
DGAC	Direction General de Aviación Civil	Spanska luftfartsmyndigheten
DGAM	Direction General de Aviación Mil.	Spanska militära luftfartsmyndigheten
DHB	Drifthandbok	Operatörsmanual
EASA	European Aviation Safety Agency	Europeisk luftfartsmyndighet
ELT	Emergency Locator Transmitter	Nödsändare
FAA	Federal Aviation Administration	Amerikanska luftfartsmyndigheten
FAR	Federal Aviation Regulation	Amerikanska bestämmelser för civil luftfartsverksamhet
FDR	Flight Data Recorder	Flygdataregistrator
FFV	Förenade fabriksverken	Ursprunglig benämning på militär verkstad
FMV	Försvarets materielverk	
GPS	Global Positioning System	Satellitnavigeringssystem
GVI	General Visual Inspection	Allmän visuell inspektion
IAS	Indicated Air Speed	Indikerad fart
IFR	Instrument Flight Rules	Instrumentflygregler
IMC	Instrument Meteorological Conditions	Instrumentflygväderförhållanden
IPC	Inch Per Second	Mått på obalans
LVD	Luftvärdighetsdirektiv	
MEL	Minimum Equipment List	Tekniska minimikrav för flygning
MMC	Metal Matrix Composite	Kompositmaterial
MCC	Multi Crew Cooperation	Samarbete i flerpilotsbesättning
MPa	Megapascal	Enhet för tryck
MRCC	Maritime Rescue Coordination Centre	Sjöräddningscentralen
MSS	Maritime Surveillance System	Havsövervakningssystem
MUST	Militära underrättelsetjänsten	
NDT	Non Destructive Testing	Oförstörande provning
KBV	Kustbevakningen	
PC	Proficiency Check	Kompetenskontroll av förare
PFT	Pilot Flight Training	Periodisk flygträning
PSE	Principal Structural Element	Bärande konstruktionsdel
QAR	Quick Access Recorder	Datainsamlingsenhet
QNH	Q-code	Lufttryck vid havsytan
RM	Route Manual	Inflygningskartor
ROV	Remotely Operated Vehicle	Fjärrstyrd undervattensfarkost
RPM	Route Performance Manual	Prestandamannual
RVR	Runway Visual Range	Bansynvidd – mått längs landningsbana

SAR	Search And Rescue	Eftersök och räddningstjänst
SB	Service Bulletin	Underhållsföreskrift
SEM	Svepelektronmikroskop	Avancerat mikroskop
SHB	Standardiseringshandbok	
SID	Supplemental Inspection Document	Kompletterande instruktion för utrustning
SLAR	Side Looking Airborne Radar	Sidoseende radar för luftfartyg
S/N	Serienummer	
SSRS	Svenska Sällskapet för Räddning af Skeppsbrutne	Ideell sjöräddningsorganisation
STOL	Short Take Off and Landing	Kort- start/landnings egenskaper
TFHS	Trafikflyghögskolan vid Lunds Universitet	
UTC	Coordinated Universal Time	Internationell referenstid
VFR	Visual Flight Rules	Visuella flygregler
VMC	Visual Meteorological Conditions	Visuella väderförhållanden
VMCA	Minimum Control Speed Airborne	Lägsta fart vid enmotoroperationer för kontrollerbarhet av flygplanet i luften
VMCG	Minimum Control Speed Ground	Lägsta fart vid enmotoroperationer för kontrollerbarhet av flygplanet på marken
VMS	Vessel Monitoring System	Övervakningssystem för fartygstrafik

## Rapport RL 2010:01

L-27/06

Rapporten färdigställd 2010-02-22

Luftfartyg; registrering, typ	SE-IVF, CASA C-212-CE
Klass, luftvärdighet	Normal, gällande luftvärdighetsbevis
Ägare och innehavare	Kustbevakningen (KBV) Box 536, 371 23 Karlskrona
Tidpunkt för händelsen	2006-10-26, kl. 13.26 i dagsljus Anm.: All tidsangivelse avser svensk normaltid (UTC + 1 timme)
Plats	Falsterbokanalens norra hamn, M län, (pos. 55.25N 012.56E; vid havsytans nivå)
Typ av flygning	Patrullflygning
Väder	Enligt SMHI:s analys: Vind sydlig 18 knop med byar upp till 25 knop, sikt god, inga moln under 5000 fot <sup>1</sup> , temp./daggpunkt +14/+11 °C, QNH 1004 hPa
Antal ombord; besättning Passagerare	4 -
Personskador	Samtliga ombord omkomna
Skador på luftfartyget	Totalhaveri
Andra skador	Bränsle och oljeläckage i havet
Befälhavaren: Kön, ålder, certifikat Total flygtid Flygtid senaste 90 dagarna Antal landningar senaste 90 dagarna	Man, 41 år, ATPL 4424 timmar, varav 4192 timmar på typen 149 timmar, samtliga på typen 25, samtliga på typen
Bitr. föraren: Kön, ålder, certifikat Total flygtid Flygtid senaste 90 dagarna Antal landningar senaste 90 dagarna	Man, 33 år, CPL 638 timmar, varav 421 timmar på typen 210 timmar, varav samtliga på typen 35, samtliga på typen
Systemoperatörer	Två män

Statens haverikommission (SHK) underrättades den 26 oktober 2006 om att en olycka med ett flygplan, med registreringsbeteckningen SE-IVF, inträffat i Falsterbokanalens norra hamn, M län, samma dag kl. 13.26.

Olyckan har undersökts av SHK som företrätts av Carin Hellner, ordförande t.o.m. den 28 februari 2007 och Göran Rosvall därefter, Henrik Elinder utredningschef och teknisk utredare, Stefan Christensen operativ utredare, Gerd Svensson MTO utredare och Patrik Dahlberg räddningstjänstutredare.

SHK har biträtts av Hans Landström som operativ expert, Sven-Åke Karlsson som metallurgisk expert och Liselotte Yregård som medicinsk expert.

Undersökningen har följts av Luftfartsstyrelsen genom Max Danielsson t.o.m. den 1 oktober 2008 och av Nicklas Svensson därefter.

Akrediterade experter har varit José Sala från CIAIAC (Spanien) t.o.m. den 24 mars 2008 och Juan Antonio Plaza därefter samt Jennifer Kaiser från NTSB (USA). Analyser av FDR- och CVR-data har utförts av Mark Ford från AAIB (England).

Utredningen har utförts med assistans av sakkunnig personal från EADS/CASA, Saab AB och KTH.

<sup>1</sup> 1 fot = 0,3 meter (måttenheter)



## Sammanfattning

Ett av Kustbevakningens flygplan, av typen CASA C-212 med anropssignalen KBV 585, startade kl. 11.09 från Ronneby flygplats för ett rutinemässigt havsövervakningsuppdrag. Besättningen bestod av två förare och två systemoperatörer.

Under flygningen fick besättningen ett meddelande från sambandscentralen beträffande ett inkommet önskemål om en förbiflygning över Falsterbokanalerna, där Kustbevakningen har en basering. Förarna accepterade detta och planerade om den sista delen av flygningen så att förevisningen av flygplanet skulle kunna genomföras.

Kl. 13.23 passerade KBV 585 in över kusten vid Falsterbonäset på nordnordvästlig kurs längs kanalen. Flygplanet fortsatte sedan ut över havet för att efter en vänstersväng återvända in mot basen. Flygplanet gjorde därefter en ny förbiflygning i låg fart över basen och längs kanalen på motsatt kurs. Utanför kanalmyningen vände flygplanet tillbaka i en vänstersväng och gjorde en sista anflygning mot basen.

När flygplanet närmade sig basen gjorde flygplanet vingtippningar. Efter ett par tre vingtippningar hördes en kraftig ”knall” och hela vänster vinge separerade från flygplanet. Flygplanet rollade därefter över på rygg och slog tillsammans med den separerade vingen ner i hamnbassängen, där de demolerades kraftigt vid vattenkontakten. Samtliga ombord omkom.

Den tekniska undersökningen visar att vingbrottet orsakades av att en ca 84 cm lång utmattningsspricka uppstått i vingens underplåt vid infästningen till flygplanskroppen. Sprickan i underplåten, som är en del av vingens bärande konstruktion, innebar att vingens hållfasthet var kraftigt reducerad.

I samband med de vingtippningar som utfördes uppstod momentana lyft- och masskrafter på vingarna, vilket resulterade i ett restbrott i vänster vinge som knäcktes uppåt och separerade från flygplanskroppen.

Samma typ av utmattningsspricka förekom på motsvarande plats i höger vinge, men där mindre utvecklad. Initiering och utveckling av dessa sprickor har varit likartad. Den metallurgiska undersökningen visar att initieringen skett tidigt och att utmattningssprickorna utvecklats under lång tid utan att ha blivit upptäckta. Sprickornas läge under förstärkningsplåtar gör att de inte var synliga från utsidan av vingen.

Enligt SHK:s uppfattning är konstruktionen av vingens infästning i flygplanskroppen olämplig eftersom täckplåtar mellan flygplanskropp och vinge kan överföra vertikala laster som de inte är avsedda för. Konstruktionen innebär att en avsevärd del av sådana laster under vissa förutsättningar kan överföras till vingens underplåt i ett band vinkelrätt den primära lastvägen i plåten.

Karaktären på utmattningssprickorna, som i vänster vinge resulterade i vingbrottet, är typiskt för s.k. Multiple Site Damage (MSD).

Sprickorna kan ha uppstått till följd av en kvarvarande spänning i vingens underplåt som förekommit sedan vingens tillverkning eller uppstått i samband med någon momentan överbelastning i drift. Ingenting i undersökningen har framkommit som tyder på det sistnämnda, men möjligheten kan inte uteslutas.

SHK anser dock att det är mer troligt att utmattningssprickorna har uppstått under den för verksamheten normala flygverksamheten i kombination med någon form av extra vibrationer och/eller oscillerande laster under någon tidsperiod i olycksflygplanets historia. Skadeförloppet har pågått under en lång tid och någon form av kombination av ovanstående faktorer kan inte uteslutas.

Enligt SHK:s bedömning har tillverkaren underskattat materialspänningen och risken för sprickbildning i det aktuella området och därmed överskattat utmattningshållfastheten i vingen.

Det underhållssystem som tillverkaren tagit fram för flygplanstypen, och som enligt SHK:s uppfattning följts av underhållsinstansen, har inte lyckats fånga upp och föreskriva relevanta åtgärder för att hindra tillväxten av de aktuella utmattningssprickorna.

Tillverkaren utnyttjade inte heller möjligheten att använda olycksflygplanet, vilket var gångtidsledande när det gäller kustbevakningsverksamhet, för spricksökningsinspektion (sample) i avsikt att identifiera eventuella kritiska områden med avseende på utmattningssprickor.

Efter denna olycka har tillverkare och myndigheter föreskrivit särskild inspektion av berört område i vingen med avseende på utmattningssprickor. Ungefär 1/3 av flygplan av typen i drift har hittills rapporterats som inspekterade utan att någon spricka av samma typ hittats.

Kustbevakningens flygverksamhet har ibland utsatt flygmaterielen för höga belastningar, men verksamheten har enligt SHK:s bedömning skett inom flygplanstypens tillåtna gränser.

Förevisningsflygningen vid Falsterbokanalen skedde med avsteg från gällande interna bestämmelser och utan operationella instruktioner.

Olyckan orsakades av ett otillräckligt underhållssystem med avseende på kontroll av utmattningssprickor. Bidragande till sprickbildningen har varit en olämplig konstruktion av vingens infästning i flygplanskroppen.

## Rekommendationer

EASA rekommenderas att:

- vidta erforderliga åtgärder för att säkerställa att utmattningssprickor, av samma typ som förorsakade vingbrottet på olycksflygplanet, inte kan förekomma på något CASA C-212-flygplan i drift (*RL 2010:01 R1*),
- utvärdera behovet av att modifiera vingens infästning till flygplanskroppen så att materialspänningssituationen längs den kritiska nitraden blir säkert definierad för alla förekommande flygfall (*RL 2010:01 R2*), samt att
- verka för att befintliga färdregistreringssystem ombord på stora luftfartyg, såsom FDR, QAR etc. utvecklas så att dessa även kan utnyttjas för att informera förare, samt registrera data, beträffande eventuell överbelastning i drift (*RL 2010:01 R3*).

Transportstyrelsen rekommenderas att:

- utveckla gällande regelverk för KBV:s flygverksamhet med hänsyn till verksamhetens unika uppdragsprofil och förhöjda risknivå, (*RL 2010:01 R4*), samt att
- se över den rådande kravbilden i BCL avseende egenkontrollsystem i verksamheter liknande KBV:s flygverksamhet (*RL 2010:01 R5*).

# 1 FAKTAREDOVISNING

## 1.1 Redogörelse för händelseförloppet

### 1.1.1 Förutsättningar

Kustbevakningen, i fortsättningen kallad KBV, skulle den aktuella dagen utföra två rutinmässiga havsövervakningsuppdrag med flyg över södra Östersjön och längs syd- och västkusten samt över Kattegatt. Flygningen skulle utföras med flygplanet SE-IVF med anropssignalen KBV 585. Besättningen bestod av två förare och två systemoperatörer.

Dagens första flygning skulle ske med Ronneby som startflygplats och med Malmö/Sturup som landningsflygplats. Enligt den inlämnade färdplanen skulle flygningen från Ronneby gå nordost ut tvärs Ölands södra grund, via rapporteringspunkten KOLJA, vidare till en punkt söder om Gotland. Därefter skulle flygningen via KOLJA gå tillbaka på sydvästlig kurs till en punkt söder Smygehamn i södra Östersjön och därefter direkt till Malmö/Sturups flygplats.

### 1.1.2 Starten från Ronneby

När KBV 585 taxade ut för start erhöles färdtillstånd enligt den inlämnade färdplanen. Flygpasset skulle utföras enligt VFR. Färdplanen innehöll inte någon önskad höjd, varför KBV 585 på flygledarens initiativ tilldelades höjdsiktet "1500 fot eller lägre" i samband med färdtillståndet.

Starten skedde kl. 11.09 på bana 19. Strax efter lättning begärde besättningen att få göra en "360", dvs. svänga ett helt varv från den aktuella positionen. Begäran bifölls av flygledaren och KBV 585 utförde ett varv på ca 500 fots höjd i vänstersväng runt fältet. Inga kommentarer eller förklaringar gavs av besättningen under manövern.

Flygledaren i tornet har i intervju med SHK uppgett att han trodde att flygplanet fått något tekniskt fel och/eller att besättningen avsåg att utföra någon form av kontroll. Det har senare framkommit att anledningen till det extra varvet kan ha varit att visa flygplanet för en PRAO-elev som gjorde sin praktik hos KBV.

Efter det fullbordade vänstervarvet återgick förarna till det ursprungliga färdtillståndet och fortsatte initialt stigningen söderut för att sedan svänga vänster och följa den planerade flygvägen.

### 1.1.3 Första delen av flygpasset

Under den fortsatta stigningen fick förarna instruktion att skifta frekvens från Ronnebytornet till Ronneby kontroll, dvs. flygtrafikledningen av Ronneby terminalområde som vanligtvis omfattar radarövervakning. När KBV 585 fortsatte stigningen noterade flygledaren att de fortsatte stigningen över den högsta höjd på 1500 fot som det givna färdtillståndet innefattade. På ca 2000 fot stigande begärde förarna att få stiga till och bibehålla 2500 fot, vilket beviljades.

När flygplanet lämnade Ronneby terminalområde skiftade förarna frekvens utan att meddela detta för flygledaren på områdeskontrollen. Flygledarna i tjänst den aktuella dagen i Ronneby har uppgett att detta var ett ovanligt beteende från KBV:s förare, dels att stiga igenom den klarerade höjden, dels att lämna frekvensen utan att rapportera detta.

Flygpasset fortsatte åt nordost enligt den planerade färdvägen. Förutom den rutinmässiga ordern angående miljö- och fiskeövervakning innehöll även uppdraget instruktioner om att leta efter spår från en tidigare sjunken pråm. Flygningen genomfördes utan att någon typ av störning rapporterades. Under flygningen hade förarna radiokontakt med såväl flygtrafikledningsorgan som KBV:s sambandscentral.

När flygplanet var på väg sydväst ut efter att ha vänt vid Gotlands södra spets, fick besättningen ett meddelande från sambandscentralen beträffande ett inkommet önskemål om en förbiflygning över Falsterbo.

Vid Falsterbokanalerna har KBV en basering, vilken den aktuella dagen hade ett studiebesök av två skolklasser. Från basen kom därför förfrågan om förarna kunde tänka sig att göra en förbiflygning på vägen in mot Malmö/Sturup för att visa upp flygplanet. Förarna accepterade detta och planerade om den sista delen av flygningen så att förevisningen av flygplanet över Falsterbokanalerna skulle kunna genomföras.

#### 1.1.4 Förbiflygningarna över KBV-basen

Kl. 13.23 passerade KBV 585 in över kusten vid Falsterbonäset på nordnordvästlig kurs längs kanalen. Flygplanet fortsatte sedan ut över havet för att efter en vänstersväng återvända in mot basen.

Flygplanet gjorde därefter en ny förbiflygning i låg fart över basen och längs kanalen på motsatt kurs, dvs. sydsydostlig, på lägre höjd. Flygningen gjordes dels över kanalen, dels över strandremsan och bebyggelsen längs den nordöstra stranden. Utanför kanalmyningen vände flygplanet tillbaka i en vänstersväng, först under stigning och sedan under höjdminskning.

Vid den sista anflygningen mot basen kom flygplanet in över strandområdet på kanalens nordöstra sida på nordvästlig kurs vilken senare justerades till nordnordvästlig när det åter kom in över kanalen.

#### 1.1.5 Olyckan

När flygplanet åter närmade sig basen gjorde flygplanet vingtipplingar. Efter ett par tre vingtipplingar, när flygplanet befann sig ungefär över bron vid kanalens nordvästra mynning, hördes en kraftig ”knall” och hela vänster vinge separerade från flygplanet och slog ner i hamnbassängen. Flygplanet rollade därefter över på rygg och slog också ner i hamnbassängen, men något längre ut.

Vid nedslagen uppstod kraftiga vattenkaskader. Flygplanet och vingen sjönk därefter snabbt till botten. Hela händelseförloppet gick snabbt och efteråt sågs endast diverse vrakdelar flyta på vattenytan där flygplanet hade slagit ned. Samtliga ombord omkom.

Olyckan inträffade i position 55.25 N 012.56E vid havsytans nivå.

#### 1.1.6 Vittnesuppgifter

Olyckan bevittnades av ett stort antal personer som tittade på flygplanet när det flög i området och över Falsterbokanalerna på låg höjd. Många av dessa har hörts som vittnen i samband med utredningen.

Förutom att flygningarna över Falsterbokanalerna skedde på låg höjd och med relativt branta svängar över kanalens mynningar, uppfattade ingen av vittnena

någonting onormalt med flygningen eller tecken på något tekniskt fel. Motorljudet lät normalt.

Det råder samstämmiga uppgifter om att olycksförloppet startade helt utan förvarning med en kraftig knall när flygplanet befann sig ungefär över bron på nordnordvästlig kurs.

Flera vittnen såg flygplanet göra vingtippningar strax före och i samband med knallen. Av dessa upplevde några att vingtippningarna var kraftiga, dvs. skedde med stora sidolutningar.

Förutom att det följande händelseförloppet gick mycket snabbt och slutade med att flygplanet och ett vingliknande föremål slog ner i hamnbassängen, upplevde vittnen detaljerna i händelseförloppet i vissa delar olika.

De flesta uppfattade att det var en av flygplanets vingar som bröts av uppåt. Däremot rådde det olika uppfattning om det var den vänstra eller den högra vingen som gick av. Några uppfattade det som om det var flygplanets stabilisator eller fena som separerade.

En samstämmig uppfattning var att flygplanet direkt efter knallen snabbt rollade över i ryggläge innan det slog ner i vattnet. Några uppfattade att rollen skedde åt vänster, några att rollen skedde åt höger.

## 1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Övriga	Totalt
Omkomna	4	–	–	4
Allvarligt skadade	–	–	–	–
Lindrigt skadade	–	–	–	–
Inga skador	–	–	–	–
Totalt	4	–	–	4

### *Befälhavaren*

Befälhavaren omkom vid olyckan. Den rättsmedicinska undersökningen visar att befälhavaren ådragit sig utbredda inre och yttre skador till följd av att kroppen utsatts för ett kraftigt trubbigt våld.

### *Biträdande föraren*

Biträdande föraren omkom vid olyckan. Den rättsmedicinska undersökningen visar att biträdande föraren ådragit sig multipla inre och yttre skador till följd av att kroppen utsatts för ett kraftigt trubbigt och möjligtvis skarpt våld.

### *Systemoperatör 1*

Systemoperatör 1 omkom vid olyckan. Den rättsmedicinska undersökningen visar att systemoperatören ådragit sig utbredda inre och yttre skador till följd av att kroppen utsatts för ett kraftigt trubbigt våld.

### *Systemoperatör 2*

Systemoperatör 2 omkom vid olyckan. Den rättsmedicinska undersökningen visar att systemoperatören ådragit sig utbredda inre och yttre skador till följd av att kroppen utsatts för ett kraftigt trubbigt våld.

Laboratorieanalyser av tagna prover påvisade inte att intag av alkohol, läkemedel eller droger skett vare sig hos förare eller hos systemoperatörer.

Förarna, i förarkabinen, ådrog sig mer uttalade skador än systemoperatörerna som befann sig längre bak i flygplanet.

### 1.3 Skador på luftfartyget

Totalhaveri.

### 1.4 Andra skador

Ungefär 700 liter flygfotogen samt en mindre mängd olja läckte ut i Falsterbo-kanalens norra inlopp.

### 1.5 Besättningen

#### 1.5.1 Befälhavaren

Befälhavaren, en man, var 41 år och hade gällande ATPL.

Flygtid (timmar)			
Senaste	24 timmar	90 dagar	Totalt
Alla typer	8	149	4424
Aktuell typ	8	149	4192

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 25.

Inflygning på typen gjordes den 15 augusti 1997.

Senaste PC genomfördes den 7 juni 2006 på CASA C-212.

Senaste PFT genomfördes den 6 januari 2006 på CASA C-212.

Befälhavaren anställdes vid KBV år 1993 och utbildades år 1997 till trafikflygare vid TFHS i avsikt att tjänstgöra som flygförare vid kustbevakningsflyget. Förutom utbildningstiden var hans flygerfarenhet uteslutande från flygtjänstgöringen inom KBV.

Befälhavaren tjänstgjorde som stationschef (arbetsplatschef) vid basen på Stockholm/Skavsta flygplats.

#### 1.5.2 Biträdande föraren

Biträdande föraren, en man, var 33 år och hade gällande CPL.

Flygtid (timmar)			
Senaste	24 timmar	90 dagar	Totalt
Alla typer	8	210	638
Aktuell typ	8	210	421

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 35.

Inflygning på typen gjordes den 13 mars 2006.

Senaste PC gjordes den 13 mars 2006 på CASA C-212.

Senaste PFT utfördes den 28 september 2006 på CASA C-212.

Biträdande föraren genomgick utbildning till trafikflygare vid TFHS och anställdes vid KBV år 2004. Förutom utbildningstiden var hans flygerfarenhet uteslutande från flygtjänstgöringen inom KBV.

### 1.5.3 Systemoperatörer

Operatör 1, en man, 47 år, anställdes hos KBV år 1981 och utbildades till systemoperatör år 1995.

Operatör 2, en man, 30 år, anställdes hos KBV år 1999 och utbildades till systemoperatör år 2003-2004.

### 1.5.4 Förarnas tjänstgöring

Dagen före olycksflygningen landade flygplanet på Ronneby flygplats kl. 22.25, varefter besättningen övernattade på ett hotell. Hela besättningen hade därefter enligt uppgift en normal nattvila fram till tjänstgöringens start nästa dag kl. 09.00.

## 1.6 Luftfartyget

### 1.6.1 Allmänt

<i>Luftfartyget</i>		
Tillverkare	CASA	
Typ	CASA C-212-CE	
Serienummer (S/N)	346	
Tillverkningsår	1986	
Flygmassa	Max tillåten start/landningsmassa 7700/7450 kg aktuell 6769 kg	
Tyngdpunktsläge	Tillåtna gränser: Index 18.6 (främre) till index 44.0 (bakre). Aktuellt index: 22.1	
Total gångtid	17048 tim	
Antal cykler (flygningar)	7389	
Gångtid efter senaste periodiska tillsyn	88 tim	
Bränsle som tankats före händelsen	Jet A1	
<i>Motor</i>		
Fabrikat	Honeywell	
Modell	TPE 331-10R-513C	
Antal motorer	2	
Motor	<i>Nr 1</i>	<i>Nr 2</i>
S/N	P-37529	P-37511
Total gångtid	14385	15465
Gångtid efter översyn	2038 tim	3177 tim
Cykler efter översyn	798	1203
<i>Propeller</i>		
Fabrikat	Dowty	
Modell	R334/4-82-F/13	
Propeller	<i>Nr 1</i>	<i>Nr 2</i>
S/N	DRG/7405/89	DRG/0679/86
Total gångtid	10576 tim	11886 tim
Gångtid efter översyn	4110 tim	4291 tim

Luftfartyget hade gällande luftvärdighetsbevis med gällande granskningsbevis (ARC – Airworthiness Review Certificate).

Om inte annat anges kommer flygplansindividen i rapporten fortsättningsvis att anges med sitt serienummer, S/N 346.



CASA C-212 är ett mindre transportflygplan tillverkat i Spanien av flygplanstillverkaren CASA (numera EADS-CASA), i fortsättningen kallad tillverkaren. Flygplanstypen har STOL-egenskaper och är avsett för såväl civil som militär verksamhet. Den är försedd med två turbopropmotorer och har inte tryckkabin. Den första flygningen med typen ägde rum år 1971. I slutet av år 2006 hade 470 CASA C-212 i olika versioner levererats till operatörer i drygt 35 länder.

I passagerarversionen har flygplanstypen plats för 21–28 passagerare beroende på konfiguration. Militärt används den i första hand för transport av soldater och materiel, men har i vissa fall även utrustats med beväpning. Flygplanstypen är godkänd för s.k. Rough Field Operation<sup>2</sup>.

Med extrautrustning används flygplanstypen även för miljö- och havsövervakning från luften. KBV:s CASA C-212 är av utförande benämmt, ”Serie -200”.



Bild 1. Olycksflygplanet

### 1.6.2 Certifiering

Flygplanstypen certifierades år 1977 av den spanska luftfartsmyndigheten, DGAC, (Certificate Number 01-82) enligt FAR-25 och av den amerikanska luftfartsmyndigheten, FAA (Certificate Number A43 EU). FAR-25 specificerar gällande byggnormer för luftfartyg av kategorin transportflygplan.

Luftfartsinspektionen (numera Transportstyrelsen) utfärdade den 11 maj 1988, Modification Certificate No M 2/87, för flygplanstypen inklusive den specialutrustning som installerats i KBV:s flygplan (se 1.18.3).

Vid tiden för olyckan var flygplanstypen i civilt bruk, oberoende av användning, godkänd för initialt 20000 flygtimmar eller 20000 landningar (antal cykler), vilket som inträffar först. Fortsatt flygning bortom dessa gränser krävde särskilda inspektioner enligt tillverkarens instruktioner (se 1.6.10).

### 1.6.3 Vinginfästning

Flygplanstypens vinge består av tre delar, en centervinge och två yttervingar, vilka är sammanfogade med två bultförband. I centervingen, som sträcker sig ut ca två meter från flygplanskroppen, finns bl.a. fästpunkter för de två motorfundamenten samt fyra vingkoppel för montering av vingen till flygplanskrop-

<sup>2</sup> Rough Field Operation – Operation på icke preparerade landningsbanor

pen. Yttervingarna rymmer fyra separata bränsletankar. På yttervingarna finns bakkantklaffar samt skevroder för manövrering i rolled.

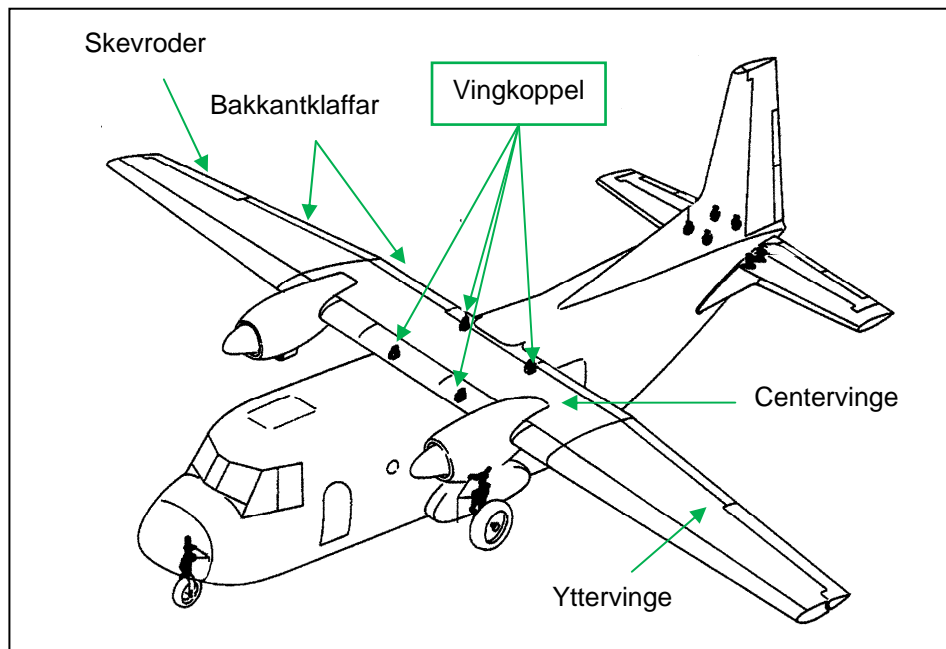


Bild 2. Vinge med vingkoppel

Vingkopplet utgörs av fyra vingbultar som kopplar samman kopplingsbeslag i vingen med motsvarande beslag i flygplansstrukturens övre del.

Förutom denna infästning är vingen fästad till flygplansstrukturen med två "täckplåtar" (Fairings) på vardera sidan under vingen. Varje täckplåt är stumt fästad till ett vinkelbeslag på vingens undersida och till en fästlist på flygplanskroppens utsida med totalt 22 skruvar samt med tätningssmassa.

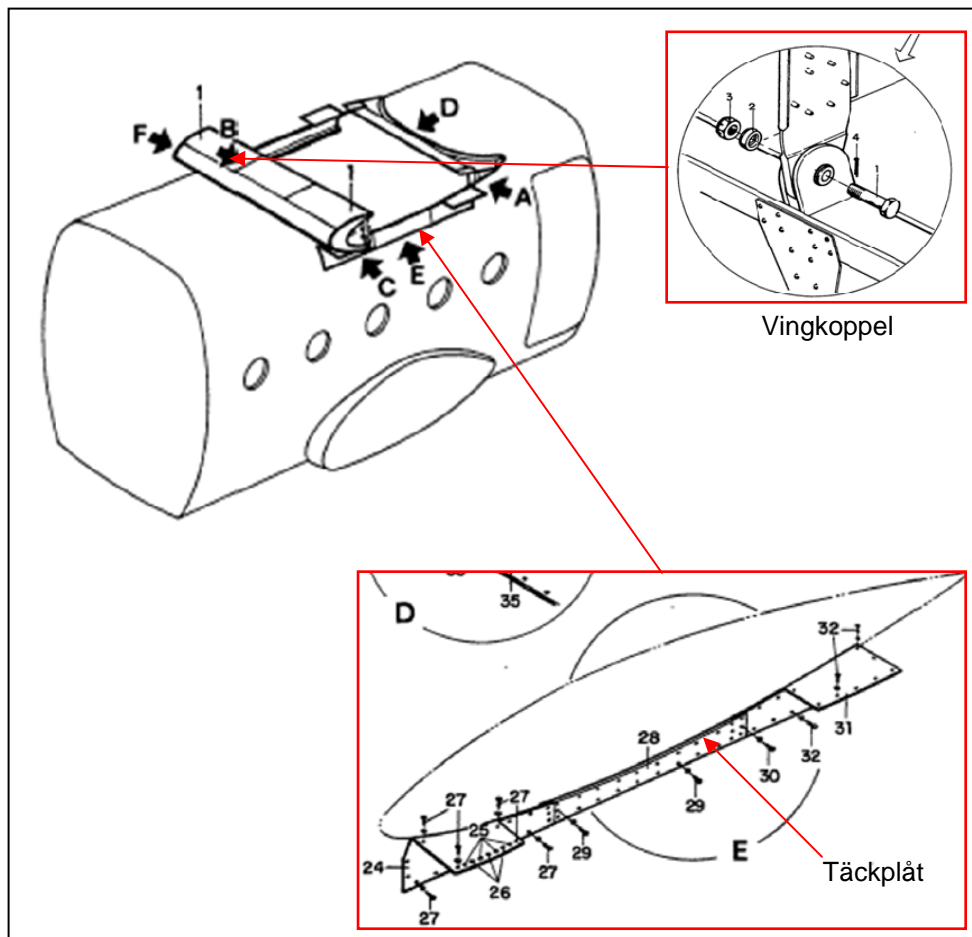


Bild 3. Vingkoppel och täckplåt (Fairing)



Bild 4. Vänster främre vingkoppel

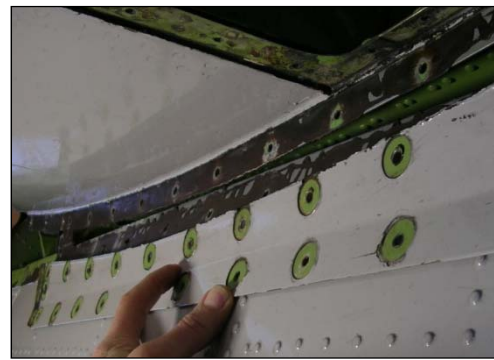


Bild 5. Vänster täckplåt (Fairing)

#### 1.6.4 Lastupptagning i vingkoppel

Avsikten är enligt tillverkaren att bultförbanden ska överföra laster mellan vinge och flygplanskropp i Z- och Y-led (vertikalt och tvärs flygriktningen) och att de två täckplåtarna (Fairings) ska överföra laster i X-led (flygriktning).

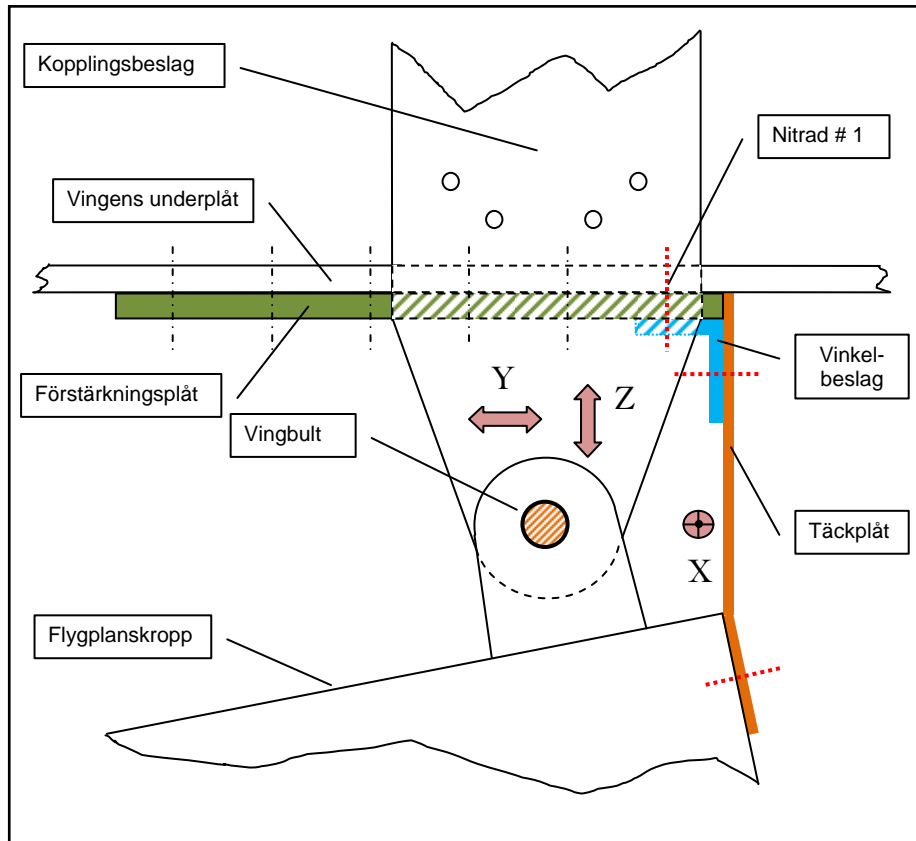


Bild 6. Lastdistribution i vingkoppel och täckplåt (Fairing)  
(Sett bakifrån i flygriktningen - lastriktningar markerade med pilar)

### 1.6.5 Centervinge

Den bärande delen av centervingen utgörs av en "lådkonstruktion" (vingbox) tillverkad i aluminiumplåt bestående av två "balkliv" i spännviddsled och mellanliggande övre och undre vingplåtar med ger, vilka utgör konstruktionens "flänsar" samt plåtskott i vardera änden.

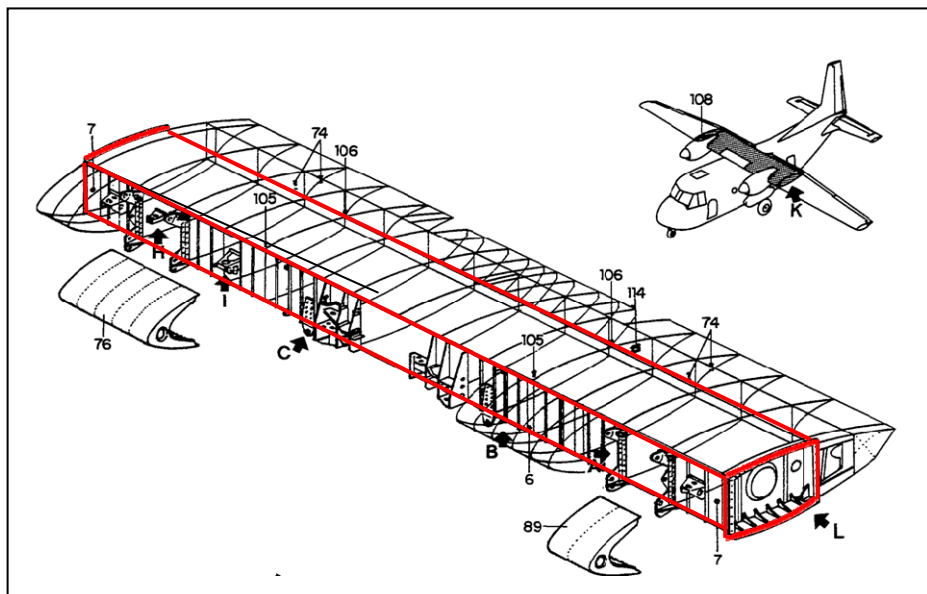


Bild 7. Centervingens vingbox (rödmarkerad)

Konstruktionen, som till största delen är tillverkad i aluminiumlegering (AA-2024), är förstärkt med bl.a. 14 invändiga spryglar och 6 invändiga longeroner

på boxens ovan- och undersida. Sammanfogning är till största delen utförd med nitning. Nitförbanden är på de flesta ställen förseglade med tätningsmassa.

På centervingens undersida finns på varje sida fästade två st. ca 15 cm breda, förstärkningsplåtar (Doublers) som sträcker sig från främre till bakre vingbalcken. Förstärkningarna är nitade till vingboxens underplåt, i nivå med var sin inre sprygel, med drygt 200 nitar fördelade på sex nitrader. Dessa förband är på olycksflygplanet utförda utan tätningsmassa. (Se vidare 1.16.12.)

Fästbeslagen för infästningen till flygplanskroppen är monterade på vingbalckarna i anslutning till ovan nämnda sprygel.

På respektive förstärknings ”yttre” nitrad (nitrad # 1, närmast vingspetsen) ingår i nitförbandet ett vinkelbeslag (Angle), vilket utgör fästbeslag för tidigare nämnda täckplåtar. Se skiss nedan.

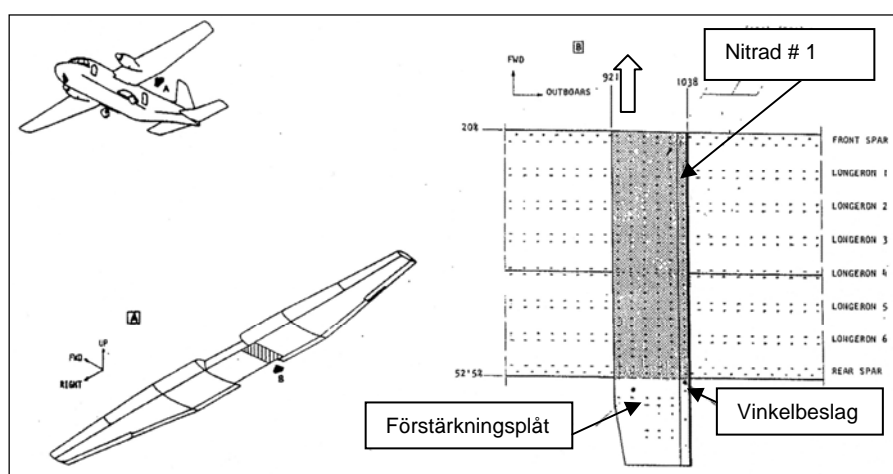


Bild 8. Förstärkningsplåt (Doubler) och vinkelbeslag (Angle)

### 1.6.6 Avisningssystem

Flygplanstypen är försedd med ett avisningssystem för bl.a. vingar, stabilisator, fena, motorernas luftintag och propellrar.

Avisning av vingar, stabilisator och fena sker pneumatiskt genom cyklisk uppblåsning av gummibälgar (s.k. Boots) på berörda ytor som ”knäcker” loss eventuell is.

Avisning av propellerblad sker elektriskt genom uppvärmning av propellerbladens framkanter i två sektioner. För att inte överbelasta flygplanets elektriska system strömförsörjs inte alla propellerbladen och dess sektioner samtidigt när systemet är aktiverat, utan detta sker växelvis mellan olika blad och sektioner symmetriskt med automatik.

Avisning av motorernas luftintag sker med hjälp av varmluft som tappas av från motorernas kompressorer.

### 1.6.7 Stallvarnare

Flygplanstypen kan förses med en s.k. stallvarnare som har till uppgift att varna förarna om flygplanets anfallsvinkel blir för hög med risk för stall och lyftkraftsförlust.

Stallvarnare installerades på KBV:s två första CASA C-212 först efter leverans enligt CASA Service Bulletin Nr 212-31-12 vid nedanstående tidpunkter:

S/N 343 den 26 maj 1988, vid total flygtid 390,45 tim.  
S/N 346 den 22 juni 1988, vid total flygtid 555,05 tim.

### 1.6.8 *Rodersystem*

CASA C-212 är konstruerat med en konventionell typ av rodersystem, med höjdroder, sidroder, skevroder och bakkantklaffar. Rodren kontrolleras av förarna genom ratten på styrkolumnen i förarkabinen (skevroder och höjdroder) samt pedaler för kontroll av sidrodret. Överföring av roderrörelser från förarkabinen till aktuella roder sker mekaniskt med linor och stötstänger.

För kontroll av flygplanets lutning används skevrodren. Dessa är placerade längst ut på respektive vinge (se 1.6.3). Vid vingtippling används skevrodren för att få flygplanet att omväxlande luta åt vardera sidan. För att vingtipplingar ska ske på ett sätt som uppfattas som "tydliga" måste, enligt uppgifter från intervjuade förare, stora skevroderutslag ansättas.

För att undvika risk för strukturella skador på flygplanet vid manövrering finns angivet en maximalt tillåten fart för att få ansätta fulla roderutslag, s.k. Max Maneuvering Speed (VA). Enligt flyghandboken för CASA C-212, AFM, är VA angiven till 146 knop indikerad fart (IAS).

### 1.6.9 *Underhållssystem*

KBV:s CASA C-212, som numera är avvecklad inom verksamheten, genomgick löpande tekniskt underhåll enligt ett underhållsprogram, vilket fanns dokumenterat i operatörens underhållshandbok (UHB) CASA C-212. UHB CASA C-212 är baserat på tillverkarens underhållshandbok, C-212 Aircraft Maintenance Manual, och var godkänd av den svenska luftfartsmyndigheten.

Vid tiden för olyckan gällde följande:

#### Daglig tillsyn

Daglig tillsyn (Daily Inspection) utfördes före dagens första flygning enligt checklista "Daily Inspection CASA C-212". Daglig tillsyn hade en giltighetstid om 24 timmar från signeringstillfället och skulle utföras av en flygtekniker eller annan behörig person. Behörig, utan flygteknikercertifikat, fick utföra maximalt sex dagliga tillsyner under högst en 14-dagarsperiod.

Tillsyn före flygning (Line check) fick utföras före dygnets övriga flygningar enligt checklista "Line check CASA C-212". Tillsyn före flygning skulle utföras av en flygtekniker eller annan behörig person.

#### Periodiskt underhåll

Periodiskt underhåll utfördes enligt ett specificerat underhållsprogram med ett intervall av 150 flygtimmar. En tillsynscykel genomlöptes på 3600 flygtimmar och upprepades sedan periodiskt. Enligt programmet gjordes specificerade kontroller och underhållsåtgärder med gångtidsintervallerna 150, 300, 600, 1800 och 3600 flygtimmar. Före år 1997 var detta system baserat på 100-timmars intervaller.

Därutöver utfördes specificerade kontroller och underhållsåtgärder med kalendertidsintervallerna ett, två, fyra och åtta år.

I C-212 Aircraft Maintenance Manual finns beträffande vingen, i det område där de aktuella utmattningssprickorna uppstod, inspektioner specificerade i Chapter 5, Section 5-20-00, spec. 57.05 and 57.06 enligt nedan vilka ska utföras med åtta års intervall.

<u>Punkt</u>	<u>Tillgänglighet</u>	<u>Område</u>	<u>Uppgift</u>
57.05	Alla vingytor tillgänglig från ovansida	Vingens innerstruktur	Noggrann visuell inspektion för korrosion, komponenters installation och biologiska föroreningar.
57.06	Alla tillgängliga vingytor	Vingens inspektionssluckor	Noggrann visuell inspektion av gångjärn, luftledarplåtar och tillhörande strukturer för korrosion, justeringar och allmän kondition.

Dessa åtgärder hade arbetats in i ovan beskrivna underhållsprogram. Enligt den tekniska dokumentationen för olycksflygplanet, S/N 346, utfördes inspektionerna sista gången före olyckan den 5 september 2002 vid gångtiden 12232 flygtimmar.

Förutom dessa kontroller och korrosionskontroll CPCP C-212-PV01 enligt nedan, föreskrivs ingen annan specificerad inspektion av vingens insida i det område där utmattningssprickorna uppstod.

#### Särskilda underhållsåtgärder

Förutom ovanstående system finns olika typer av direktiv från materietillverkare och myndigheter om särskilda kontroller och underhållsåtgärder som ska utföras (Service Bulletins, Service letter, Airworthiness directives etc.) för att luftvärdigheten ska gälla. I vissa fall är det engångsåtgärder, i andra fall åtgärder som ska upprepas.

#### 1.6.10 Livstidsförlängning

##### AC 91-56

FAA publicerade den 6 maj 1981 dokumentet AC 91-56, i vilket krav ställs på att flygplanstillverkare ska utarbeta instruktioner för hur äldre transportflygplan med startmassa över 34 ton ska inspekteras för att säkerställa hållfastheten under hela dess livstid. Programmet benämns "A/C Type Service Life Extension Program" och sammanfattas i följande punkter:

- *Manufacturers and operators to develop a continuing structural integrity program to ensure safe operation of older airplanes throughout their operational life.*
- *Development of Supplemental Inspection Document – SID.*
- *In accordance with principles in current FAR 25.571 standards.*

##### C-212-PV-01-SID / C-212-PV-02-SID

Baserat på detta dokument gav tillverkaren den 1 juni 1987 ut dokumentet C-212-PV-01-SID för flygplanstypen. Dokumentet gavs ut på frivillig basis eftersom Casa C-212 väger under 34 ton.

I detta specificeras ett detaljerat inspektionsprogram som ska utföras på varje flygplansindivid innan dess gångtid överskrider 20000 flygtimmar eller 20000 flygningar (cykler), vilket som inträffar först. Inspektionen omfattar

samtliga konstruktionselement (PSI) i flygplanet vars hållfasthet kan ha degenererats p.g.a. korrosion, utmattning etc.

C-212-PV-01-SID ersattes den 1 juni 1997 av C-212-PV-02-SID, vilken den 4 februari 2004 blev obligatorisk enligt den Spanska luftfartsmyndigheten, DGAC, genom AD No. 02-88 Rev.3. AD No. 02-88 Rev.3 godkändes den 9 februari 2004 av EASA.

En av de åtgärder som, enligt C-212-PV-02-SID, ska utföras är utvändigt och invändigt inspektion av vingarnas undersidor, vid station  $Y = \pm 978$  med oförstörande provning (NDT) enligt särskild instruktion, NDT section ref. 57-10-03. Området utgör platsen för de utmattningssprickor som konstaterats i vingarna på olycksflygplanet och som i vänster vinge ledde till vingbrott. I Bilaga 4 finns en kort beskrivning av aktuella NDT-metoder.

Korrespondens mellan tillverkaren (EADS-CASA) och underhållsinstansen, SAAB Aerotech, beträffande C-212-PV-02-SID

I DGAC AD No. 02-88 Rev.3 föreskrivs att tillverkaren ska kontaktas beträffande flygplansindivider som flyger mer än 10 % av flygtiden under 3000 fots höjd och där den genomsnittliga flygtiden är längre än 80 minuter för särskild bedömning av tröskeltidens relevans.

KBV:s CASA C-212 opererade under sådana förhållanden och underhållsinstansen kontaktade därför tillverkaren i detta ärende den 23 juli 2004 avseende flygplansindividerna i KBV:s flotta med högst gångtid, S/N 343 och S/N 346 (olycksflygplanet).

Tillverkaren ställde då följande kompletterande frågor om operationella förhållanden:

*In order to evaluate the applicability to these aircrafts of the established inspection requirements, it is necessary for us to know some key information regarding the operation for these aircrafts.*

*More specifically, for the different mission profiles under which the aircrafts are being operated, any information about the following parameters is of interest:*

- *Average fuel and payload weights.*
- *Typical altitudes and flight speeds.*
- *Average flight times.*
- *Relative frequency (percentage) of the different missions.*

*We understand that some of the requested data may be difficult to gather for you. Therefore, even a rough estimation would be much appreciated.*

Dessa besvarades enligt nedan:

- *Average fuel 1400 kg and payload MTOW.*
- *Typical altitudes 1500 ft and flight speed 150 kts.*
- *Average flight times 2,5 hours.*
- *Relative frequency of different missions is 90 % surveillance, 7 % training, 3 % other.*

Därefter erhöles från tillverkaren skrivelse, ICS-SE-MP-A410-032/05, daterad den 25 februari 2005, med informationen att operationen hade analyserats



och att det ursprungliga tröskelvärdet, 20000 flygtimmar, skulle gälla för flygplansindividerna S/N 343 och S/N 346 enligt texten:

- *EADS-CASA has concluded that your applicable threshold for fatigue inspections is 20000 flight hours, according to Spanish DGAC AD 02/88 Rev 3.*
- *According to Spanish DGAC AD 02/88 Rev 3, a conformity document will be provided before the aircraft reach 20000 flight hours.*
- *Please contact EADS-CASA before the aircraft reach 20000 flight hours in order to adjust the inspection requirements established in the CASA Document C-212-PV-02-SID.*

Någon ytterligare skriftväxling beträffande denna åtgärd förekom inte före olyckstillfället.

#### 1.6.11 Korrosionskontroll CPCP C-212-PV01

Tillverkaren publicerade den 31 mars 1995 Corrosion Prevention and Control Program, (CPCP) C-212-PV01, vilket följdes av ett luftvärdighetsdirektiv, AD 01/96, från den spanska luftfartsmyndigheten, DGAC, den 30 april 1996 och ett luftvärdighetsdirektiv, AD 98-18-21, från den amerikanska luftfartsmyndigheten, FAA, den 20 oktober 1998.

Programmet innebär att operatörer av flygplanstypen ska utarbeta inspektionsrutiner, anpassade för den egna flygverksamheten, vilka ska säkerställa att allvarlig korrosion inte uppstår på bärande konstruktionselement utan att detta upptäcks och kan åtgärdas i tid.

Tillverkaren har i C-212-PV01 lämnat en tidsfrist inom vilken programmet ska initieras. Startpunkt respektive längd på denna tidsfrist är beroende av vilken del av flygplanet som avses.

Startpunkten varierar från två till åtta år efter tillverkningsåret. Tidsfristens längd varierar från ett till åtta år och är densamma som de följande inspektionsintervallerna. För områden där tidsfristen redan passerats skulle inspektionsprogrammet initieras inom ett år räknat från dokumentets utgivningsdatum, den 31 mars 1995.

Berörda myndigheters krav på initieringen av CPCP C-212-PV01 är inte helt harmoniserade. I DGAC AD 01/96 lämnas en tidsfrist om ett år för igångsättning av programmet, från dokumentets utgivningsdatum, den 30 april 1996. I FAA AD 98-18-21 lämnas en tidsfrist om ett år för igångsättning av programmet, från dokumentets utgivningsdatum, den 20 oktober 1998.

Tre nivåer på inspektionens omfattning föreskrivs enligt följande:

- *General Visual Inspection (GVI)*
- *Detailed Inspection (DET)*
- *Special Detailed Inspection (SDET)*

Efter den första inspektionen ska återkommande korrosionskontroller utföras med ett, två, fyra eller åtta års intervaller.

Beträffande korrosionskontroll av centervingens underplåt, i det område där utmattningssprickor uppstått, (Center wing internal structure between central spar and rear spar, Zone 920) är inspektionsintervallet åtta år.

Sprickorna var lokaliserade i en öppen struktur tillgänglig från en inspektionslucka, men bakom en inre vingsprygel i förhållande till luckan. För att kunna inspektera hela området erfordras användning av en spegel eller annan liknande inspektionsutrustning.

Inspektionsnivån för detta område är GVI, vilket är den lägsta av de tre inspektionsnivåerna och ska ske enligt följande anvisning:

*A visual check that will detect obvious unsatisfactory conditions/discrepancies in structure and system/power plant installations. This type of inspection may require removal of fillets, fairings<sup>3</sup>, access panels, doors, etc..., to gain access. The use of ladders, work stands, etc, may be required to gain access to the area.*

I den tekniska dokumentationen för olycksflygplanet, S/N 346, finns följande noteringar beträffande korrosionskontroll enligt CPCP C-212-PV01:

1998-12-18 *“Corrosion insp. PV01 – 1Y/-2Y/-4Y utf.”* Enligt underhållsinstansen innebär detta att korrosionskontroll vid detta tillfälle utfördes av områden på flygplanet där inspektion ska ske med ett, två eller fyra års intervaller.

2001-09-03 *“1A/1Y insp. utf. vid ldgs 5096. PV01-1Y insp. utf. enl. FAA AD 98-18-21 option 1 . Ref Saab Nyge Wo C2653.”* Enligt underhållsinstansen innebär detta att korrosionskontroll vid detta tillfälle utfördes av områden på flygplanet där inspektion ska ske med ett års intervall.

2002-09-05 *“PV01 -1Y / 2Y / 4Y / 8Y Inspection carried out in accordance with DGAC AD 01/96 and FAA AD 98-18-21, option 1.”* Enligt underhållsinstansen innebär detta att korrosionskontroll vid detta tillfälle utfördes av områden på flygplanet där inspektion ska ske med ett, två, fyra eller åtta års intervaller.

En notering i flygplanets underhållsjournal, daterad den 15 maj 2004, anger följande: *“From date 2003-05-15, PV-01 is inc. in UHB i.a.w. FAA AD 98-18-21 Option 2 and DGAC AD 01/96”*. Av underhållshandboken framgår att CPCP C-212-PV01 från detta datum inarbetats i underhållsinstansens ordinarie tillsynsprogram.

Enligt den information SHK tagit del av har ingen allvarlig korrosion eller annat onormalt konstaterats vid någon av de inspektioner som utförts enligt ovanstående program.

#### 1.6.12 Dowty SB 61-1119-R4.

Propellertillverkaren, Dowty, publicerade den 15 september 2005 Service Bulletin (SB) 61-1119-R4 (obligatorisk) i vilken föreskrivs att en särskild inspektion av flygplanstypens propellernav ska utföras var 300:de flygtimme med avseende på utmattningssprickor i bulthål.

Vid sådana inspektioner har sprickor konstaterats vid tre olika tillfällen på olycksflygplanet. Dessa har samtliga förekommit på vänster sida men på olika motorer och olika propellernav.

<sup>3</sup> Med "fairings" avses här alla typer av luftledarplåtar.

Sprickor har även vid två tillfällen hittats på ett av KBV:s övriga CASA C-212 flygplan, också på vänster sida, men i dessa fall på samma motor och propellernav.

Inspektion enligt SB 61-1119-R4 utfördes på det aktuella flygplanet den 18 augusti 2006, 248 flygtimmar före olyckan. Någon spricka konstaterades då inte.

### 1.6.13 Operativa begränsningar

De operativa begränsningar för CASA C-212 som kan hänföras till flygplanets konstruktion anges i AFM. Nedan följer en redovisning av gällande begränsningar.

#### Massa

- Maximalt tillåten startmassa - 7700 kg.
- Maximalt tillåten landningsmassa - 7450 kg.
- Maximalt tillåten rampmassa<sup>4</sup> - 7750 kg.

Total mängd användbart bränsle är 2000 liter (motsvarande ca 1550 kg), fördelat på yttre och inre bränsletankar i vingarna. Landning är tillåten med fulla bränsletankar. Vid intervjuer med förarna har framkommit att operationerna ofta sker med maximalt tillåten startmassa. Den strukturellt maximala startmassan reduceras dock stundtals med hänsyn till prestandamässiga begränsningar.

#### *Anm.:*

I ett odaterat försättsblad i AFM avseende KBV:s operationer, uppges att den maximalt tillåtna landningsmassan är 7400 kg.

#### Fart

- Högsta tillåten fart (VMO) - 200 knop.
- Högsta tillåten fart för fulla roderutslag (VA) - 146 knop.
- Högsta fart för full klaff (VFE) - 115 knop.
- Lägsta fart för full kontrollerbarhet av flygplanet på en motor (VMCA och VMCG) - 88 knop.

#### Vind

- Max demonstrerad sidvindskomponent - 20 knop.
- Maximalt tillåten medvindskomponent - 10 knop.
- Maximalt tillåten vind för start och landning (inklusive vindbyar) - 50 knop.

#### Maximalt tillåten G-belastning (Nz)

- Med infälld klaff - +3,0 till -1,2 G
- Med fullt utfälld klaff - +2,0 till ±0,0 G

#### *Anm.:*

G-krafter är ett begrepp som används för att mäta den belastning som något utsätts för under olika förutsättningar, exempelvis i ett flygplan under kraftig turbulens, brant upptagning eller sväng. Den normala positiva belastningen är 1,0 G, som motsvarar den gravitation som verkar vid markytan på en person eller ett föremål i vila eller vid konstant rörelse.

---

<sup>4</sup> Rampmassa – Total massa vid parkering och taxning

Om en motsatt kraft skapas motsvarande 1,0 G, uppstår ett tillstånd av 0,0 G, normalt kallat tyngdlöshet. Flygplanstypen har inte något instrument (G-mätare) i förarkabinen som visar hur stor G-belastningen är på flygplanet.

### Övrigt

Avancerad flygning och spinn är inte tillåten.

### Checklistor

AFM innehåller även tillverkarens checklistor för olika moment av flygoperationerna och de yttre inspektioner, av typ ”Line check”, som ska utföras före flygning. Delen med checklistor innehåller kapitel som omfattar normala och onormala situationer samt nödförfaranden. Tillverkarens checklistor är dock en rekommendation, och KBV hade modifierat dessa i avsikt att anpassa dem för den aktuella verksamheten.

## **1.7 Meteorologisk information**

Enligt SMHI:s analys vid Falsterbokanalen vid tidpunkten för olyckan:

Vind sydlig 18 knop med byar upp till 25 knop (avtagande), sikt god, inga moln under 5000 fot, temp./daggpunkt +14/+11 °C, QNH 1004 hPa. Vinden på 200-500 fot har bedömts till sydlig till sydvästlig 20-25 knop med måttlig mekanisk turbulens.

## **1.8 Navigationshjälpmedel**

Flygplanet var i originalutförandet utrustat för instrumentflygning. För användningen i KBV:s verksamhet var den utrustad med kompletterande radar- och navigationsutrustning.

## **1.9 Radiokommunikationer**

### *1.9.1 Starten*

Radiokommunikationen mellan KBV 585 och flygledningen på Ronneby flygplats var ordinär och innefattade begäran och erhållande av operativa tillstånd för uttaxning och start samt färdtillstånd för den fortsatta flygningen. Det enda som avvek från de förväntade procedurerna var begäran om att få svänga ett varv runt flygplatsen omedelbart efter start.

### *1.9.2 Havsövervakningen*

Efter det att KBV 585 lämnat radiofrekvensen för Ronneby kontroll övergick förarna till en lokal frekvens för kommunikation med Kustbevakningsregion syd. Förarna hade även direkt radiokontakt med basen vid Falsterbokanalen, varifrån förfrågan senare kom beträffande den aktuella förbiflygningen.

Även kommunikationen mellan KBV 585 och de olika enheterna under övervakningsflygningen till Gotlands sydspets och tillbaka var av ordinär karaktär. Information utväxlades bland annat om planerad ankomsttid till Falsterbokanalen. Basen svarade med att man skulle meddela de berörda så att de skulle vara beredda vid den tidpunkt då flygplanet skulle passera.

### 1.9.3 Förbiflygningen

Under anflygningen mot Falsterbokanalens norra ände, inskränkte sig radiokommunikationen från KBV 585 till enstaka kontakter med basen. Ingen ytterligare kommunikation med flygplanet har registrerats.

## 1.10 Flygfältsdata

Inte aktuellt.

## 1.11 Färd- och ljudregistratorer

### 1.11.1 Hantering av FDR och CVR

Flygplanet var utrustat med en färdregistrator (FDR) av typ Honeywell, P/N 980-4100-FWUS och en ljudregistrator (CVR) av typ Fairchild, P/N 93-A100-83.

Flygplanets CVR hittades i samband med bärgningen medan FDR återfanns efter drygt en vecka nerbäddad i bottendyn efter ett omfattande sökarbete utfört av KBV:s personal.

Båda enheterna var skadade och vatten hade trängt igenom deras skyddshöljen. Direkt efter bärgning förpackades de i sötvattenfyllda emballage och transporterades med kurir till Air Accidents Investigation Branch (AAIB) i England för analys.

Lagringsmedia för data utgörs i båda dessa enheter av magnetband, vilka var skadade. Med avancerad teknik lyckades AAIB att rädda och ladda ned all den information som fanns lagrad i enheternas minnesmoduler.

### 1.11.2 FDR-data

Förutom några korta avbrott har relevant data från hela flygningen kunnat utläsas för bl.a. kurs (True Heading), tryckhöjd (Pressure Altitude), indikerad fart (Indicated Airspeed) och G-belastning (Normal Acceleration). Baserat på denna information har lutningsvinkel, stig- och sjunkhastighet och flygbana beräknats.

Registrerade och beräknade prestandaparametrar för den sista delen av flygningen har i Bilaga 1 sammanställts som funktion av tiden.

Informationen kan sammanfattas enligt nedan:

Vid den första förbiflygningen, på nordnordvästlig kurs, var höjden ca 534 fot och den indikerade farten (IAS) ca 152 knop. Därefter togs landningsklaff ut (CVR-information). Under den följande vänstersvängen över havet sjönk farten till ca 110 knop. Belastningen uppgick momentant till ca 1,6 G och lutningsvinkeln till ca 45°.

Den följande förbiflygningen, på sydsydostlig kurs, skedde på ca 180 fots höjd med farten ca 100 knop. Därefter minskades flyghöjden till 136 fot samtidigt som klaffen togs in.

Den sista vänstersvängen, före olyckspassagen, skedde utan klaff under stigning till ca 420 fots höjd och med belastning på upp till ca 1,8 G.

Den sista förbiflygningen skedde med infälld klaff på ca 240 fots höjd och med en fart som ökade till drygt 160 knop.

Den sista delen av flygningen har grafiskt ritats in på nedanstående flygbild över Falsterbokanalen. I grafen har relevanta delar av ljudupptagningen i CVR lagts in.

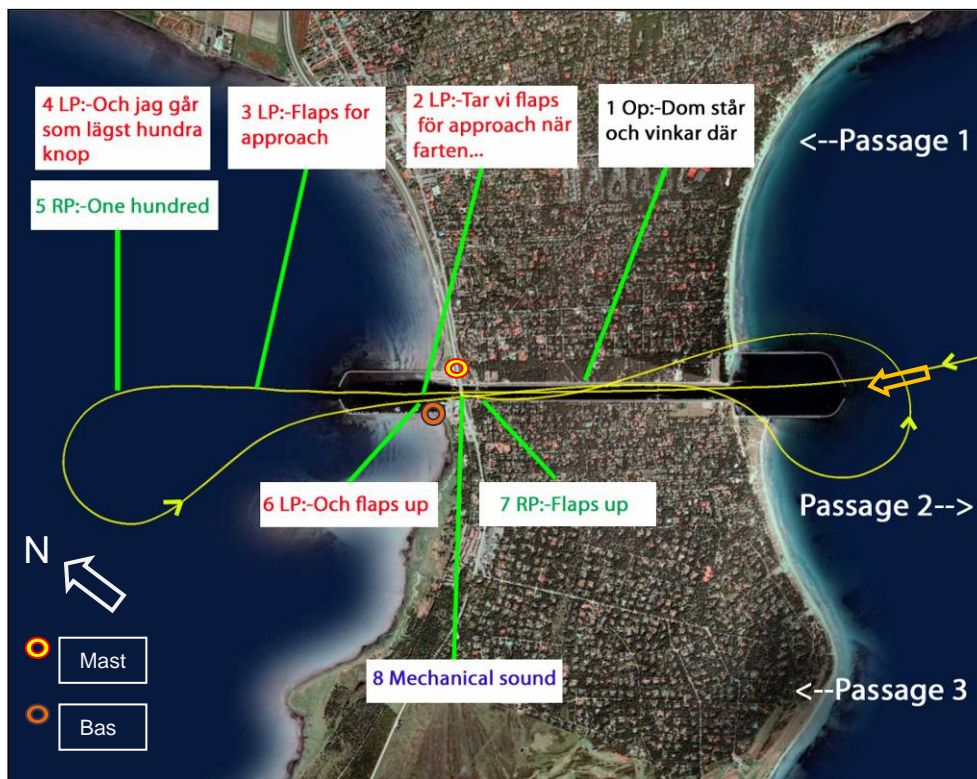


Bild 9. Flygningarna längs Falsterbokanalen  
(Befälhavare -LP, biträdande förare -RP, operatör -Op)

### 1.11.3 Radardata

Hela olycksflygningen har registrerats av Försvarsmakten och plottats i nedanstående kartbild. Jämförelse av radardata har gjorts med FDR-data för den sista delen av flygningen vilken verifierar de prestandaberäkningar som gjorts av FDR-data enligt ovan.

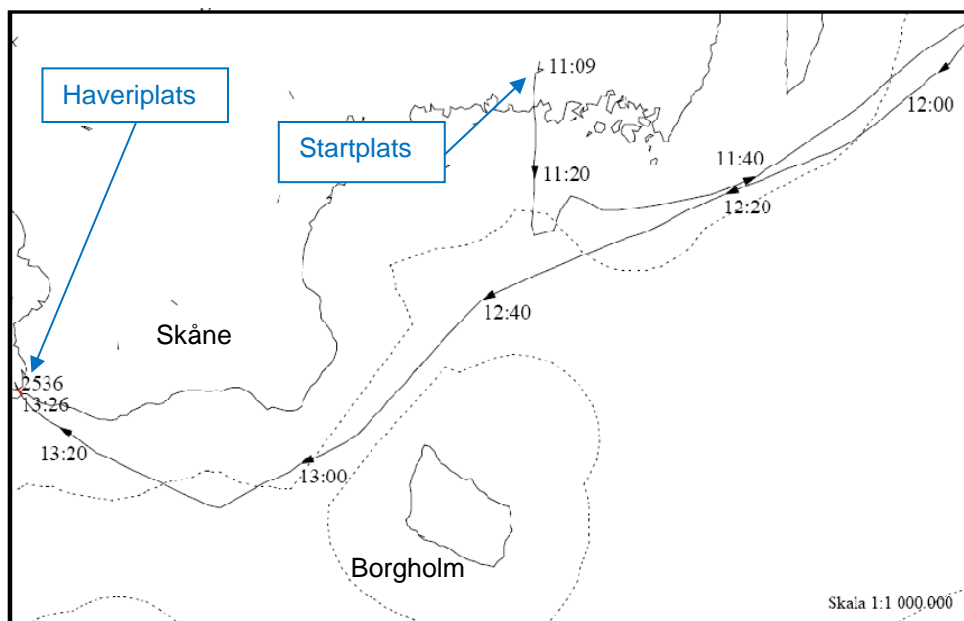


Bild 10. Olycksflygningen

#### 1.11.4 Tillgängliga inspelade flygprofiler

För att få en uppfattning om hur flygplanstypen opererats hos KBV har inspelad FDR data från olycksflygplanet och KBV:s övriga flygplan av samma typ, S/N 343 och S/N 229, analyserats. Analysen har inriktats på att undersöka antal och nivå på typiska G-belastningar som uppnås under normala flyguppdrag till följd av t.ex. turbulens, branta upptagningar och stationära svängar.

Tre nivåer på G-belastning har definierats:

- Nivå 1: +1,13 G
- Nivå 2: +1,4 G
- Nivå 3: +2,0 G

Antal passager ”igenom” dessa nivåer samt den totala tiden över respektive nivå har räknats.

Totalt finns det från dessa tre flygplan ca  $3 \times 25 = 75$  timmars inspelad data från de senast utförda flygningarna. All data har dock inte kunnat användas för analys, då en del registreringar är gjorda på marken eller är av dålig kvalitet.

Noteras ska att denna datamängd endast representerar en mycket liten del av flygplanens totala flygtid. Det är också svårt att göra jämförelser mellan de olika flygplansindividerna då varje uppdragsprofil skiljer sig åt.

#### *Sammanfattning för respektive flygplansindivid.*

##### S/N 346 (olycksflygplanet)

Kvaliteten på FDR-data är i stort sett god.

Antal analyserade flygningar: 38

Över nivå 1: 68 st., totalt 1042 sekunder

Över nivå 2: 39 st., totalt 97 sekunder

Över nivå 3: Ingen

Data indikerar flygfall med positiv belastning upp till +1,8 G och ned till +0,4 G. Flygfallen innefattar svängar och i några fall stigningar med "avlastning" på toppen av stigningen.

#### S/N 343

Kvaliteten på data är periodvis dålig och omöjlig att analysera.

Antal analyserade flygningar: 10  
 Över nivå 1: 18 st., totalt 489 sekunder  
 Över nivå 2: 20 st., totalt 302 sekunder  
 Över nivå 3: 4 st., totalt 9 sekunder

Data indikerar flygfall med belastning upp till +2,3 G. Inga negativa belastningar eller "avlastningar" har registrerats.

#### S/N 229

Kvaliteten på data är periodvis dålig och omöjlig att analysera. En stor del av datamängden är data inspelad på marken.

Antal analyserade flygningar: 7  
 Över nivå 1: 15 st., totalt 89 sekunder  
 Över nivå 2: 11 st., totalt 5 sekunder  
 Över nivå 3: Ingen

I de registreringar som kunnat utläsas har ingenting onormalt konstaterats.

#### Sammanfattning

Registrerad FDR-data från de tre flygplansindividerna tyder på att de under de senaste registrerade 75 flygtimmarna, vid totalt 70 tillfällen och under totalt 404 sekunder, opererats på ett sätt som kan ha omfattat turbulens, upptagningar och stationära svängar med bankningsvinkel upp till 45° eller kombinationer av dessa. Flygplanet S/N 343 har dessutom vid fyra tillfällen och under totalt nio sekunder utsatts för belastningar över +2,0 G.

I registreringarna förekommer även några fall med först positiv belastning tätt följt av "avlastning" till under +1,0 G. (Ref. 1.6.13)

#### 1.11.5 CVR-data

Flygplanets CVR registrerar och spelar in all intern och extern kommunikation ombord, samt övriga ljud och audioeffekter. Registrerade data från olycksflygningen har på SHK:s uppdrag avlyssnats och skrivits ut av ett ljudlaboratorium.

Ljuddata från flygningen finns registrerat från kl. 12.53.18 till tidpunkten för olyckan kl. 13.26.30. Relevant kommunikation från registreringens sista parti har sammanställts i Bilaga 2 .

Den konversation som förekom mellan besättningsmedlemmarna innefattade såväl förarna som operatörerna. Merparten av konversationen var mellan de två förarna. Innehållet varierar mellan normala samtal av privat karaktär till flygoperativ kommunikation eller radiomeddelanden.

Vid analys av de operativa delarna av kommunikationen har noterats att ingen s.k. "approach briefing" förekom inför den önskade förbiflygningen vid Fals-terbokanalen. En sådan briefing innehåller normalt en redovisning av den förare som flyger, hur och var inflygning ska ske, med vilken flygplanskonfigura-



tion samt vilka farter och höjder som avses hållas. I DHB finns dock krav på briefing endast vid inflygning som syftar till landning.

SHK har vid analys av banden, samt utskrifterna av dessa, inte funnit några tecken på något fel eller onormalt som kunnat påverka det fortsatta händelseförloppet. Det har inte heller kunnat konstateras något onormalt i kommunikationen mellan besättningsmedlemmarna som kunnat härledas till någon iakttagen eller misstänkt felfunktion på den aktuella flygplansindividen.

## **1.12 Olycksplats och luftfartygsvrak**

### *1.12.1 Olycksplatsen*

Falsterbokanalen är en ca 1400 meter lång och 80 meter bred farled mellan Höllviken och Kämpingebukten strax öster om Falsterbo. Vid vardera mynning finns en anlagd hamnbassäng.

Nära den södra mynningen står på vardera kanalkajen ett ca 22 meter (72 fot) högt sjömärke. Nära kanalens norra mynning står på den norra strandkanten två telemaster, ca 27 respektive 35 meter (89 respektive 115 fot) höga. En öppningsbar bro korsar kanalen vid den norra mynningen.

Vid den norra hamnbassängen, som är ca 550 x 200 meter stor och omgärdad av en byggd stenpir, har KBV en basering (Höllviken) med bryggor och byggnader för fartyg och materiel.

Flygplanet slog ner i Falsterbokanalens norra hamnbassäng.

Huvuddelen av flygplanet hamnade ungefär mitt i hamnbassängen där det vid kollisionen med vattenytan slogs sönder i ett stort antal delar, vilka sjönk till botten. Haverimaterial som inte sjönk flöt in mot den norra piren.

Den lossbrutna vingen med motor slog ner i hamnbassängen ca 100 meter från bron och sjönk strax därefter till botten.

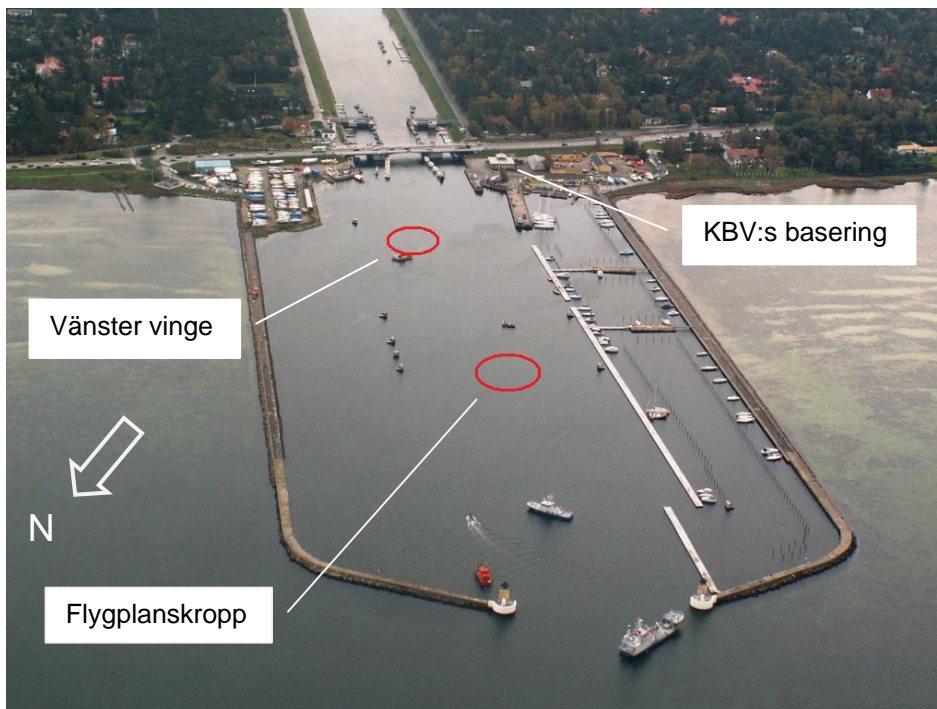


Bild 11. Ungefärliga nedslagsområden inringade

#### 1.12.2 Sökning och kartläggning av vrakdelar

Flygplansvraket lokaliserades på botten av hamnbassängen av en räddningshelikopter kort efter det att olyckan inträffat. Med hjälp av KBV:s resurser på plats inleddes därefter sökande efter besättningen och vrakdelar på botten. Vattendjupet i bassängen är ca sex meter och sökningen utfördes av dykare och med hjälp av en ROV.

I samband med sökningen och bärgningen av flygplansdelarna identifierades och dokumenterades större delar, vilka positionerades med hjälp av GPS. Merparten av flygplansdelarna låg samlade på botten i tre huvudområden med följande lägen och huvudsakliga innehåll (se nedan):

***Område 1, Koncentrerat och beläget ca 100 meter från kanalbron***

Vänster vinge, delar från vänster vinge, vänster motor och vänster propeller.

***Område 2, Koncentrerat och beläget ca 325 meter från kanalbron***

Stjärtparti, höger vinge, delar från höger vinge, höger motor, höger propeller, förarkabin, instrument och nosställ.

***Område 3, Utspritt och beläget ca 400 meter från kanalbron***

Flygplanskropp, CVR, huvudställ, dörrar och luckor.

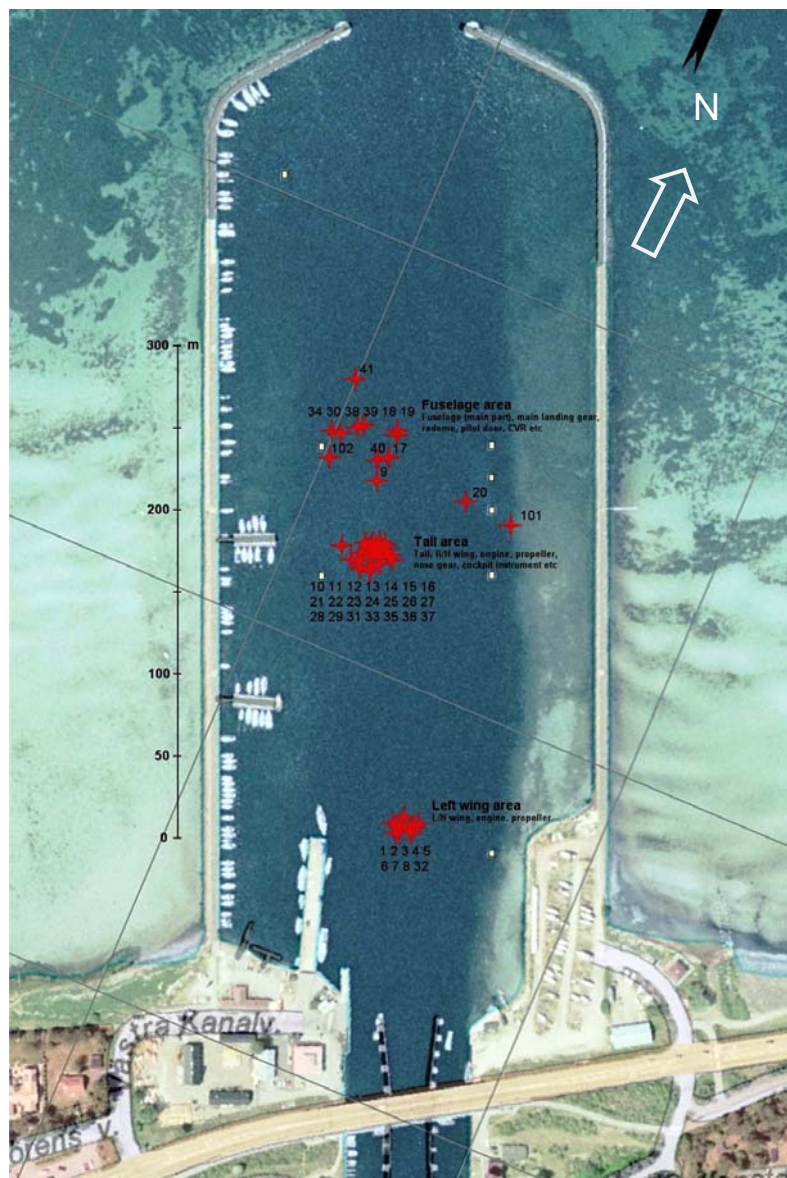


Bild 12. Plottning av vrakdelar

### 1.12.3 Bärgning av flygplansvraket

Bärgningen utfördes med hjälp av KBV:s personal och utrustning. För bärgningen av alla större vrakdelar användes ett av KBV:s oljesaneringsfartyg. Större vrakdelar dokumenterades och renspolades med sötvatten före vidare undersökning.

### 1.12.4 Flygplansvraket

Flygplanet blev mycket demolerat och sönderdelades i ett stort antal delar.



Bild 13. Flygplanskroppen

Hela vänster vinge med motor separerade från flygplanet under flygningen och slog ner i vattnet varvid stora skador uppstod. Vänster motor med propeller bröts loss från vingen.



Bild 14. Vänster vinge

Vid kollisionen med vattnet bröts vingens centrala del med höger yttervinge samt stjärtpartiet loss från flygplanskroppen som demolerades.

Höger motor med propeller bröts loss från höger vinge.

Stjärtpartiet fick omfattande skador på stabilisator och fena. Fenans infästning i flygplansstrukturen bröts sönder.

Efter bärgningen transporterades flygplansvraket till en hangar på Malmö/Sturup flygplats för vidare undersökning.

## **1.13 Medicinsk information**

### *1.13.1 Befälhavaren*

Befälhavaren hade genomfört föreskrivna läkarundersökningar med godkända resultat.

### *1.13.2 Biträdande förare*

Biträdande föraren hade genomfört föreskrivna läkarundersökningar med godkända resultat.

## **1.14 Brand**

Brand uppstod inte.

## **1.15 Överlevnadsaspekter**

Skadorna på flygplanet tyder på att nedslagskrafterna vid haveriet var avsevärda. Möjligheterna att överleva vid denna typ av olycka är i det närmaste obefintliga och allt tyder på att de ombordvarande avled omedelbart vid nedslaget. Förarna var bältade vid tillfället. Det har inte kunnat fastställas om operatörerna var bältade.

Flygplanets ELT blev obrukbart vid nedslaget.

## **1.16 Särskilda prov och undersökningar**

### *1.16.1 Allmänt*

Det stod tidigt klart i denna undersökning att vänster vinge inklusive vänster motor separerat från flygplanet under flygningen.

I detta avsnitt redovisas en sammanfattning av resultatet av de omfattande metallurgiska undersökningar som gjorts på själva vingbrottet, flygplanets vingar och deras infästning i flygplanskroppen. Avsnittet behandlar även de undersökningar som gjorts av andra system och delar i flygplanet samt presenterar relevanta faktorer som bedöms kan ha haft betydelse för vingbrottets uppkomst och för olycksförloppet.

### *1.16.2 Flygplansstrukturen – allmänt*

Som nämnts ovan demolerades flygplanet helt vid kollisionen med vattenytan och bröts sönder i ett stort antal större och mindre delar. Så långt det har varit praktiskt möjligt har flygplansstrukturen undersökts med avseende på eventuella defekter på flygplanet före olyckan som skulle ha kunnat vara av betydelse för vingbrottet.

Inget sådant har konstaterats. Undersökningen tyder på att flygplansstrukturen, inklusive den internt och externt monterade extrautrustningen, var intakt när vingbrottet inträffade.

Förutom utmattningssprickor i vänster och höger vinge, samt en spricka i vänster propellernav, synes alla väsentliga materielskador ha uppstått i samband med olyckan. Vid tveksamma fall har detta verifierats vid metallurgiska undersökningar.

Infästningspunkter för fena och stabilisator visar inga tecken på glapp eller onormal förslitning.

Mekanism och lager för manövrering av roder och klaffar var i god kondition.

Inget tecken på korrosion som kan ha haft betydelse för olyckan har konstaterats.

### 1.16.3 Instrument

Flygplanets instrumentpaneler med tillhörande system var kraftigt sönderslagna och återfanns utspridda över haveriområdet. Vissa instrument hade lossnat från panelerna. Så långt det har varit praktiskt möjligt har instrument, varningslampor och reglage, undersökts med avseende på eventuell onormal position före olyckan. Ingenting tyder på annat än att flygplanet befann sig under normal flygning när olyckan inträffade.

Flygplanet var utrustat med två mekaniska horisontgyron. Instrumenten var kraftigt skadade, men på instrumentens rörliga horisontpanel fanns på båda instrumenten ett tydligt ”stämplingsmärke” från instrumentets flygplanssymbol. Erfarenhetsmässigt kan sådana märken uppstå på flyginstrument till följd av en hög G-kraft i samband med en kollision.

Läget på dessa märken är ungefär detsamma på båda instrumenten och indikerar att flygplanet vid vattenkollisionen befann sig ca 40° från helt inverterat läge och i en nära 40° dykning. Läget motsvarar att flygplanet gjort en vänsterroll på 140° eller en högerroll på 220° före nedslaget.

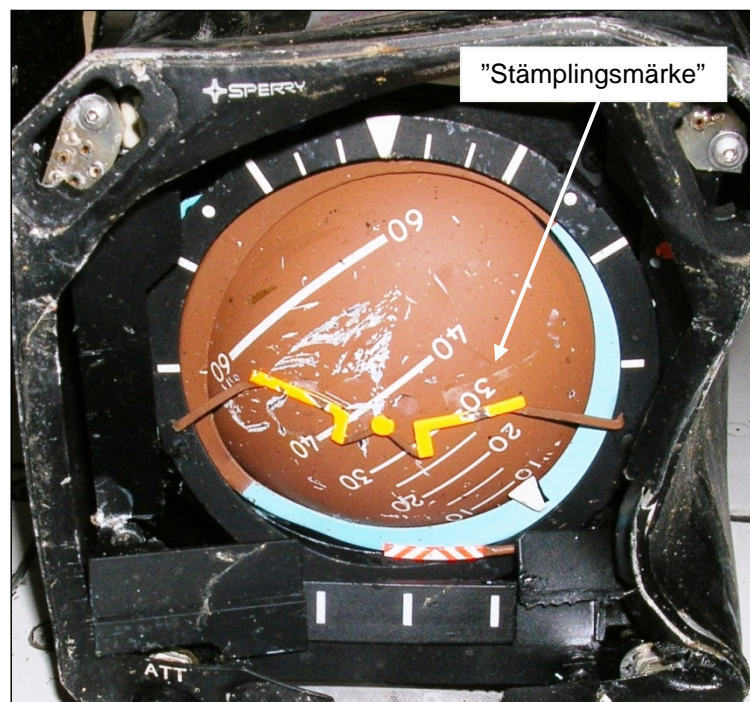


Bild 15. Vänster horisontgyro

#### 1.16.4 Motorer

Flygplanets båda motorer har undersökts av en representant från motortillverkaren under överinseende av SHK. Båda motorerna har omfattande skador som uppstått i samband med vattenkollisionen. Skadorna på motorernas kompressorskovlar skiljer sig signifikant mellan motorerna.

Skadorna i vänster motors kompressor (impeller) var begränsade och rotorn gick att dra runt, vilket tyder på att rotorvarvet var lågt och att vänster motor inte lämnade någon större effekt vid nedslaget.

Samtliga kompressorblad i höger motor var böjda och rotorn gick inte att dra runt, vilket tyder på att rotorvarvet var väl över tomgångsvarv och att höger motor lämnade viss effekt vid nedslaget.

Förutom nedslagsskador har inget fel eller onormalt hittats på motorupphängningar eller dess elastiska s.k. motorkuddar.

Två dräneringsrör på vänster motor är slitna vid dess genomföring i motorkåpan, vilket kan vara ett tecken på att viss motorvibration förekommit under flygning.

#### 1.16.5 Propellrar

Motorernas propellrar, vilka separerat från respektive motor, har undersökts av en representant från propellertillverkaren under överinseende av SHK.

Separationen av propellrarna från motorerna har skett genom momentana överlastningsbrott i dess anslutningsflänsar.

I brottytan på vänster propellernav finns vid ett av bulthålen en ca 10 x 5 mm stor utmattningsspricka (se vidare 1.6.12).

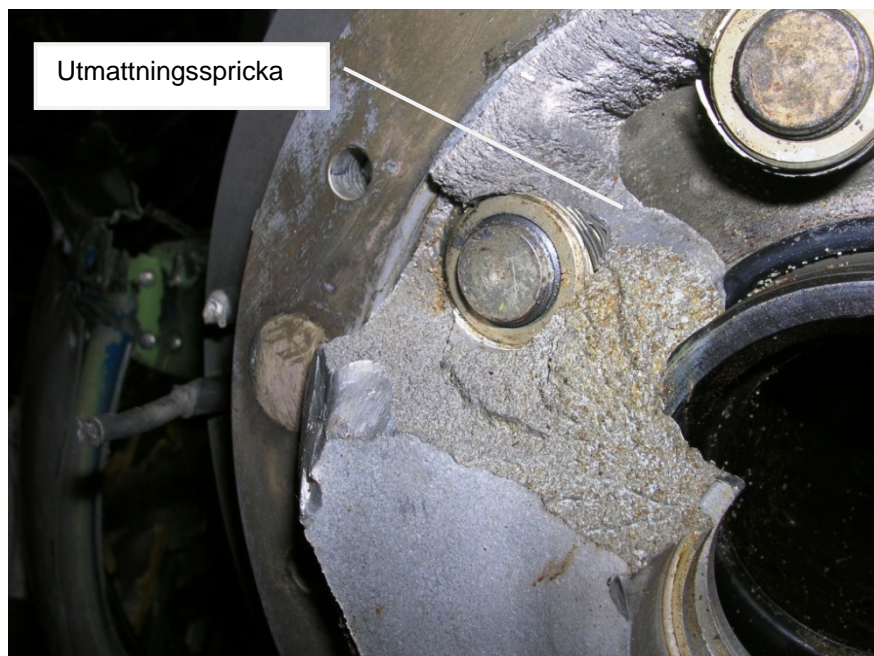


Bild 16. Vänster propellernav

På grund av haveriskador har det inte varit möjligt att säkert fastställa propellrarnas bladvinkel vid nedslaget. Ingenting i undersökningen av propellrarnas

omställningsmekanismer tyder dock på annat än att de har fungerat som avsett vid tidpunkten för nedslaget.

Samtliga blad i vänster propeller sitter kvar i propellernavet och är deformerade på ett sätt som talar för att propellervarvet var lågt och att propellern inte producerade någon dragkraft vid nedslaget.

Samtliga blad i höger propeller sitter kvar i propellernavet och är deformerade på ett sätt som talar för att propellervarvet var lågt och att propellern endast producerade låg eller ingen dragkraft vid nedslaget.

#### 1.16.6 Vingbrottet

Vänster vinge bröts av i vingroten under olycksflygningen. Brottet skedde i den centrala vingboxen i anslutningen till flygplanskroppen. Skador på vingstrukturens ovansida visar att vingen i samband med separationen från flygplanet böjdes uppåt.



Bild 17. Utmattningsprickans lokalisering

#### 1.16.7 Vänster vinge

Efter separationen slog vänster vinge med motorinstallation i vattnet. Vid nedslaget slets vänster motor bort och omfattande skador uppstod på vingboxens vänstra vingdel. Den övriga delen av vingen fick kraftiga intryckningsskador på framkanten. Den yttre delen av vingen knäcktes uppåt och splittrades. Klaffar och skevroder förblev förhållandevis intakta.

En ca 840 mm lång utmattningspricka som lett till brott konstaterades i den undre bärande vingplåten mellan vingbalkarna. Sprickan var lokaliserad i flygplanets längdriktning längs den yttersta nitraden (nitrad # 1 närmast vingspetsen) i nitförbandet för den undre förstärkningsplåten (Doubler) som samtidigt utgör nitförband för vinkelbeslaget, i vilket täckplåten (Fairing) är skruvad (Station 1030). Inom samma längd hade 6 longeroner och båda vingbalkarna utmattningsprickor, vilka penetrerat mellan 5 och 95 % av dess tvärsnittyta.



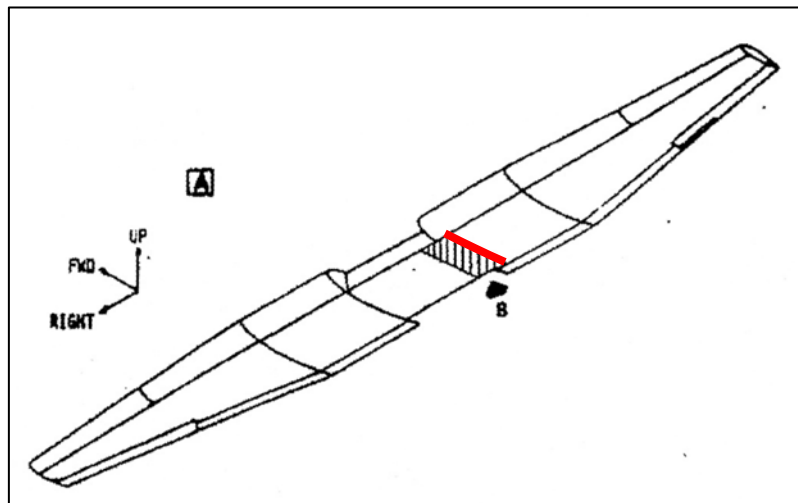


Bild 18. Sprickans läge i centervingens underplåt

Sprickans läge under förstärkningsplåten gör att den inte var synlig från utsidan av vingen.

Vid undersökningen noterades färgskiftningar i korrosionsskyddsbehandlingen (primer) på vingens insida, vilket kan tyda på att behandlingen gjorts i olika omgångar.

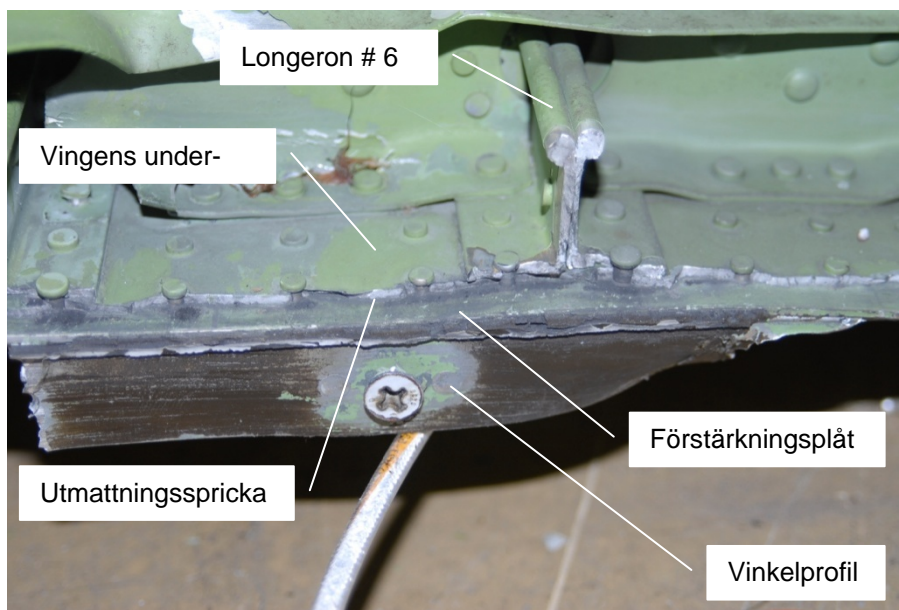


Bild 19. Del av utmattningsspricka i vänster vinge

#### 1.16.8 Höger vinge

Höger vinge slog med framkanten först ner i vattnet tillsammans med flygplanskroppen. Vid nedslaget slets höger motor av och omfattande skador uppstod på vingboxens högra del. Vid vattenkontakten "öppnade sig" övre och undre vingplåtar framifrån varvid vingen till stor del kom att splittras. Klaffar och skevroder förblev förhållandevis intakta.

Utefter den nitrad, motsvarande den nitrad utefter vilken vingbrottet skett på vänstervingen, konstaterades flera genomgående utmattningssprickor mellan den bakre vingbalken och de två bakre longeronerna. Vissa hade vuxit ihop till 55 – 60 mm sammanhängande sprickor. Den sammanlagda spricklängden har

uppskattats till ca 200 mm. Beträffande utmattningssprickans uppkomst se nedan.



Bild 20. Utmattningssprickor i höger vinge sett inifrån vingen

Vid undersökningen noterades samma typ av färgskiftningar i korrosions-skyddsbehandlingen som på vänster vinge.

#### 1.16.9 Metallurgiska undersökningar

##### Generellt

Omfattande metallurgiska undersökningar har utförts på de vingpartier där utmattningssprickor konstaterats i avsikt att få klarhet om orsaken till deras initiering och mekanismerna bakom deras tillväxt. Undersökningarna har utförts på berörda partier från både vänster och höger vinge samt på andra delar från flygplanet där slitagemönster varit av intresse. Jämförelser har även gjorts med andra flygplansindivider av samma typ i drift.

Arbetet har på uppdrag av SHK utförts av materiallaboratoriet Bodycote i Linköping tillsammans med SHK:s metallurgiska expert. Resultatet av den metallurgiska undersökningen finns sammanfattad i rapporterna TEK07-0059 och Teknisk rapport SE-IVF nr 06.

Parallellt med SHK:s undersökning har, på uppdrag av tillverkaren, samma haverimateriel undersökts på tillverkarens materiallaboratorium i Madrid samt i viss mån av experter från konsultföretaget Accident Investigation & Research Inc. (AIR) i Kanada. Resultatet av tillverkarens undersökning har presenterats i rapporten, Technical Report NT-2-ID-06015.

Berört område i båda vingarna har undersökts och jämförts. Generellt kan sägas att omständigheterna kring sprickornas initiering och tillväxt är i det närmaste identiska mellan vänster och höger vinge. Skillnaden är att utmattningsprocessen i vänster vinge vid olyckstillfället hade nått längre och att det därför var sprickan i den vingen som först ledde till vingbrott.

För att underlätta förståelsen av de metallurgiska avsnitten i denna rapport bifogas följande faktainformation som bilagor:

Bilaga 3	Metallers mekaniska egenskaper
Bilaga 4	Oförstörande provning (NDT)
Bilaga 5	Inre spänningar i metallegeringar
Bilaga 6	Riveted lap joints and Multiple Site Damages (se även 1.18.8)
Bilaga 7	Brottyteanalyser
Bilaga 8	Sammanfattning av rapport NT-2-ADF-08002

### Berört nitförband

Aluminiumlegeringens kvalitet och fysiska egenskaper uppfyller specifikationen enligt AA 2024 T3 clad för samtliga berörda delar. Plåttjocklekar överensstämmer med specificerade mått i ritningsunderlaget.

I förbandet har nitar med diametern 3,2 mm och 4,0 mm använts, beroende på placering. Diametern på nitarnas stukade del är normalt ett mått på med vilken kraft de har slagits. På 3,2 mm-nitarna varierar diametern från 4,4 mm till 6,0 mm. På 4,0 mm-nitarna varierar diametern från 6,0 mm till 6,8 mm. Enligt tillverkarens uppgift kontrolleras diametern med tolk vid tillverkningen.

Delningsmättet mellan nithålen avviker i vissa fall 2 – 3 mm från angivet ritningsmått vilket innebär att nitraderna inte alltid är linjära. Avståndet mellan nitarna understiger dock aldrig minimimättet, 5 x nitdiametern, vilket är en inofficiell standard.

Några nithål har tillverknings-skador och några har deformerats i samband med nitningen. I flera fall kan konstateras att nitarna inte helt fyller nithålen. Flytande korrosionsskydd har trängt in mellan nit och nithål vid ett antal nitar.

En marginellt kraftigare nitslagning på vänster vinge än på höger har kunnat konstateras.

Enligt tillverkaren är kvaliteten på de undersökta nitförbanden ”normal” för vad som gällde vid tiden för tillverkningen av det aktuella flygplanet.

### Bearbetning av undre bärande vingplåt

Den undre vingplåten är vid det aktuella nitförbandet 2,0 mm tjock. För att spara vikt har man ungefär från nitrad # 1 fräst bort material på plåtens undersida så att den vid kopplet till respektive yttervingar har tjockleken 1,4 mm.

Som ett led i tillverkningsprocessen har efter fräsningen den bearbetade ytan slipats med ett roterande verktyg. Slipningen har resulterat i ett mönster av koncentrisk slipspår. Den slipade ytan förekommer även under förstärkningsplåtarna och penetrerar på vissa ställen upp till ca 50 % av plåtens s.k. pläteringsskikt<sup>5</sup>, vilket är ca 50  $\mu\text{m}$ <sup>6</sup> tjockt.

---

<sup>5</sup> Plätering – Korrosionsskydd

<sup>6</sup> 1  $\mu\text{m}$  - 0,001 mm



Bild 21. Slipsår mellan nithål

### Utmattningsprickor

Utvecklingen av utmattningsprickan längs nitrad # 1, som till slut ledde till att vingen brast, kan beskrivas i fem faser:

**Fas I** Ett stort antal (tusentals) mikrosprickor, mindre än 50  $\mu\text{m}$  djupa, uppstod i vingplåtens pläteringsskikt.

**Fas II** Ett hundratal av dessa mikrosprickor växte som utmattningsprickor till makrosprickor.

**Fas III** Ett antal makrosprickor växte samman och bildade sammanhängande utmattningsprickor som penetrerade vingplåten.

**Fas IV** En gemensam utmattningspricka bildades utefter nitraden genom att materialet brast mellan makrosprickorna. Utefter samma nitrad uppstod även utmattningsprickor i olika omfattning på samtliga longeroner.

**Fas V** När den gemensamma utmattningsprickan hade blivit ca 840 mm lång brast vingen. Se nedanstående skiss.

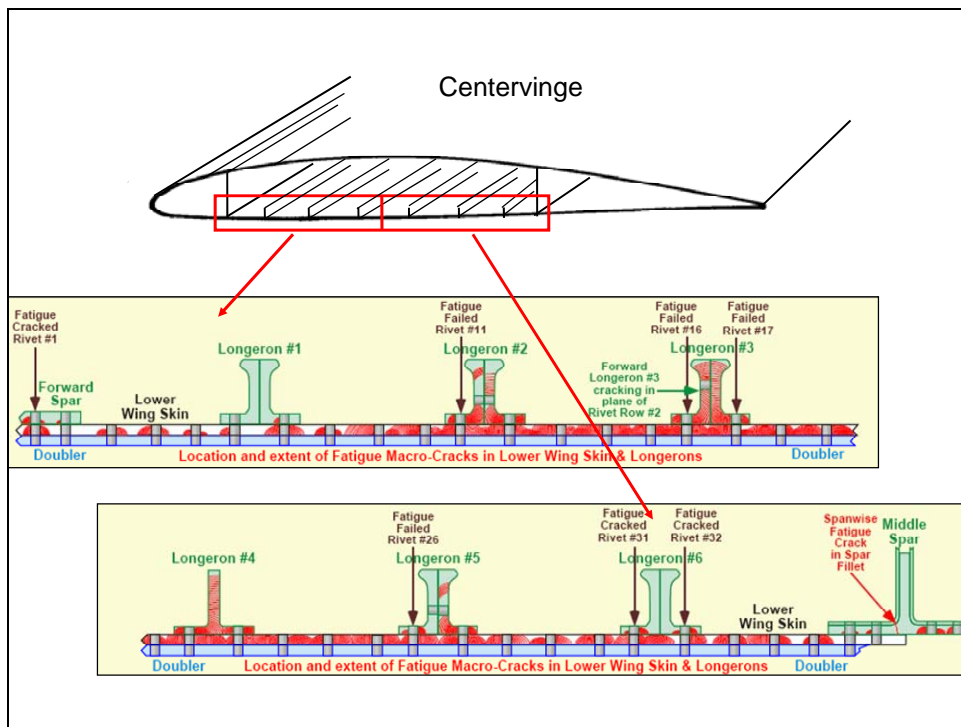


Bild 22. Brottyta med utmattningssprickor markerade med rött

Sprickorna har initierats både från kanter på nithål och från mikrosprickor i plåtens undersida längs nitrad # 1.

#### Mikrosprickor

I ett band som sträcker sig ca 4 mm innanför till 12 mm utanför nitradens centrumlinje har hundratals mikrosprickor hittats på plåtens undersida. Vissa av dessa är endast 0,1 mm djupa och 1,0 mm långa och inte möjliga att upptäcka med blotta ögat eller med någon av gängse NDT-metoder. Sådana sprickor framträder först vid okulär besiktning med förstoringsglas (10 ggr) eller om plåten böjs.



Bild 23. Exempel på mikrosprickor i slipsår

Mikrosprickorna har i de flesta fall uppstått i botten på ovan nämnda slispår och är av typisk utmattningskaraktär. I sprickorna kan med hjälp av svepelektronmikroskop tydliga striationer<sup>7</sup> ses från respektive startpunkt (se Bilaga 7). De koncentriska slispåren korsar varandra vilket gör att vinkeln mellan olika sprickor på vissa ställen uppgår till 45°.

Brottytor i många av mikrosprickorna visar inga tecken på mekanisk nötning mot motstående brottyta. (Se nedanstående bild taget med svepelektronmikroskop.) Detta kan bero på att inre spänningar förekommit i materialet eller att de normala krafter som uppstått i vingen under flygning strävat efter att hålla sprickorna ”öppna”.

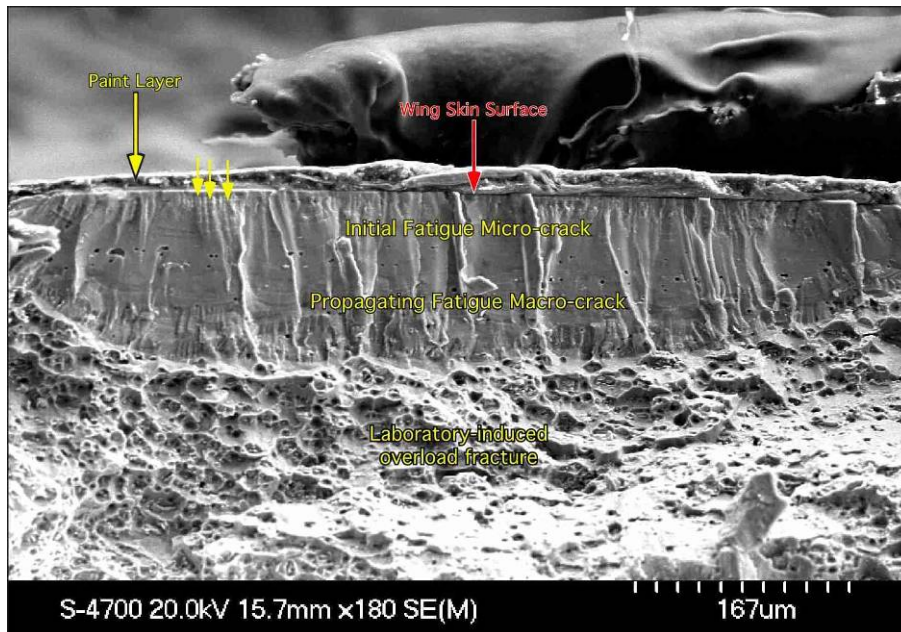


Bild 24. Oskadad brottyta i mikrospricka

### Spricktillväxt

Från de många initieringspunkterna längs nitraden har utmattningssprickorna vuxit. Vänster pil på nedanstående bild visar hur en spricka har vuxit från en startpunkt mellan nithålen. På sprickytan framträder typiskt bågformade rastlinjer, s.k. beach lines. Höger pil markerar en startpunkt från hörnet på ett nithål.

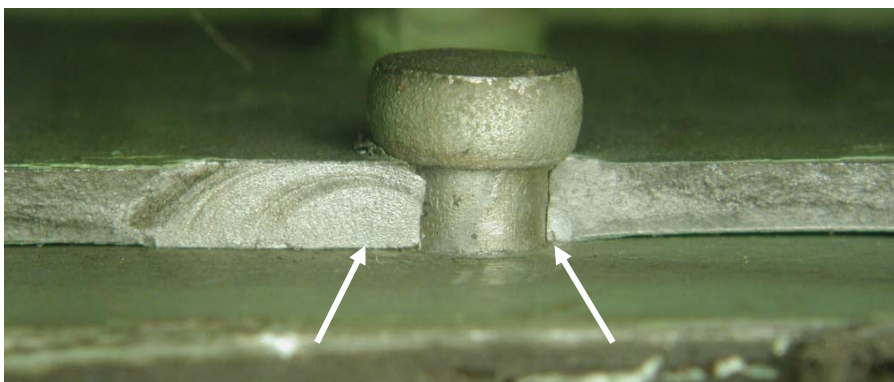


Bild 25. Utmattningssprickor i vänster vinges skalplåt.

<sup>7</sup> Striation - Koncentriskt båglinjemönster i utmattningsspricka

Tillväxten har skett uppåt och åt sidorna. Sprickorna har därefter vuxit samman med andra sprickor och bildat längre sprickor. De utmattningssprickor, som startat i området mellan nithålen, har huvudsakligen initierats i mikrosprickor i slipspår. Flera fall förekommer där sprickorna även initierats vid hörnet mellan nithål och undre skalplåtsyta. Detta har medfört att tillväxten av utmattningssprickorna mellan nithålen till stor del kommit att ske längs slipspår.

Bilden nedan visar olika stadier av tillväxt av utmattningssprickor som startat från mikrosprickor mellan nithål, sett i plåtens tvärsnitt.

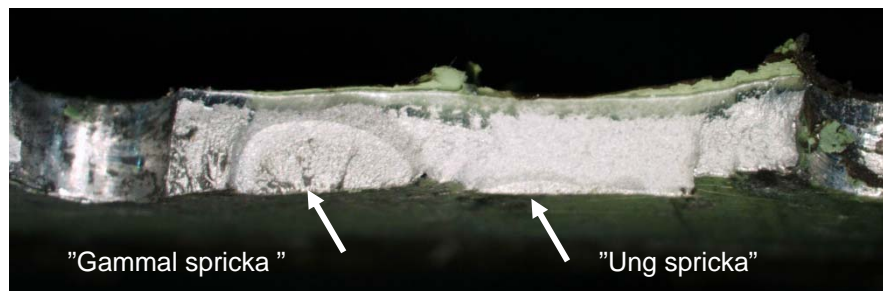


Bild 26. Tillväxt av mikrosprickor

På många ställen har en spricka "hoppat över" till en annan spricka som därmed förlängts. (Se bild nedan.)



Bild 27. Exempel på spricktillväxt genom "överhopp"

Nötskador på många sprickytor och förekomst av aluminiumoxid tyder på att vissa sprickor är gamla och att spricktillväxten skett under lång tid, sannolikt under många år.

#### Fretting<sup>8</sup>

På förstärkningsplåten har på flera ställen frettingskador i olika omfattning uppstått längs sprickan. Dessa når inte alltid helt fram till sprickkanten. Detta kan bero på att det förekommit inre spänningar i vingen, eller att de krafter som uppstått i vingen under normal flygning, strävat efter att hålla sprickan "öppen".

<sup>8</sup> Fretting - Nötningsskada som uppträder mellan två mot varandra liggande ytor. (Se vidare Bilaga 6)

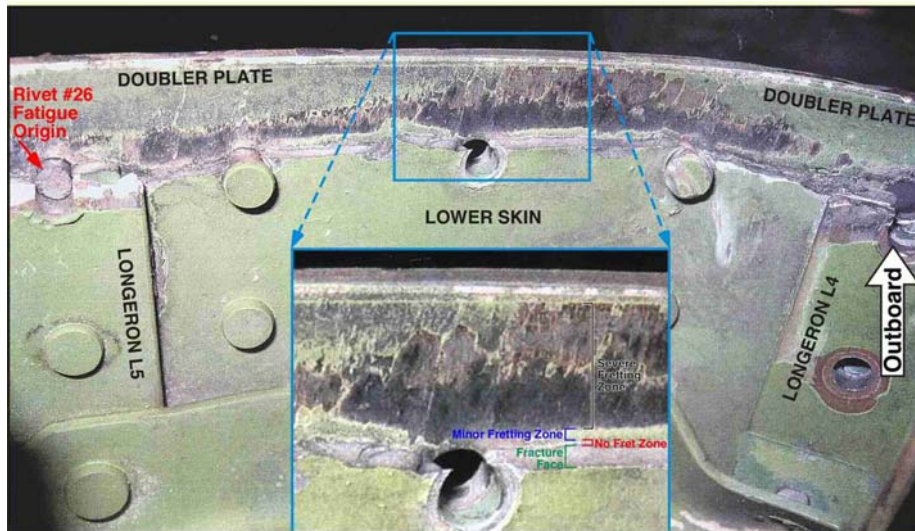


Bild 28. Frettingskador på förstärkningsplåt

### Brottyteanalys

Omfattande metallurgiska undersökningar har utförts på utmattningssprickornas karaktär och brottytor. Väsentliga delar av dessa finns redovisade i Bild 7. Nedan följer en sammanfattning.

### Sammanfattning av brottyteanalys

- Antalet delsprickor i vingbrottet är mycket stort, i storleksordningen många hundra. Alla dessa sprickor har inte initierats samtidigt eftersom oxidation och nötning visar på inbördes åldersskillnader.
- Ett stort antal mindre sprickor har vuxit samman och bildat sprickor med stor sammanlagd längd längs en nitrad.
- Vid tillväxten har sprickor i vissa fall "hoppat" från en utmattningsspricka till en annan.
- Karaktären på utmattningssprickorna i vänster och höger vinge är likartad.
- Totalt finns ett mycket stort antal striationer, indikerande i storleksordningen miljontals lastväxlingar för hela sprickförloppet.
- I ett initialt skede av utmattningsförloppet, dvs. på litet sprickdjup, har spänningsnivån i lastspektrum varit låg och med inbördes likartad storlek.
- Enligt brottmekaniska beräkningar i såväl Bodycotes rapport BMT TEKO7-0059 som tillverkarens rapport CASA MEMO MM-2ADF-07002A har framkommit att spänningen varit ca 115 MPa, dvs. 1/3 av sträckgränsen, vilken för aktuell skalplåt uppmätts till 365 MPa. Detta talar för att oscillerande laster förekommit, men att slumpartade laster, av typen turbulens eller manöverlast, varit dominerande.
- På större sprickdjup, i ett utvecklat skede av utmattningsförloppet, har lastspektrum en annan karaktär med höga toppar, ofta med varierande amplitud. Här har sprickutbredningen ofta skett språngvis och delsprickor har successivt förenats till en sammanhängande huvudspricka som vuxit till det slutliga brottet.
- Det finns fyra typer av anvisningar, som bidragit till att lokalisera sprickornas startpunkter:
  - Skarpa hörn mellan nithål och vingplåtens undersida.
  - Nötning, (fretting), mellan skalplåt och förstärkningsplåt (Doubler).
  - Mekaniska skador i nithål.
  - Repor i pläteringsskiktet, uppkomna vid tillverkningen genom slipning med roterande verktyg.



- Ingen av dessa anvisningar bedöms vara så kraftig, att den kan anses som enskild orsak till utmattningssprickbildningen, utan de har bidragit till att lokalisera sprickstartpunkter.
- Anvisningarna bedöms som vanligt förekommande med den tillverkningsstandard och kvalitet för flygplan som rådde under den aktuella tidsperioden.
- Utmattningssprickbildningen i olycksflygplanet visar mycket stora likheter med ett vanligt förekommande utmattningsfenomen i "Åldrande" flygplan, s.k. Multiple Site Damages, MSD.

#### Oförstörande provning (NDT)

Provbitar från området längs nitrad # 1 tagna från både vänster och höger vinge har undersökts i laboratoriemiljö med Radiografisk provning, Induktiv provning, Ultraljudsprovning och visuell inspektion. (Se Bilaga 4.) Avsikten har varit att få en mer detaljerad information om sprickornas utbredning samt om möjligheten att upptäcka sprickor med NDT, dvs. sådan undersökning som kan utföras på flygplan i drift. I vissa fall har jämförande prov utförts på andra flygplansindivider.

Det har konstaterats att ingen av dessa metoder förmår hitta alla förekommande sprickor. För detta har det varit nödvändigt att böja plåten. Konstruktionen är dessutom på många ställen komplex och praktiska problem uppstår att komma åt de ytor som ska undersökas. Vissa sprickor går att detektera med en NDT-metod men inte med en annan och tvärt om. De tidigare nämnda mikrosprickorna är i vissa fall så små att de inte kan hittas med någon av metoderna.

Det har framkommit att de metoder som föreskrivs i EASA:s luftvärdighetsdirektiv, AD No. 2006-0365-E, som utfärdades den 4 december 2006 med anledning av denna olycka, inte hittade alla sprickor i berört område. Med enligt tillverkaren föreskriven metod, CASA C-212 SID C-212-PV-02-SID, C-212 SIP C-212-PV-02-SIP och EADS-CASA AOL 212-018, revision 1, daterad den 1 december 2006, hittades mindre än halva den sammanlagda spricklängden på höger vinge. Vissa av de sprickor som inte upptäcktes med denna metod var upp till 5,0 mm långa. Information om detta förhållande har lämnats till EASA.

Undersökningen verifierade att vissa nitar inte helt fyller nithålen utan att en spalt mellan nitskaft och nithål på upp till 0,2 mm förekommer.

I mars 2007 publicerades AOL 212-018 revision 2 vilken omfattar initiell och återkommande sprickkontroll i berört område med flera oberoende NDT – metoder såsom röntgen, virvelström och ultraljud samt visuellt med hjälp av boroskop eller videoskop.

#### Jämförelse av berört nitförband med motsvarande hos andra flygplan i drift

För att få en uppfattning om nitförbandens kondition har jämförelse gjorts mellan röntgenbilder tagna på samtliga KBV:s och Försvarens CASA C-212. Vid undersökningen har framkommit att spalterna förekommer ungefär i samma omfattning hos samtliga CASA C-212 i KBV:s verksamhet. Motsvarande spalter har inte hittats i flygplan S/N 139, som opererats av Försvarens makt, vilken är äldre, men har lägre total flygtid.

Det har vidare noterats att spalterna i stort sett endast uppträder vid förband som sammanfogar lasttagande element såsom spryglar, longeroner, vinkelbeslag etc. Bilden nedan visar ett avsnitt av nitförbandet på systerflygplanet, S/N 343, där nitraden Y-1030 (nitrad # 1) även fäster vinkelbeslaget medan nitraden Y-995 endast fäster förstärkningsplåten.

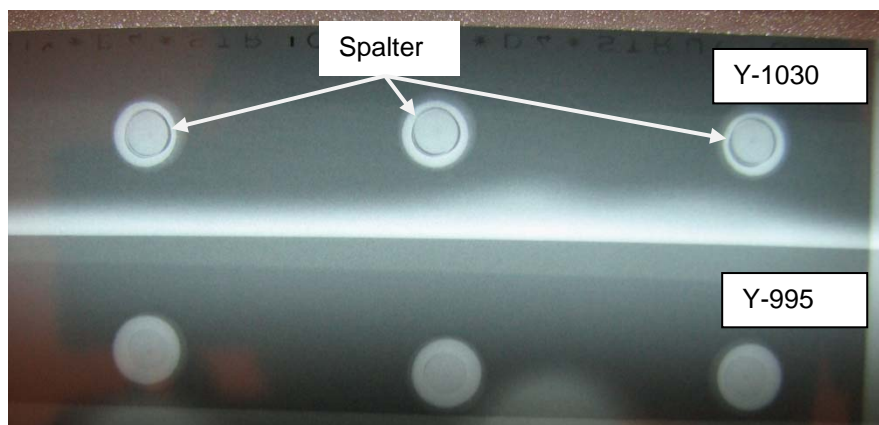


Bild 29. Röntgenbild visande exempel på spalt mellan nit och nithål  
(Flygplan S/N 343)

### Sprickor i nitar

I nitrad # 1 på olycksflygplanets vänsterving saknas sex nitar. Två av dessa har hittats. En har 100 % utmattning och den andra 30 % utmattning. Vid undersökningen frilades 8 nitar och misstänkta sprickor bröts upp. Tre av dessa har små utmattningssprickor.

På högervingen finns två nitbrott som orsakats av 100 % utmattning. De är belägna på ömse sidor av bakre vingbalk. Sprickorna har initierats från den sida som vetter utåt vingpetsen och vuxit "inåt". (Se bild nedan.)

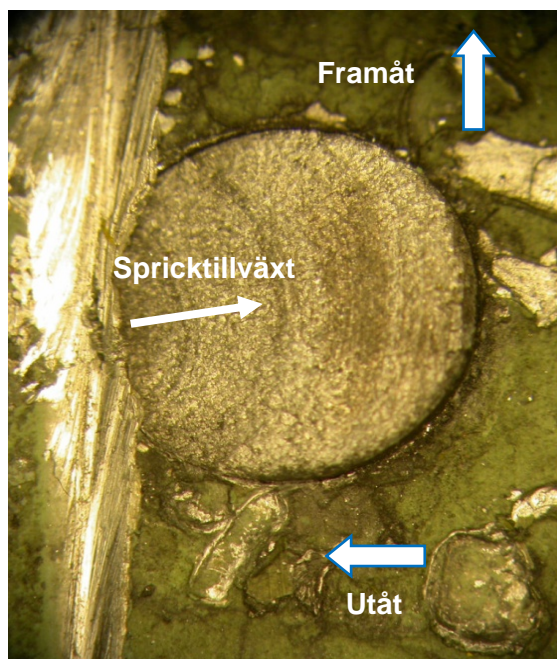


Bild 30. Utmattningsbrottyta i nitskaft

Nitförband konstrueras i första hand för att ta upp skjuvlast. Sprickornas position och utseende visar att nitarna i detta fall har varit utsatta för axiella belastningar utöver det normala. Dessa skador har sannolikt uppkommit i ett sent skede, då strukturen varit uppluckrad genom utmattningssprickorna.

Tecken på att axiell rörelse förekommit i det aktuella förbandet finns även på systerflygplanet, S/N 343, där svart aluminiumoxid läckt ut från några nitar.

Hittills har konstaterats saknade nitar också på två andra flygplansindivider i drift.

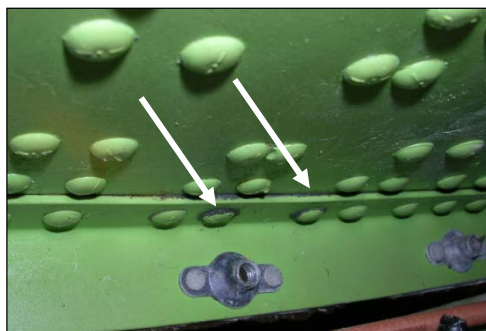


Bild 31. Tecken på rörelse i nitförband, i flygplan S/N 343

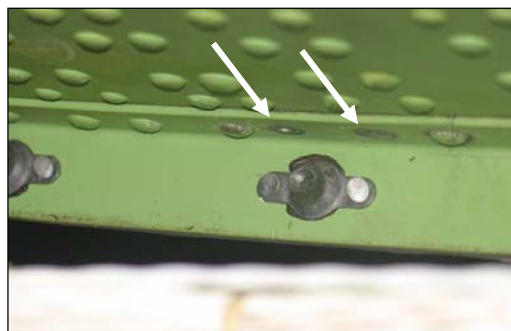


Bild 32. Saknade nitar i spanskregistrerat flygplan i drift  
(Tillverkarens bild)

### Vingbultar med fästbeslag

Varje vingkoppel består av två undre kopplingsbeslag som är fästade i flygplansstrukturen och ett övre kopplingsbeslag som är fästat i den centrala vingdelen, vilka är sammankopplade med en vingbult med kronmutter. Kopplingsbeslagen har inpressade bussningar med samborrade hål för kopplingsbulten. Inspektion eller byte av vingkoppelkomponenter har inte förekommit under flygplanets användning. Detta är inte heller något krav enligt underhållsprogrammet.

Slitaget på flygplanets vingbultar och bussningar har undersökts. Det har konstaterats att slitaget på vingbultarna från flygplan S/N 346 är större än normalt och större än på flygplan S/N 343.

Slitageskadorna utgörs av typen fretting och begynnande skärning. Även ren mekanisk deformation förekommer. De två främre bultarna är mer slitna än de bakre men ingen större skillnad i slitage har påvisats mellan vänster och höger sida. Slitaget är ungefär jämnt fördelat runt omkretsen och inte så stort att glapp uppstått i kopplingen.

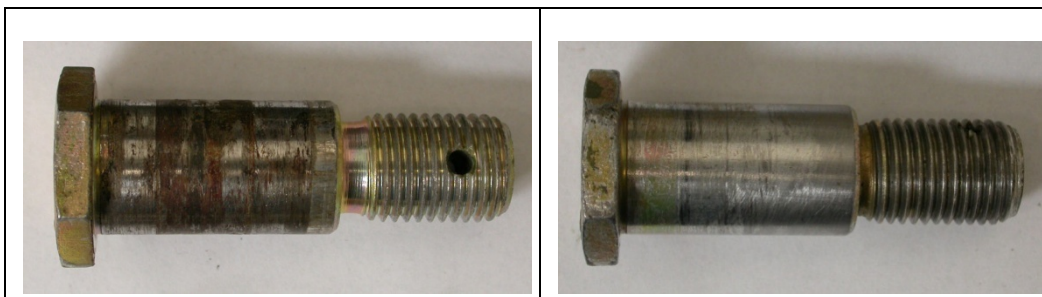


Bild 33. Vingbult från olycksflygplanet S/N 346, position höger/fram

Bild 34. Vingbult från systerflygplanet S/N 343, okänd position

### Vinkelbeslag och täckplåt (Fairing)

Vänster täckplåt satt efter vingseparationen fortfarande fastskruvad i flygplansstrukturen utan att någon relativ rörelse förekommit. Vid separationen slets samtliga skruvhål vid anslutningen till vinkelbeslaget upp varvid samtliga skruvar i profilen kom att sitta kvar.

Fyra av de nitar som fäster vinkelbeslaget till förstärkningsplåten och vingens undre skalplåt hade brustit. Brottytan på två av dessa nitar, de som även fäster vinkelbeslaget till longeron # 3, visar att brottet föregåtts av en utmattnings-

spricka. I nithålet på vinkelbeslaget för en av dessa två nitar hittades två utmattningssprickor.



Bild 35. Del av vinkelbeslag från vänster vinge

Utseendet på dessa delar talar för att täckplåten före olyckan suttit stumt monterad mellan vinge och flygplanskropp och att inga relativa rörelser förekommit mellan täckplåt och vinkelbeslag respektive mellan täckplåt och flygplanskropp.

#### 1.16.10 Utmattningsprov och flygprov

Som ett led i undersökningen har tillverkaren utfört materialutmattningsprov och flygprov som ska simulera aktuella omständigheter. Avsikten har bl.a. varit att få ökad kunskap om faktorer som kan ha bidragit till initieringen av utmattningssprickorna utefter nitrad # 1 i vingens underplåt.

Tillverkarens undersökning är ännu inte helt slutförd, men en första rapport: "C212 AIRCRAFT. ANALYSIS – TESTS CORRELATION", NT-2-ADF-08002" publicerades i november 2008. En sammanfattning av rapportens innehåll och tillverkarens egna slutsatser, utan SHK:s värdering, redovisas i Bilaga 8.

I rapporten sägs bl.a. att de utförda proven inte enskilt har kunnat förklara den tidiga initieringen av utmattningssprickor på olycksflygplanet som bedömts ha skett efter ca 3500 flygningar, dvs. då sprickorna var möjliga att upptäcka med någon NDT-metod. Med hänsyn taget till förekommande laster, flygplanets användning, konstruktion och produktionsstandard etc. anses vingens beräknade utmattningstidslängd ha varit adekvat.

Enligt tillverkarens uppfattning måste någon ytterligare faktor ha spelat in för att kunna förklara den tidiga sprickinitieringen. Man anser det vara troligt att centervingens underplåt, vid något tillfälle under flygplanets initiala användning, utsatts för en mycket hög kompressionslast vilken orsakat en plastisk deformation nära nitrad # 1 resulterande i en kvarvarande lokal inre spänning.

Man anser att detta skulle ha kunnat minska utmattningstidslängden längs nitraden och förklara initieringen av mikrosprickorna vilka utgjort startpunkter för alla de utmattningssprickor som senare växt samman och kom att resultera i vingbrottet.

#### *SHK:s anmärkning*

Inför ovan nämnda flygprov lämnade SHK under hand muntliga önskemål om att mätningar skulle utföras även vid belastningar nära maximalt tillåtna gränser och under olika typer av "osymmetrisk flygning". Detta uppstår vid t.ex. flygning med en motor, felaktig trimning, etc. vilket är någonting som tränas vid bl.a. typinflygning.

Anledningen till önskemålet var att SHK anser det vara viktigt att få information om det vid sådan typ av flygning kan uppstå exceptionella laster och materialspänningar utefter den kritiska nitraden till följd av täckplåtens inverkan.

Flygproven omfattade emellertid inte sådan flygning. Tillverkarens beräkningar av krafter och materialspänningar vid sådana flygfall är därför extrapolering baserade på antagandet att krafter och spänningar ökar linjärt vid belastning i dessa delar av flygenveloppen.

En detaljerad verifiering av dessa beräkningar är tidskrävande och kräver specialkompetens med bl.a. tillgång till fullständiga konstruktionsritningar och tillverkarens egna programvaror. SHK har därför valt att inte avsätta resurser och tid för en sådan verifiering.

SHK har dock, med hjälp av expertis från Kungliga Tekniska Högskolan (KTH), tagit del av rapporten och dess slutsatser och funnit att utförda prov och analyser är utförda enligt i stort sett vedertagna metoder. Den genomförda spänningsanalysen med finita elementmetoden är dock genomförd med enkla skal-, balk- och stångelement, vilket medför att stora fel kan föreligga i de beräknade lokala spänningarna.

#### 1.16.11 Jämförelser med systerflygplan, S/N 343

Systerflygplanet CASA C-212 med registreringen S/N 343 tillverkades i stort sett parallellt med olycksflygplanet och levererades till KBV samtidigt. Även installationen av elektronisk havsövervakningsutrustning efter leveransen till Sverige gjordes parallellt och identiskt lika. Både flygplan S/N 343 och S/N 346 användes vid mark- och flygutprovning av utrustningen.

Därefter har båda flygplanen opererats på ett likartat sätt av KBV och hade vid olyckstillfället ackumulerat i stort sett lika många flygtimmar och antal flygningar.

Vid noggrann undersökning av flygplanen S/N 343 och S/N 229 (vilket levererades senare till KBV och har kortare gångtid) har med gällande metoder inga utmattningssprickor hittats i det kritiska området på vingarnas undersidor längs nitrad # 1. På flygplanet S/N 229 gjordes inspektionen med förstärkningsplåtarna monterade.

Förutom att flygplanet S/N 346 initialt användes mer för skolflygverksamhet (se 1.17.13) än flygplanet S/N 343, har SHK inte funnit någon signifikant skillnad i dessa tre flygplansindividuers historia och användning som entydigt skulle kunna förklara skillnaden när det gäller sprickförekomst i vingarna.

#### 1.16.12 Tätning av nitförband

Tätning av nitförband med en lufthärdande tätningsmassa är en vanlig metod inom flygindustrin för korrosionsskydd samt för att minska risken för utmattningssprickor. Denna senare effekt har visats vid ett flertal praktiska utmattningsprov och dokumenterats av bl.a. H. Vlieger & H.H.Ottens Uniaxial and Biaxial Tests on Riveted Fuselage Lap Joint Specimens, DOT/FAA/AR-98/33, NLR.

Beträffande de aktuella förstärkningsplåtarna, som nitats på vingarnas undersidor, fanns vid tiden för tillverkningen av olycksflygplanet ingen särskild instruktion för användning av tätningsmassa. Som generell regel angavs att tätningsmassa skulle användas vid nitning av förband med ”lasttagande konstruktionselement”.

Användning av tätningsmassa kom därigenom delvis att bero på vilken montör som utförde arbetet. Enligt tillverkarens uppföljning är vingarna på samtliga

flygplan tillverkade tidigare än S/N 474 monterade utan användning av tätningssmassa.

På flygplansindividerna S/N 343 och S/N 346 har konstaterats att tätningssmassa inte användes. På flygplanet S/N 229 har av praktiska skäl inte kunnat fastställas om tätningssmassa använts.

De beräkningar som utförts beträffande det aktuella nitförbandets utmattningstolerans är enligt tillverkaren utförda ”konservativt”, dvs. baserade på att förbandet inte tätats med tätningssmassa.

#### 1.16.13 Utmattningssprickor i legeringen AA 2024 T3

Skalplåten i olycksflygplanets vingar är tillverkad i aluminiumlegeringen AA 2024 T3 som är pläterad på båda sidor för korrosionsskydd. Det är väl känt att pläterad plåt har en betydligt kortare utmattningstidslängd än icke pläterad plåt. Om pläterad plåt utsätts för oscillerande last är det vanligt att s.k. multippla mikrosprickor initieras och första sprickan kan uppstå i pläteringsskiktet redan efter 1 % av utmattningstidslängden.

### 1.17 KBV:s organisation och ledning

*Vid tiden för olyckan.*

#### 1.17.1 Allmänt

KBV är en myndighet med uppgift att bedriva sjöövervakning samt person- och miljöräddningstjänst till sjöss. Med sjöövervakning avses att ansvara för eller bistå andra myndigheter med övervakning, brottsbekämpande verksamhet samt kontroll och tillsyn. Verksamheten genomförs med hjälp av flygplan och fartyg.

KBV:s flygverksamhet bedrevs från mitten av 1970-talet med mindre flygplan utrustade med sidoseende radar samt scanner för registrering av främst oljeutsläpp. På 1980-talet upphandlade KBV gemensamt med Försvarmakten via Försvarets Materielverk (FMV) flygplan av typen CASA C-212. KBV:s första flygplan av typen, S/N 343 och S/N 346, sattes i drift år 1986 och år 1990 anskaffades ytterligare ett flygplan av typen.

KBV opererade ursprungligen sina flygplan från baser på Bromma, Sturup och Säve för att under 1990-talet samla all flygoperativ verksamhet till baseringen på Skavsta flygplats.

#### 1.17.2 KBV:s flygverksamhet

##### Generellt

Den flygverksamhet som utövas av KBV definieras som statsluftfart och blir därmed inte föremål för tillståndsgivning enligt JAR OPS 1. Den tillståndsgivande myndigheten Luftfartsstyrelsen (numera Transportstyrelsen), som även utövar tillsynen av verksamheten, baserar tillståndet på nationella regelverk.

Den del av det nationella regelverket som innefattar KBV:s verksamhet benämns ”Luftfartsverksamhet av särskild art” och reglerades i BCL D 2.2 (numera i LFS 2007.47) respektive i BCL D 3.1.

##### Tillstånd och särskilda föreskrifter

KBV:s drifttillstånd har utfärdats enligt 89 § luftfartsförordningen (1986:171) med en giltighetstid t.o.m. den 31 mars 2007 (gällande vid olyckstillfället) och

innefattar: ”Utöva luftfartsverksamhet av särskild art omfattande övervakning och spaning”.

Tillståndet är utfärdat av Luftfartsstyrelsen (numera Transportstyrelsen) och innehåller, förutom föreskrifter angående följsamhet gentemot gällande civila regelverk, även hänvisning till vidhängande ”Särskilda föreskrifter”.

I bilagan ”Särskilda föreskrifter” finns angivet de av myndigheten godkända personer som ska leda och ansvara för flygverksamheten.

Denna typ av verksamhet kräver enligt de särskilda föreskrifterna godkänd personal i följande befattningar:

- Ansvarig för flygverksamheten
- Flygchef
- Teknisk chef

Dokumentet innehåller även information om verksamhetens säte (Karlskrona) samt dess flygoperativa huvudbas (Skavsta flygplats). Föreskrifterna ger KBV tillstånd att bedriva verksamheten med flygplan av typ CASA C-212 samt med vissa enmotoriga flygplan enligt flygchefens bedömning.

Verksamheten ska bedrivas i enlighet med av KBV utarbetad och av tillsynsmyndigheten godkänd drifhandbok (DHB). Dessutom ska för den tekniska tjänsten finnas en verkstadshandbok med för respektive flygplanstyp avsedd underhållshandbok.

Tillståndets särskilda föreskrifter ger KBV tillstånd att bl.a. utföra start och landning även när sikten utefter banan (RVR) går ner till 550 meter.

### 1.17.3 Operativ dokumentation

KBV:s flygverksamhet är baserad på operativ dokumentation som vid tiden för olyckan utgjordes av:

#### Drifhandbok (DHB)

KBV:s DHB är framtagen internt och har godkänts av Transportstyrelsen (tidigare Luftfartsstyrelsen) och innehåller generella regler och föreskrifter för flygverksamheten inom KBV. Detaljbeskrivning av verksamheten har i dokumentet delats upp i två huvudområden, övervakning och kontroll respektive räddningstjänst enligt nedan.

#### Övervakning och kontroll

- Allmän gräns- och havsövervakning
- Tullbevakning
- Skyddsområdestillsyn
- Jakttillsyn
- Fisketillsyn
- Naturvårdstillsyn
- Sjötrafikövervakning
- Havsbottenövervakning
- Viss allmänpolisiär tillsyn
- Tillsyn av säkerheten på fartyg
- Tillsyn av maritima fornminnen

### Räddningstjänst

- Sjö- och flygräddning
- Åtgärder mot till sjöss löskommen olja
- Åtgärder mot andra marina föroreningar

I dokumentet finns organisation och ansvariga befattningshavare angivna samt anges målsättning och kvalitetspolicy för den flygoperativa verksamheten. I generaldirektörens förord till DHB sägs:

*Grundläggande för flygverksamheten skall vara en strävan att vid varje tillfälle uppnå högsta effektivitet utan att säkerheten äventyras.*

Av kapitlet målsättning och kvalitetspolicy framgår att flygsäkerheten ska ha högsta prioritet. En beskrivning ges av verksamhetens system för egenkontroll omfattande bland annat ett system för rapportering av avvikelser och andra flygsäkerhetsrelaterade händelser.

Vidare beskrivs verksamhetens rutiner för analys, utvärdering och uppföljning av rapporter. DHB definieras som ett manualesystem där annan dokumentation såsom BCL, AIP, etc. ingår. Vid utfärdande av driftstillstånd för flygverksamhet utgör granskning av DHB, med tillhörande dokumentation, en del som tillsynsmyndigheten kontrollerar.

Efter olyckan begärde SHK att få ett exemplar av DHB för granskning. Det exemplar som erhöles konstaterades inte innehålla utgivna revisioner och/eller gällande revisionsstatus. KBV har förklarat detta med att den DHB som överlämnades var en elektronisk kopia av drifthandboken som inte innehöll uppgifter om revision.

Samtliga förare har fått en egen DHB och ansvarar för att reviderade sidor blir utbytta i det egna exemplaret.

### Standardiseringshandbok (SHB)

KBV:s SHB (Standardiseringshandbok) är ett internt material som ingår i Kustbevakningens handboksystem. SHB är i likhet med de övriga publikationerna som finns uppräknade som ”ingående” i DHB (exempelvis Notam, AIC, AIP m.m.), enligt Transportstyrelsen inte föremål för ett separat godkännande för det operationella tillståndet.

SHB innehåller detaljerade beskrivningar om hur kustbevakningsflygningar ska utföras. Dokumentet innehåller även beskrivningar av verksamhetens utbildningsprogram för förare, såväl praktisk och teoretisk typutbildning som introduktionsutbildning under flygtjänstutövning (routetraining).

SHB innehåller även operationella tips avseende olika specialområden, t.ex. flygning under onormala väderförhållanden och lågflygning. Beträffande lågflygning finns angivet i SHB att lägsta tillåtna flyghöjd är 150 fot. I DHB anges att lägsta tillåtna flyghöjd är 100 fot.

### Route Manual (RM) och Route Performance Manual (RPM)

Dessa manualer utgör operativa underlag där RM är flyg- och inflygningskartor och RPM prestandaunderlag för flygplanstypen CASA C-212. Dokumenten tas fram av externa företag som även tillhandahåller revisioner via prenumeration.

Samtliga förare har en egen RM och ansvarar själva för revideringen.



### Aircraft Flight Manual (AFM)

AFM är framtagen av tillverkaren och godkänd i samband med certifieringen av flygplanstypen och utgör en väsentlig del av det flygoperativa underlaget för flygningens utförande. Ändringar och revisioner av manualen distribueras av tillverkaren.

AFM innehåller uppgifter om flygplanets operativa begränsningar (se 1.6.13) inom avsedda användningsområden samt procedurer som ska följas under såväl normala förhållanden som nödförhållanden. Manualen innehåller även basdata för beräkning av de prestandaunderlag som återfinns i RPM samt underlag och begränsningar avseende flygplanstypens massa och balans.

Det exemplar av AFM som SHK fått för granskning hade ändringsdatum den 8 januari 1991 och hade inte reviderats därefter. Manualen innehöll inte några noteringar angående tillfälliga revisioner. Enligt KBV har denna manual varit ett oregistrerat överexemplar som inte var under användning och därför inte var aktuellt.

Vid tiden för olyckan hade det, enligt tillverkaren, sedan den 8 januari 1991 utgivits tre nya revisioner (senast den 17 september 2004), samt fem tillfälliga revisioner (senast den 5 november 2003). Förarna har inte egna exemplar av AFM, utan dessa finns ombord på flygplanen samt i flygverksamhetens lokaler.

### Generella regelverk

Utöver de manualer som nämnts ovan har kustbevakningsflyget tillgång till generella regelverk avseende luftfartsverksamhet av typ BCL, AIP etc. Dessa manualer har förvarats i flygavdelningens lokaler på Skavsta flygplats.

#### *1.17.4 Ledningsfunktion*

Under perioden, år 1985 till år 2005, var chefen för kustbevakningsflyget, med ansvar för verksamhetens ekonomi, personal och administration, samtidigt flygchef med operativt ansvar för verksamheten. Han var då huvudsakligen placerad i Karlskrona. Generaldirektören (GD) var enligt tillståndets särskilda föreskrifter ansvarig för flygverksamheten.

På grund av flygchefens höga arbetsbelastning gjordes under hand en uppdelning av arbetsuppgifterna mellan flygchefen och chefpiloten. Flygchefen svarade för den administrativa delen av arbetet och chefpiloten för den mer praktiska delen, vilket också innebar att vara en länk mellan förare och flygchef och att övervaka flygsäkerheten på plats.

Inför anskaffningen av en ny flygplanstyp, gjordes under 2005 en omorganisation. Då tillsattes en ny flygchef med placering i Skavsta. Den tidigare flygchefen, som haft dubbla befattningar som både chef för kustbevakningsflyget och flygchef, kvarstod som chef för kustbevakningsflyget. Chefpiloten för Casa C-212 kvarstod också i sin befattning.

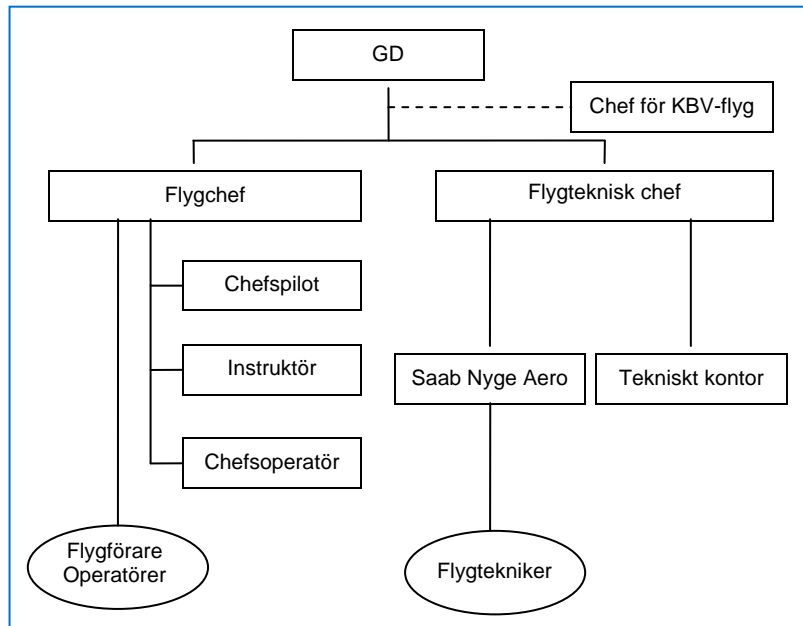


Bild 36. KBV:s flygorganisation enligt DHB vid tidpunkten för olyckan. Chef för kustbevakningsflyget ingick dock inte i flygorganisationen enligt DHB.

#### 1.17.5 Upphandlingen av CASA C-212

Efter att tidigare ha utfört havsövervakningsuppdrag med mindre flygplanstyper såg KBV i mitten av 1980-talet behov av att kunna operera med större flygplan med kapacitet att medföra mer teknisk utrustning och fler besättningsmedlemmar. Beslut togs att anskaffa tre flygplan och utrusta dessa med nödvändig teknisk havsövervakningsutrustning.

SHK har inte kunnat ta del av någon skriftlig specifikation med de krav man ställde på flygplanstypen. Det framgår emellertid att man önskade ett robust och rymligt flygplan som var anpassat för att kunna operera under svåra förhållanden på låg höjd och ofta över vatten.

Dessa krav framfördes vid förhandlingarna med tillverkaren och SHK har fått uppfattningen att tillverkarens representanter vid försäljningen av de tre CASA-flygplanen var fullt medvetna om hur KBV avsåg att använda dem. Vid marknadsföringen av flygplanstypen hade man speciellt lyft fram dess robusta och "stryktåliga" egenskaper och lämplighet för bl.a. havsövervakningsuppdrag. Merparten av de CASA C-212 som tillverkats används i olika typer av transportverksamhet.

#### 1.17.6 Flyguppsdragsprofiler

##### Generellt

Som nämnts ovan har KBV ett brett uppdragsfält för sin verksamhet. Förutom enstaka händelser som föranleder särskilda insatser, består flygverksamheten dock till största delen av fiske- och miljöövervakning över såväl svenskt som internationellt vatten.

Den inledande fasen av KBV:s flygverksamhet var till stor del baserad på visuell övervakning med manuell spaning och identifiering av fartyg. Med CASA C-212 erbjöds möjligheten att skräddarsy flygplan för övervakning baserat på radarspaning till havs. Identifieringen var dock fortfarande manuell, dvs. ett radareko måste identifieras och fotograferas genom visuell kontakt.

Vanligtvis skedde detta genom att flygplanet, efter upptäckt av målet, flög ett antal varv runt detta för säker identifiering och fotografering. Dessa manövrar

kunde stundtals kräva relativt snäva svängar för att behålla målet i sikte, vilket även momentant kunde medföra ökad G-belastning på flygplanet. Sådana identifieringsmoment kunde ibland innebära upprepade stig- och sjunkmanövrar med snabba växlingar mellan positiva och negativa G-belastningar på flygplanet.

Verksamheten kom därefter att moderniseras genom införande av Automatic Identification System (AIS). AIS är ett GPS-baserat system som gör det möjligt att från fartyg, flygplan eller från land identifiera och följa ett fartygs rörelser.

För övervakning av olika fiskeriaktiviteter har ett liknande system för fiskefartyg med en längd överstigande 15 meter benämnt Vessel Monitoring System (VMS) införts. Systemet, som också är GPS-baserat, medför att såväl svenska som utländska fiskeenheter kan övervakas.

För KBV:s verksamhet har införandet av AIS och VMS medfört att identifiering av fartyg har underlättats betydligt. Detta har operativt inneburit att behovet av att utföra snäva svängar runt fartyg i identifieringssyfte har minskat, innebärande att KBV:s flygplan numera utsätts för mindre G-belastningar än tidigare.

#### Flygmiljö

Merparten av KBV:s operationer är förlagda till havs eller över de stora sjöarna. De flesta uppdrag är av övervakningskaraktär och sker under VMC. Vid områdesbevakning är normala flyghöjder 1500 – 2500 fot. Identifiering och fotografering av sjömål sker vanligtvis på 300 – 500 fots höjd.

Generellt medför flygning på låg höjd ökad turbulens orsakad av den underliggande terrängen. Vid flygning på låg höjd över hav utanför skärgården är turbulensen normalt lägre än över land.

KBV engageras ibland för speciella uppdrag som kan innebära flygning under krävande meteorologiska förhållanden. Ett exempel på detta är inventeringen av skadorna på skog efter stormen "Gudrun", vilket innebar flygning under turbulenta förhållanden.

#### 1.17.7 *Speciella flygmoment*

##### Flygning under isbildningsförhållanden

Merparten av KBV:s flygningar utförs under VMC som normalt inte ger upphov till isbildning på flygplanet. Dock innebär flygning på låg höjd över hav i de flesta fall operationer i förhöjd luftfuktighet med risk för isbildning vid vissa temperaturförhållanden.

Som en mindre del av KBV:s flygverksamhet har även ingått operationer innehållande rena transportflygningar (ferryflygningar) samt skolflygverksamhet. Vid sådana flygningar har flygplanen opererats under "allvädersförhållanden", dvs. flugits även under IMC där risk för isbildning ibland förekommer.

Flygplan som är certifierade för flygning i isbildningsförhållanden är utrustade med olika system för skydd respektive borttagning av is. Förutom en generell försämring av flygplanets prestanda och flygegenskaper vid ispåläggning på ving- och stabilisatorytor, kan isbildning även orsaka vibrationer av skilda slag.

Propellerbladen är försedda med elektriskt uppvärmda element för att förhindra och smälta bort is. Vid kraftig isbildning eller felfunktion hos något

avisningselement kan sådan is förorsaka obalans i propellern vilket ibland kan generera kraftiga vibrationer.

### Lågflygning

Med lågflygning avses flygning under 500 fot som inte sker i anslutning till start eller landning. Som tidigare nämnts utgör kortvariga lågflygningar ett normalt inslag inom kustbevakningsflygets verksamhet. Enligt BCL D 2.2 har kustbevakningsflyget möjlighet att understiga de minimiflyghöjder som finns specificerade i BCL-T. Detta får dock inte ske över tätbebyggt samhälle, större folksamling etc. Flygchefen har auktorisation att utbilda, utfärda behörighet och beordra lågflygning för de enskilda förarna.

Enligt DHB ingår såväl utbildning som behörighet för lågflygning i befälhavarutbildningen. I DHB anges vidare att flyghöjden 100 fot (30 m) över vatten eller land inte får underskridas samt att "Lågflygning endast får bedrivas då så erfordras för uppdragets genomförande".

I SHB anges att 150 fot (50 m) är lägsta tillåtna flyghöjd. Föreskrifterna i BCL D 2.2 innehåller inga minimiflyghöjder, förutom vad gäller flygfotografering, då lägsta tillåtna flyghöjd är 75 m.

Flygningen över Falsterbokanalen innebar ett speciellt flygmoment som utfördes på låg höjd där förarna hade ombetts att visa upp flygplanet.

### STOL-operationer

CASA C-212 är ett flygplan med STOL-egenskaper, innebärande att start- och landningssträckan under vissa förhållanden kan göras mycket kort. Nödvändig längd för start och landning är dock starkt beroende av olika faktorer, såsom flygmassa, klaffläge, vind och andra meteorologiska förhållanden. I AFM finns beträffande start- och landningssträcka angivet: "Take off/Landing distance 900 m".

Enligt flera förare har det regelbundet förekommit träning i kortfältsländningar med KBV:s CASA C-212. Sådana ländningar har utförts med full klaff och stundtals med bestämda sättningar. Flygledare på vissa flygplatser har varit medvetna om kortländigsegenskaperna hos KBV:s flygplan och ibland bett förarna att "landa kort".

Kortländigningar med hårda sättningar ger upphov till momentana toppar av såväl positiv (vid sättningsögonblicket) som negativ (vid vingarnas återfjädring) belastning på flygplanet. (Belastningen på vingarna blir det omvända förhållandet.)

På KBV:s CASA C-212 fanns ursprungligen en indikator på landstället för onormalt hård ländning. Denna bestod av ett målat rött färgband runt landställets fjäderben. Vid en hård ländning efterlämnades en markering i det röda färgbandet. Denna indikator har försvunnit eller tagits bort från KBV:s flygplan. SHK har inte lyckats få någon information om när och varför detta skedde. Någon särskild instruktion från tillverkaren beträffande denna indikator finns inte.

#### 1.17.8 *Utbildning*

KBV:s förare har vanligtvis grundläggande civil flygutbildning som under senare år utförts vid TFHS. Efter grundflygutbildning typutbildades förarna på flygplanstypen CASA C-212 i KBV:s egen regi.

För typinflygningen hade KBV en utbildningsanvisning (Syllabus) för CASA C-212 - Company Training Manual (CTM-Casa 212). Motsvarande utbildningsanvisning har erhållits från tillverkaren – ”Training Manual C 212”. Vid jämförelse av manualerna kan konstateras att de är samstämmiga och att det inte finns några avvikelser i KBV:s manual i förhållande till tillverkarens rekommendationer.

Inflygning av KBV:s första förare på CASA C-212 skedde i Spanien i tillverkarens regi. Bland de första förarna fanns f.d. flygchefen och chefpiloten vilka utbildades av tillverkarens chefs- och testpilot.

KBV:s chefpilot typutbildade därefter övriga förare, utom i några fall där tillverkarens personal genomförde utbildningen. Denna flygläroroll hade han under nästan 25 år fram till ca två år före olyckan, då två nya instruktörer utbildades.

Han genomgick sin instruktörsutbildning i början på 1990-talet och hade som flyglärare i Kustbevakningsflyget utbildat ett 30-tal förare. I tillägg till detta fick han behörighet att verka som myndighetskontrollant i samband med PC på CASA C-212, och verkade därefter även i denna roll.

#### 1.17.9 Tekniskt ansvar och utfört underhåll

KBV:s flygverksamhet har en egen teknisk chef med ansvar för den tekniska verksamheten men saknar egen personal för att utföra det tekniska underhållet. Detta har istället upphandlats externt. Förutom daglig tillsyn och inspektion före flygning, som förarna själva får utföra med vissa begränsningar, har allt annat underhåll därför utförts av externa flygverkstäder.

Vid inköpet av CASA C-212 ingick i avtalet det tekniska underhållet under de fem första åren. CASA utsåg år 1989 Nyge Aero i Nyköping till att bli ett auktoriserat s.k. Service Center för flygplanstypen i Norden. När underhållsavtalet med CASA år 1991 löpte ut anlätades Nyge Aero för uppgiften. År 1998 övergick Nyge Aero till Saab Nyge Aero och år 2006 övergick Saab Nyge Aero till Saab Aerotech.

I underhållsavtalet med KBV ingick bl.a. teknisk uppföljning, utförande av periodiska tillsyner, införande av modifieringar, installationer av ny utrustning och teknisk typutbildning av förare.

#### 1.17.10 Särskilda historiska händelser och anmärkningar

Så långt det har varit praktiskt möjligt har SHK försökt att kartlägga olycksflygplanets operativa historia med avseende på händelser som kan ha haft betydelse för utmattningssprickornas initiering och tillväxt. För detta har flygplanets tekniska dokumentation granskats samt berörd operativ och teknisk personal hörts.

Nedan är en sammanställning av resultatet från dessa undersökningar.

##### Dokumenterade händelser och åtgärder

Flygplanets tekniska journaler sedan leveransen år 1986 har gått igenom med avseende på rapporterade störningar, konstaterade fel och vidtagna åtgärder på landställ (ATA 32), flygplanskropp (ATA 53), stabilisator (ATA 55), vingar (ATA 57), propellrar (ATA 61) och motorer (ATA 72). Motsvarande kartläggning har även gjorts på KBV:s övriga flygplan, S/N 343 och S/N 229 som jämförelse.

Någon enskild allvarlig händelse eller åtgärd som skulle ha kunnat påverka flygplanets hållfasthet eller utmattningstolerans har inte hittats. Förutom normala anmärkningar och åtgärder som kan förväntas för den aktuella typen av verksamhet kan konstateras att flygplanet varit utsatt för en fågelkollision, en rapporterad hård landning och att vingframkanten på vänster vinge skadats av en lastpall under en storm.

Liknande störningar finns rapporterade på systerflygplanen och förutom vad gäller vibrationer enligt nedan är utfallet av rapporterade störningar och åtgärder tämligen lika fördelat mellan de tre flygplanen.

Beträffande rapporter med avseende på vibrationer är utfallet på olycksflygplanet högre. Vid flygtiden 10000 timmar finns totalt nio rapporterade störningar om vibrationer. Merparten av dessa rapporter lämnades under flygplanets första fem år i drift. Sex rapporter avsåg vänster motor och tre höger motor.

En av dessa anmärkningar avsåg vibrationer från vänster motor och rapporterades den 6 oktober 1998. Något fel konstaterades inte och anmärkningen avskrevs efter balansering av propellern.

Den 2 juni 2000, 1735 flygtimmar senare, finns åter en anmärkning om vibrationer från vänster motor. Omfattande försök gjordes då att balansera propellern utan att lyckas. Senare konstaterades en utmattningsspricka i propellernavet vilket medförde att propellern byttes, 74 flygtimmar efter det att anmärkningen skrevs.

Efter 10000 flygtimmar med systerflygplanen finns två respektive en anmärkning beträffande vibrationer.

#### Intervjuer

I samband med SHK:s intervjuer med KBV:s personal och Saab Aerotech:s tekniker har specifika frågor ställts om någon har varit med om eller hört talas om någon "extraordinär" händelse eller överbelastning med olycksflygplanet som de bedömer skulle ha kunnat påverka vingens hållfasthet.

Flera händelser har genom dessa intervjuer kommit till SHK:s kännedom och har följts upp så långt det har varit möjligt. Av dessa har många kunnat härledas till andra flygplansindivider än olycksflygplanet.

#### Enkät

För att få information om olycksflygplanet eventuellt utsatts för någon "överbelastning", som av någon anledning inte rapporterats på ordinarie sätt, har SHK genomfört en enkät med alla förare, operatörer och tekniker som arbetar eller har arbetat med KBV:s CASA C-212.

I enkäten, som kunde besvaras anonymt, har mottagarna uppmanats att informera om eventuella händelser eller speciella förhållanden som de bedömer skulle ha kunnat påverka vingens hållfasthet.

Totalt tillfrågades 88 personer. Svarefrekvensen blev ca 86 %, dvs. 76 personer svarade och de flesta gjorde det öppet.

Enkäten gav ingen ny information av värde för utredningen förutom att KBV:s CASA C-212 generellt sett ibland opererats under "krävande" förhållanden, vilket belastat materielen hårt.

Några nya händelser med eventuell överbelastning kom fram via enkäten, men dessa berörde dock inte olycksflygplanet eller kunde inte klart knytas till en flygplansindivid.

Sammanfattningsvis har det inte varit möjligt att relatera någon enstaka händelse eller incident till olycksflygplanet som kan förklara varför just denna flygplansindivid drabbades av sprickbildning, men inte de övriga flygplansindividerna.

#### 1.17.11 Flygoperativ kultur och arbetsmiljö

##### Inledning

I avsikt att få en uppfattning om den operativa kulturen och arbetsmiljön inom kustbevakningsflyget har totalt 24 personer i olika befattningar inom organisationen intervjuats.

##### Uppfattning om flygplanstypen

De flesta förare uppfattade flygplanstypen som generellt mycket robust och stryktålig. Vissa förare kände inte till typens max tillåtna G-belastningar, dvs. +3,0 G till -1,2 G. En förare hade uppfattningen att typen är godkänd för upp till +6,0 G.

##### Inflygning

Inflygningen på flygplanstypen beskrevs av förarna som anpassad till KBV:s behov av maritim lågflygning med betoning på att kunna manövrera flygplanet i alla lägen. Det framkom i intervjuerna att förare har utbildats att utföra korta landningar med full klaff och i demonstrationssyfte fått erfara flygplanets egenskaper nära dess operativa gränser. Detta uppfattades av vissa som ”tuff flygning”.

Chefspiloten, som har typutbildat de flesta av de intervjuade förarna, omnämndes som en mycket skicklig förare som kan flygplanet ”ut i sina fingerspetsar”.

##### Förarnas beskrivningar av hur flygplanen flygs

Den allmänna uppfattningen bland KBV:s förare var att flygplanen normalt opererats väl inom den tillåtna flygenveloppen.

En viss skillnad fanns mellan förare och operatörer i synen på hur flygplanen flugits. Operatörerna beskrev i allmänhet flygningarna som hårdare än vad förarna gjorde. Det fanns operatörer som ibland känt obehag eller varit rädda.

Några förare och operatörer upplevde att det fanns en viss ”machokultur” bland kollegor, företrädesvis bland en del äldre förare. Vissa menade att detta endast tog sig verbala uttryck och någon menade att detta visade sig i sättet att flyga.

Som exempel på flygningar som kan ha inneburit hårda belastningar på flygplanen nämndes flygning i kraftig turbulens och isbildning, buntmanövrar (G-belastning < 1,0), sidvindslandning i höga vindstyrkor, branta svängar med hög G-belastning samt upprepade kortfältlandningar med full klaff som kan leda till hårda sättningar.

Det sades att förevisningsflygningar, liknande den som utfördes vid olycksflygningen, förekom regelbundet. Sådana brukade avslutas med vingtipningar.

För att kunna utföra vissa kustbevakningsuppgifter uppgavs att avvikelser kunde ske från det operativa regelverket. Fartygsidentifieringar måste ibland ske under flygning på låg höjd i VMC då det för övrigt råder IMC. Vid övergångar mellan dessa betingelser med skilda regler, ibland flera gånger under samma flygpass, kunde svårigheter uppstå att följa alla gällande bestämmelser.

Enligt några förare hände det att bestämmelser i MEL, lägsta tillåtna flyghöjd, flygplanets startmassa med hänsyn till RPM uträkningar och rekommendationer samt max tillåten rampmassa inte alltid respekterades. En del förare ansåg att civila regler och procedurer inte passar för kustbevakningsflygets operativa verksamhet.

Flera upplevde att den totalt producerade flygtiden av ledningen ansågs vara det viktigaste kvalitetsmåttet för KBV:s flygverksamhet. De kände en press att fylla flygtidskvoten eftersom de ekonomiska anslagen för verksamheten annars riskerade att minska. Pressen att uppfylla kvoten uppgavs av några vara som störst vid årets slut, dvs. under en årstid då flygvädret ofta är som sämst i Sverige. En del såg detta som ett flygsäkerhetsproblem.

#### Rapportering av avvikelser

KBV har ett system för avvikelserrapportering med avseende på händelser som kan påverka flygsäkerheten. Uppfattningen om hur systemet fungerar varierade. Några ansåg att systemet var bra och att de fått en bra utbildning i hur det ska användas. Andra hade en motsatt uppfattning och uppgav att de inte skrivit så många rapporter, eftersom de tyckte att de inte fått någon respons.

Gränsdragningen mellan vad som borde eller inte behövdes rapporteras upplevdes av en del förare ibland som svår. Det förekom, enligt några, att misstag inte rapporterats eftersom berörda personer inte ville "blotta sig".

#### Övriga synpunkter

Vissa förare ansåg att kustbevakningsflygets Multi Crew Cooperation (MCC) hade brister och inte tillämpades fullt ut och att mer utbildning och träning behövdes för detta. Befälhavarnas förmåga att vara förebilder och att upprätthålla tillräcklig stringens i detta avseende varierade enligt vissa.

Några berättade att det inträffat att förare, som skolats i tvåpilotsystem och standardförfarande för kommersiell tung luftfart, kunde stöta på svårigheter när de börjat flyga inom kustbevakningsflyget. De mötte där en annan verklighet än den de var skolade i eller vana vid.

Under senare år har det enligt personalen skett en positiv utveckling i riktning mot ökad användning av fastställda operativa procedurer.

#### *1.17.12 SHK:s deltagande i KBV-flygning*

I avsikt att få en inblick i operativa förutsättningar och besättningarnas arbetsmiljö har SHK deltagit i flygningar vid KBV. Flygpassen har utgjorts av normala övervakningspass över södra Östersjön.

SHK kan konstatera att den arbetsmiljö och de operationella förutsättningar som beskrivits vid intervjuer med KBV:s personal, stämmer väl överens med de verkliga förhållandena. Trots att AIS och VMS underlättat bl.a. identifieringsuppdragen, är relativt snäva varv ibland nödvändiga för att bl.a. fotografera vissa mål.



### 1.17.13 Användningen av S/N 346 vid skolflygning

Vid skolflygning förekommer manövrar som delvis utsätter flygplanen för an-norlunda och ibland högre belastningar än vid normal flygning. Exempel på detta är branta svängar, stall, kortlandningar, enmotorflygning, etc.

SHK har kartlagt i vilken omfattning som olycksflygplanet har använts för skolflygverksamhet i förhållande till KBV:s övriga CASA C-212 flygplan. Under de fem första åren användes olycksflygplanet, S/N 346, för skolflygning mer än de övriga flygplanen. År 1991 hade S/N 346 ackumulerat ca 140 skolflyg-timmar medan systerflygplanet, S/N 343, hade ackumulerat ca 90 timmar. Med åren avtog denna skillnad och vid olyckstillfället hade S/N 346 ackumule-rat totalt ca 425 skolflygtimmar och S/N 343 ca 395 timmar.

## 1.18 Övrigt

### 1.18.1 Tillverkning av CASA C-212 – generellt

Vingens tre huvuddelar tillverkas i kalibrerade jigger, vilket ska säkerställa dimensionsnoggrannheten. Enligt tillverkaren borras nithålen på plats i jigg före nitning. Slagna nitar kontrolleras med tolk efter nitning.

Särskilda anvisningar beträffande användning av tätningemedel i nitförband förekommer inte i ritningsunderlagen. Generellt gäller att tätningssmassa ska användas vid all sammannitning av fästelement av något slag.

Fästbeslagen i vingar och flygplanskropp har inbyggda bussningar för de fyra vingbultarna. Bussningarnas hål är tillverkade med underdimension vilka se-nare samborras i samband med montering av vingen till flygplanskroppen för att få korrekt passning mellan bult och bulthål. Samborrning av bussningar sker innan motorer och yttervingar har monterats.

Samma förhållande gäller för de två täckplåtarna vars skruvhål slutborras på plats i samband med monteringen av vingen. Samborrning av täckplåtarna sker innan motorerna har monterats, ibland före och ibland efter det att ytter-vingarna har monterats.

Någon föreskriven turordning mellan samborrning av bussningar finns inte. Samborrning av täckplåtarna sker efter samborrning av bussningarna.

### 1.18.2 Tillverkningen av olycksflygplanet

Enligt den dokumentation från tillverkningen som presenterats för SHK, och den muntliga information som tillverkaren lämnat, tillverkades olycksflygpla-net helt enligt ordinarie rutiner. Enligt SHK:s uppfattning tyder ingenting i informationen på annat än att arbetet utfördes i ordinarie jiggutrustning, av ordinarie montörer och kontrollanter.

På önskemål från KBV modifierades vingarna på flygplansindividerna S/N 343 och S/N 346 före leverans från utförande enligt Serie -200 till utförande enligt Serie -300. Serie -300 -vingar är identiska med Serie -200 -vingar sånär som på att Serie -300 -vingar är utrustade för trycktankning.

Modifieringen utfördes efter det att vingarna hade monterats och samborrats för respektive flygplan. Beträffande installationen av täckplåtarna gjordes samborrningen på olycksflygplanet, S/N 346, med yttervingarna installerade och på systemmaskinen, S/N 343, utan installerade yttervingar. Efter tillverk-

ningen har vingen på olycksflygplanet aldrig varit demonterad från flygplanskroppen.

Det har vidare konstaterats att flygplansindividerna, S/N 343 och S/N 346, under tillverkningen kom att parkeras utomhus utan motorer under tio månader i väntan på köpare. Parkeringen gjordes tillsammans med ett antal andra flygplan av samma typ inom tillverkarens anläggning i Sevilla.

Förutom dessa avvikelser har SHK inte funnit någonting avvikande beträffande tillverkningen.

### 1.18.3 *Modificeringar efter leverans*

Direkt efter leverans till Sverige togs flygplanen S/N 343 och S/N 346 in på verkstad för modifieringar enligt KBV:s direktiv samt för installation av ett havsövervakningssystem av typ Maritime Surveillance System (MSS). Utrustningen består av ett avancerat navigations- och radarövervakningssystem som bl.a. förmår att avspåna och registrera havsområdet både framför och vid sidorna om flygplanet.

Systemet är inbyggt i två fast monterade instrumentkonsoler i flygplanets kabin och inkluderar två operatörspositioner. På flygplanets utsida ingår i systemet en fast monterad radarantenn i nosen och en radarantenn på var sida om kabinen. Installationen innebar en ökning av flygplanets tomvikt med totalt ca 700 kg.

MSS är utvecklat av Rymdbolaget och installationen av systemet i flygplanet har tagits fram av FFV Aerotech enligt FFV Aerotech report FF 82/88:008 och godkänts av Luftfartsstyrelsen enligt Modification Evaluation report No. M 2/87, FFV.

FFV Aerotech ansvarade även för kompletteringen av flyghandboken (AFM Supplement), underhållsmanual för systemet samt erforderliga ritningar.

Den fysiska modifieringen av flygplanen inklusive installationen av MSS m.m. utfördes till största delen av FFV Aerotech som även ansvarade för flygprov efter installationen och utprovningen av systemet. Totalt ca 350 flygtimmar ackumulerades för flyg- och systemprov, fördelade på flygplansindividerna S/N 343 och S/N 346.

Flygproven resulterade i framtagning av Supplement S 5/88 beträffande smärre förändringar i flygplanets prestanda i förhållande till i originalutförande.

### 1.18.4 *CASA C-212 driftstatistik*

I slutet av år 2006 hade totalt 470 CASA C-212 i olika versioner levererats till operatörer i drygt 35 länder. Av dessa var drygt 350 i drift vid olyckstillfället. Vid tiden för olyckan hade den ledande flygplansindividerna inom CASA C-212 -flottan ackumulerat ca 27000 flygtimmar och 48000 flygningar.

För havsövervakningsverksamhet användes flygplanstypen av ca fem operatörer. Av de flygplansindivider som användes för sådan verksamhet hade KBV:s tre CASA C-212 de högsta uppnådda gångtiderna. Olycksflygplanet och systerflygplanet, S/N 346 respektive S/N 343, var ledande med över 17000 flygtimmar.

Vid den senare delen av år 2009 hade den ledande flygplansindividerna ackumulerat ca 29000 flygtimmar och 53500 flygningar.

### 1.18.5 CASA C-212 olycksstatistik

Sedan flygplanstypen sattes i drift år 1976 har, enligt tillverkarens statistik, 88 flygplan varit inblandade i totalhaverier av olika slag. Av dessa har haveriorsaken i 31 fall (20 militära och 11 civila) klassificerats som "Okänd" eller "Controlled Flight Into Terrain" (CFIT). Av de sex totalhaverier som klassificerats som "okända" skedde två under civil operation och fyra under militär operation.

I 14 fall har flygplanen hamnat i havet eller inte återfunnits. Flygplansvraken har i dessa fall inte säkert kunnat undersökas.

Enligt tillverkaren beror det förhållandevis stora antalet okända olycksorsaker på att flygplanstypen opereras inom varierande verksamheter och av många olika operatörer, till stor del militära, och ofta i geografiskt isolerade områden. Detta har inneburit att kompletta haveriundersökningar inte alltid har genomförts efter olyckor.

Tillverkaren har uppgivit att de inte känner till något ytterligare vingbrott på flygplanstypen, förutom det som drabbat olycksflygplanet.

### 1.18.6 Återrapportering av utförda inspektioner

Efter olyckan ställdes krav från flygplanstillverkare och myndigheter att samtliga CASA C-212 i drift skulle genomgå en NDT -inspektion av området längs den kritiska nitraden, se nedan 1.18.10. I föreskrifterna för dessa inspektioner ingår krav på återrapportering av utförda inspektioner och eventuellt upptäckta sprickor.

Vid utgivningen av denna rapport har inspektioner rapporterats som utförda på ca 1/3 av alla CASA C-212 i drift. Inte vid någon av dessa inspektioner har sprickor hittats.

### 1.18.7 Åldrande flygplan (Aging aircraft)

Begreppet åldrande flygplan (Aging aircraft) är numera ett väl känt problem inom flygindustrin. Fenomenet fick stor uppmärksamhet i samband med den s.k. Aloha-olyckan år 1988, då en Boeing 737 förlorade en stor del av flygkroppens övre del under en flygning till följd av omfattande utmattningssprickor i skrovet.

Problemet har uppstått till följd av att många flygplan är i drift under längre tid, och producerar fler flygtimmar och cykler än vad som förutsågs då de konstruerades. Gällande underhållsprogram är baserade på ett tänkt sprickscenari med enstaka större sprickor och inte på den utbredda multipla sprickbildning som uppstår i viss typ av struktur. Den multipla sprickbildningen sker inte enbart i slutet av livslängden. Sprickförekomst har i något arbete konstaterats redan efter 1 % av livslängden.

I vissa fall handlar det också om att äldre flygplan används för olika typer av flyguppdrag som de ursprungligen inte var avsedda för. Ett exempel på detta är äldre transportflygplan som byggts om och används för vattenbombning av skogsbränder.

För denna kategori av flygplan finns vidare sällan tillgång till den information som man numera inhämtar genom fullskaleprov av kompletta flygplan i provanläggningar som simulerar långtidsbelastningar av olika slag.

Resultatet har blivit att olika typer av åldersrelaterade defekter uppstår i drift som inte alltid fångas upp och åtgärdas med gällande underhållsprogram. Sådana defekter har resulterat i flera totalhaverier.

För att komma tillrätta med problemet har flygplanstillverkare och tillsynsmyndigheter för vissa flygplanstyper tagit fram särskilda inspektionsprogram som ska genomföras på äldre flygplan i drift (se 1.6.10).

Ett av de många problem som kan uppstå i äldre flygplan är utmattningssprickbildning i nitförband utförda i en aluminiumlegering, t.ex. "AA 2024 T3 clad". Ofta handlar det då om sprickbildning i tryckkabinens struktur eller i vingens undre skalplåt och stringerflänsar. Många av dessa sprickor har karaktären av s.k. Multiple Site Damages (MSD), enligt nedan.

#### 1.18.8 Multiple Site Damages

Multiple Site Damages, (MSD), är ett känt fenomen, som karaktäriseras av samtidig utveckling av många utmattningssprickor i ett antal lika utformade och lika belastade strukturdelar.

Sprickorna initieras från mindre anvisningar i nitförband och utvecklas utefter en och samma nitrad. Vid viss storlek länkas flera sprickor samman till en huvudspricka, som kan växa till brott.

Problemområdet har genom åren föranlett omfattande forskning (Se Bilaga 6.)

Forskning har bl.a. omfattat utmattningsprov av stora nitade paneler som efterliknar typisk kabinstruktur. En förenklad bild av resultatet från ett sådant prov, vilket presenterades vid 9<sup>th</sup> Joint/DoD/NASA, Conference on Aging Aircraft, Atlanta 2006, visas nedan:

Start	Detekterbar spricka NDT	Visuell spricka	Första spricka hoppar	Instabil spricktillväxt (brott)
	35 000 belastningscykler	80 000 belastningscykler	106 000 belastningscykler	107 458 belastningscykler

Bild 37. Schematisk framställning av utmattning i en kabinstruktur

Som framgår av tabellen upptar huvuddelen av livstiden initiering av sprickan och tillväxt till visuell spricka. Tiden från det att första sprickan hoppar till en annan och till dess en s.k. instabil spricktillväxt (brott) sker är däremot mycket kort. (I belastningscykler räknat 1 458, dvs. ungefär 1 % av den totala provtiden).

Kännetecknande för MSD är:

Många små utmattningssprickor initieras utefter en nitrad.

- Initieringen sker vid hållkanter, nötningskador och ytdefekter.
- Sprickorna växer först separat men förenas sedan med andra utmattningssprickor och bildar längre sammanhängande sprickor.
- På vissa ställen sker spricktillväxten genom att en spricka "hoppar över" till en annan genom lokala överbelastningsbrott.
- Striationstätheten är inledningsvis hög och relativt konstant över spricklängden.
- Sprickförloppet pågår under mycket lång tid.
- Tillväxthastigheten för utmattningssprickorna är till en början mycket långsam men accelererar väsentligt mot slutet.

- När små sprickor börjat förenas till större sprickor går den fortsatta tillväxten till en instabil spricktillväxt i förbandet (brott) mycket snabbt.
- Den totala utmattningsprickan har en avsevärd ålder.

Nedan är ytterligare några resultat av litteraturstudien i sammanfattning:

- När MSD påvisas i ett flygplan förekommer det sannolikt också i andra flygplan av typen med ungefär samma antal cykler.
- Sprickförekomsten har inte indikerats genom analys och prov utan har påvisats vid inspektion av flygplan som varit i drift.
- Första spricka, detekterbar med induktiv provning (NDT-metod), har påvisats redan vid ca 10 % av totala antalet beräknade belastningscykler.
- Effekten av klämkraft vid nitningen och defekter har studerats med varierande resultat. Spridningen är så stor att signifikativa slutsatser knappast kan dras. Klämkraften kan dock sägas påverka lokaliseringen av sprickstart. Hög klämkraft ger sprickstart från plåtarnas anläggningsytor medan låg sådan tenderar att ge sprickstart från nithålskant.

#### 1.18.9 Luftfartsstyrelsens (numera Transportstyrelsens) tillsynsverksamhet

Som nämnts tidigare har tillstånd för KBV:s flygverksamhet utfärdats i enlighet med bestämmelserna i BCL D (se 1.17.2). Tillståndet (AOC) har utfärdats vid tillträdeskontroll och granskning av ingiven dokumentation.

Ett AOC gäller endast för en given tidsperiod och förnyas efter ansökan från verksamhetschefen om förlängning. Under giltighetsperioden ska ändringar och/eller utökningar av verksamheten anmälas till eller ansökas om till den aktuella tillsynsmyndigheten.

I samband med att ett AOC utfärdas utnämner tillsynsmyndigheten en särskild inspektör, Principal Inspector, (PI) med ansvar för den aktuella flygoperatören. I denna tillsynsverksamhet ligger även att göra inspektioner hos den aktuella operatören, med syfte att kontrollera verksamhetens följsamhet gentemot givna tillstånd. Dessa tillsyner utförs i form av systemtillsyn i syfte att övergripande kontrollera verksamheten utan ingående detaljgranskning.

Systemtillsynen utförs i form av auditering av det aktuella företaget vartannat år, där PI under ett en till två -dagersbesök går igenom en överenskommen del av verksamheten. Vid dessa auditeringar utförs inte detaljgranskningar av operationerna. Denna del är tänkt att hanteras av verksamhetens egenkontrollsystem.

Vid intervju med den PI som haft ansvar för KBV:s flygverksamhet framkom att de inspektioner som gjorts inte hade resulterat i några allvarliga anmärkningar på verksamheten. De brister som noterats härrörde från anmärkningar på kvaliteten i vissa delar av dokumentationen.

För den tillståndskategori som KBV:s verksamhet motsvarar ställs inget krav på att en kvalitetschef eller motsvarande ska ingå i organisationen utan endast att ett egenkontrollsystem ska vara upprättat. Vid intervjuer med PI framkom även att tillsynsmyndigheten deltagit i att förstärka och utveckla kvalitets- och egenkontrollsystemet vid kustbevakningsflyget.

### 1.18.10 Vidtagna åtgärder med anledning av olyckan

#### SHK

Den 22 november 2006 lämnade SHK, i samråd med CIAIAC, en preliminär information om olyckan till Luftfartsstyrelsen (numera Transportstyrelsen), DGAC och EASA vari konstaterades att vänster vinge brustit under flygning till följd av en utmattningsspricka i den undre vingplåten.

Den 5 mars 2007 lämnade SHK, i samråd med CIAIAC, en uppdaterad information om utredningen av olyckan till Luftfartsstyrelsen, DGAC och EASA. I informationen konstateras bl.a. att inspektionsinstruktionerna CASA C-212 SID C-212-PV-02-SID, C-212 SIP C-212-PV-02-SIP och EADS-CASA AOL 212-018, revision 1, date 1 December 2006, inte förmår upptäcka alla typer av sprickor som kan förekomma i det kritiska området i den undre vingplåten.

Den 3 mars 2009 skickade SHK till EASA och Transportstyrelsen en statusinformation om utredningen. I denna konstateras bl.a. att utmattningssprickan i olycksflygplanets vingar har karaktäriserats som s.k. Multiple Site Damage samt att något tecken på att olycksflygplanet varit utsatt för överbelastning inte har kunnat konstateras.

#### Luftfartsstyrelsen

Luftfartsstyrelsen publicerade den 22 november 2006 LVD No 2-3366 vari samtliga svenskregistrerade CASA C-212 belades med ett tillfälligt flygförbud. Dagen efter drogs flygförbudet in med hänvisning till EASA AD No.: 2006 – 0351-E.

#### Tillverkaren

Tillverkaren publicerade den 22 november 2006 ett direktiv, ”All Operator Letter (AOL) 212-018 Rev 0” (One time inspection of the centre wing lower skin), i vilken föreskrivs engångsspricksökning med NDT/ultraljud av centervingens underplåt i det aktuella området på alla CASA C-212 vilka ackumulerat mer än 5600 flygtimmar eller 2400 landningar.

I AOL 212-018 Rev.1, som publicerades den 1 december 2006 utökas detta inspektionskrav samt införs NDT/röntgenundersökning eller en noggrann visuell undersökning från vingens insida som alternativ till NDT/ultraljud.

I AOL 212-018 Rev.2, som publicerades den 20 mars 2007, ställs krav på att undersökningen ska kompletteras och även utföras med DT/virvelströmsmetod (Eddy Current) från vingens insida. Inspektionen ska utföras före 200 flygtimmar alternativt före 100 landningar efter utskick av AOL, vilket som inträffar först.

För flygplan som uppnått 8000 flygtimmar eller 3600 landningar ska dessutom ovanstående undersökning, enligt AOL 212-018 Rev.2, utföras återkommande var 600:e flygtimme eller var 250:de landning, vilket som inträffar först. Krav på någon ytterligare tillsynsåtgärd har inte införts.

Parallellt med den pågående undersökningen har tillverkaren tagit fram en möjlig modifiering av vingens infästning till flygplanskroppen benämnd ”C-212. Modification of Wing Fuselage Longitudinal Load Fittings Certification Program, DT-07-2001”.

Avsikten med modifieringen är att laster i X-led, mellan vinge och flygplanskropp, inte längre ska ske via tidigare nämnda täckplåtar (Fairings) utan via fyra nykonstruerade kopplingsbeslag som fästs mellan centervingen och flygplanskroppens ovansida (se figur nedan).

Modificeringen är på prov införd på flygplan S/N 343 enligt Service Bulletin (SB) 212-57-40. Med de nya inspektionskrav som föreskrivits anser flygplantillverkaren att det inte är nödvändigt att införa denna modifiering på andra CASA C-212 –flygplan i drift.

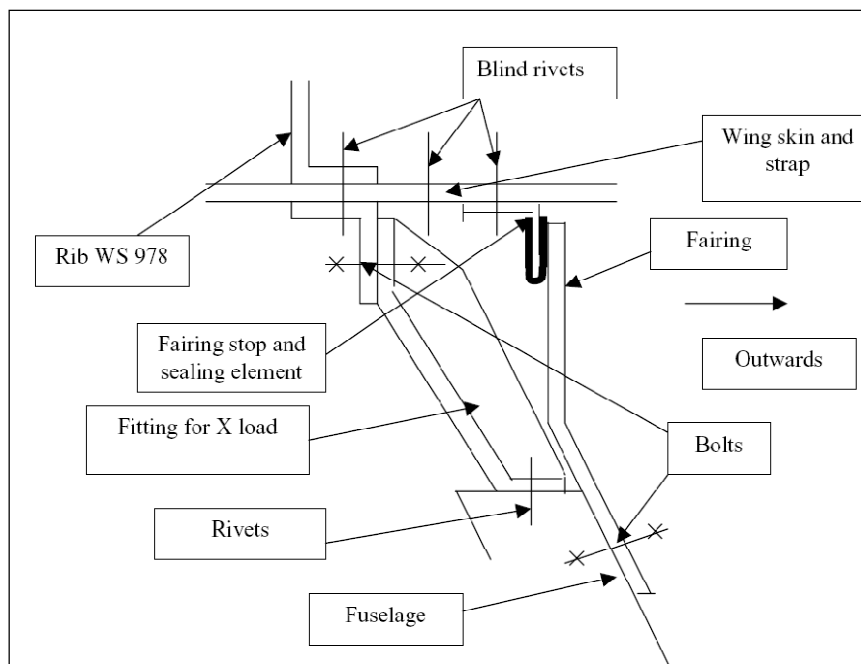


Bild 38. Modifierad vinginfästning enligt tillverkarens skiss (Jämför bild 6.)

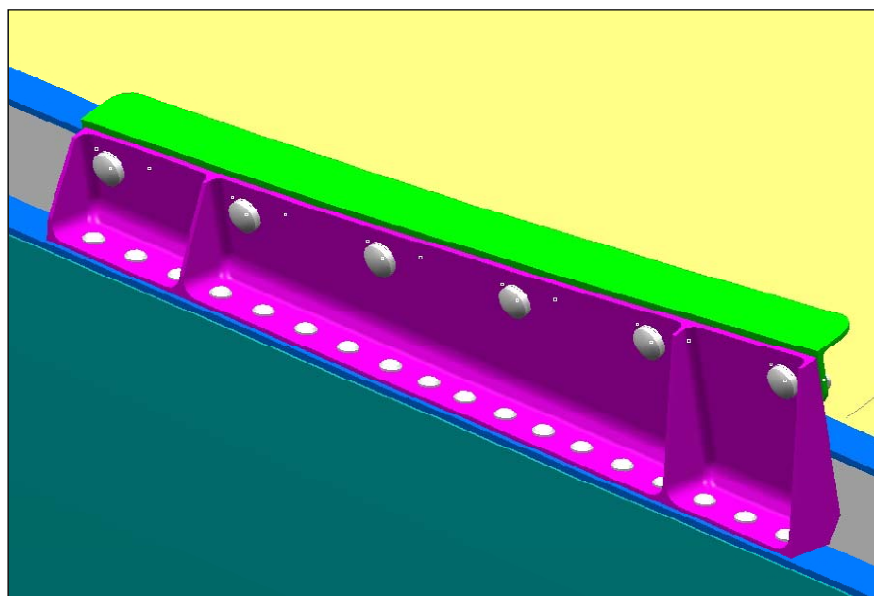


Bild 39. Nytt kopplingsbeslag - vänster/bak

#### EASA

EASA publicerade den 23 november 2006, EASA AD No.:2006-0351-E, vilken föreskriver åtgärder enligt AOL 212-018 Rev.0.

Den 4 december 2006 ersattes EASA AD No.:2006-0351-E med EASA Airworthiness Directive No. 2006-0365-E, vilken i stort föreskriver åtgärder enligt AOL 212-018 Rev.1.

Den 18 april 2007 ersattes EASA AD No. 2006-0365-E med EASA Airworthiness Directive No. 2007-0108-E, vilken i stort föreskriver åtgärder enligt AOL 212-018 Rev.2.

#### FAA

Den amerikanska luftfartsmyndigheten, Federal Aviation Administration (FAA), publicerade den 14 mars 2007 luftvärdighetsdirektiv, Airworthiness Directives (AD), 2007-05-01, vilken den 13 mars 2008 ersattes av AD 2008-06-13. AD 2008-06-13 föreskriver i stort åtgärder enligt EASA AD No. 2006-0365-E.

#### KBV

Direkt efter olyckan infördes flygstopp för KBV:s samtliga CASA C-212, samtidigt som personalvårdande resurser sattes in för att stötta den flygande personalen. Flygstoppet hävdades efter ca två månader då utmattningssprickan i olycksflygplanet hade hittats och vingarna i de övriga flygplanen sprickundersökts i förtid C-212-PV-02-SID.

Vid spricksökningen av vingen till flygplanet S/N 343 var vingen demonterad från flygplanet och dess förstärkningsplåtar borttagna. Arbetet utfördes under överinseende av representanter från tillverkaren.

Därutöver har inom KBV flera organisatoriska förändringar skett inom den operativa och tekniska verksamheten. En kvalitetschef för den operativa och tekniska avdelningen har tillsatts. Procedurer och handböcker har kompletterats och uppdaterats med avseende på flygplanstypen Bombardier Dash 8 som är ny inom KBV:s verksamhet.

Beslut har vidare tagits att byta ut nuvarande mörkgröna och mörkblåa flygoveraller mot overaller i en mer kontrasterande färg mot havet.

#### *1.18.11 FAA Memorandum FEB 19, 2008*

Den amerikanska luftfartsmyndigheten, Federal Aviation Administration (FAA), adresserade den 19 februari 2008, via sina lokalkontor ett generellt "Memorandum" till ett antal utpekade större flygplantillverkare och tillverkare av flygplansmateriel beträffande behovet att utvärdera och komplettera befintliga rutiner och procedurer för inspektioner att utföras på flygplan av transportkategori (FAR 25) efter överbelastning. ("Evaluation of Aircraft Maintenance Manual Special Inspection Procedures, Transport Category Airplanes").

Som grund för åtgärden låg fem rekommendationer från den amerikanska haverikommissionen, National Transportation Safety Board (NTSB), baserat på utredningarna av en olycka, den 31 juli 1997, och två tillbud, den 17 och 18 november 2002.

Enligt NTSB och FAA finns det behov av att utvärdera och eventuellt komplettera föreskrivna inspektionsåtgärder att utföras efter inträffade överbelastningar. Risk finns att befintliga underhållssystem inte fångar upp och åtgärdar alla de strukturella skador, som kan uppstå i flygplan i samband med överbelastning, vilket kan innebära en flygsäkerhetsrisk.

Som exempel på överbelastningar nämns hårda landningar, kraftig turbulens, extrema manövrar med höga positiva och negativa vertikala G-laster samt onormalt hastiga förändringar i tipp- eller rolled. Särskilda inspektionsåtgärder kan i vissa fall vara befogade även efter höga lastpåkänningar inom flygplanstypens tillåtna gränser.



Som förarbete till detta memorandum hade FAA uppdragit åt flygplans- och flygoperatörernas intresseorganisationer, Aerospace Industries Association (AIA) och Air Transport Association (ATA) att bilda en arbetsgrupp med uppgift att gå igenom gällande praxis för dessa inspektioner och lämna rekommendationer på förbättringar.

Arbetsgruppen publicerade den 1 september 2005 en slutrapport över arbetet med titeln, "Review of Inspection Processes Following High Load Events". I rapporten behandlas NTSB:s rekommendationer samt lämnas ett antal rekommendationer beträffande hur föreskrivna inspektionsrutiner kan förbättras.

I rapporten påpekas även vikten av att fungerande rutiner finns för rapportering av inträffade överbelastningar eftersom detta utgör initieringen av sådana inspektioner. Man menar att det i vissa situationer kan vara svårt för förare att bedöma om en operativ händelse har varit så "påtaglig" att den bör klassificeras som en överbelastning och ska rapporteras.

I rapporten förespråkas därför bl.a. ökad användning och utveckling av befintliga färdregistreringssystem ombord på flygplan, såsom FDR, QAR etc., för att operatörer säkrare ska kunna fånga upp och vidta åtgärder efter inträffade överbelastningar.

Med slutrapporten bifogas ett förslag på processbeskrivning, "Best Practices Guide – Inspection Processes Following High Load Events (BPG)", att användas vid utvärdering och komplettering av befintliga inspektionsföreskrifter.

I FAA:s memorandum uppmanas flygplantillverkare och flygmaterieltillverkare att inom ett år återkomma med en redogörelse hur man beaktat utvärderingen av berörda inspektionsföreskrifter samt vilka kompletteringar som gjorts. De flygplanstyper som berörs är transportflygplan (FAR 25) som fortfarande tillverkas nya eller där minst 100 fortfarande är i drift.

Flygplantillverkaren CASA, som verkar under EASA:s tillsynsansvar, finns inte med på FAA:s lista och har inte vidtagit några åtgärder avseende CASA C-212 med anledning av detta memorandum.

#### 1.18.12 Räddningstjänst

##### Förutsättning

Med räddningstjänst avses i lagen (2003:778) om skydd mot olyckor (LSO) de räddningsinsatser som staten eller kommunerna ska svara för vid olyckshändelser och överhängande fara för olyckshändelser för att hindra och begränsa skador på människor, egendom eller i miljön.

Varje kommun ska med utgångspunkt från den lokala riskbilden upprätta handlingsprogram som ska innehålla målet för kommunens verksamhet och risker för olyckor som kan föranleda en räddningsinsats. Handlingsprogrammet ska också innehålla det geografiska ansvarsområdet för den kommunala räddningstjänsten.

Vid räddningsinsatser med dykare är det av stor vikt att dykningen genomförs på ett sådant sätt, så att dykarna inte skadas. Detta regleras av Arbetsmiljöverkets Författningssamling, AFS 1993:57 Dykeriarbete.

Det geografiska läget för olycksflygplanets nedslagsplats var i Falsterbokanalen i Vellinge kommun. Räddningstjänsten Trelleborg har ett civilrättsligt avtal med Vellinge kommun, vilket innebär att räddningstjänsten Trelleborg ansvarar för den kommunala räddningstjänsten på haveriplatsen.

### Larmning

Ett nödanrop från en privatperson som sett flygolyckan inkom via mobiltelefonnätet till SOS Alarm kl. 13.27. Informationen var att ett grågult plan störtat i Falsterbokanalen. SOS Alarm upprättade kontakt med MRCC och ARCC och larmade samtidigt ut den kommunala räddningstjänsten, ambulans och polis.

På väg till olycksplatsen kontaktade insatschefen för den kommunala räddningstjänsten SOS Alarm och begärde dykare till platsen. Den grundläggande inriktningen och beslut i stort blev livräddning genom eftersök på yta (med båt), samt fastställande av nedslagsplatsen så att dykare kunde påbörja sök/livräddning under vattenytan. Det beslutades om en brytpunkt på väg 100 strax norr om Falsterbokanalen.

Under framkörningen kom besked från ARCC via SOS Alarm att det var ett kustbevakningsflygplan med minst fyra besättningsmän ombord. ARCC larmade en räddningshelikopter från Danmark och SAR-helikopter 997 från Ronneby. Vidare larmades polishelikoptern SHA 947 från Malmö för att söka efter eventuella islagspunkter för flygplanet innan det slog ner i vattnet.

Första enhet från räddningstjänsten kom till platsen kl. 13.38 och sjösatte sin båt. Den rapporterade då att en båt från KBV redan var ute och sökte av området. De blev samtidigt informerade om att dykare var på väg.

### Ytlivräddning och eftersök

Ytlivräddning inleddes kort efter att flygplanet slagit ner. Den präglades i stor utsträckning av egna initiativ. KBV:s personal på plats utgick direkt med en mindre gummibåt samt patrullbåten KBV 286 och markerade nedslagsplatsen kl. 13.33. Även patrullbåten KBV 048 anlände i ett tidigt skede och sjösatte en RIB-båt<sup>9</sup> för att tillsammans med den kommunala räddningstjänsten, också den med RIB-båtar, delta i sökandet på ytan och senare även i dykarbetet. KBV 048 utförde eftersök utanför pirarna.

SSRS, med station i Falsterbokanalen, hade samtliga sina enheter till hjälp med att söka efter överlevande och att samla in vrakdelar. Även en lotsbåt från Helsingborg larmades och deltog i arbetet.

Personal från ambulans, polis och räddningstjänst deltog i sökandet från land och längs pirerna. Samtidigt sökte två räddningshelikoptrar av området efter flygplanskroppen. SAR-helikopter 997 sökte av bassängen och SAR-helikoptern R278 från Danmark sökte efter människor i vattnet utanför pirarna.

### Dykning

Klockan 13.41 var räddningstjänstens båt sjösatt och tog med sig ambulanspersonal i Sjukvårds Insats Till Sjöss (SITS) -utrustning och dykare från Trelleborgs räddningstjänst för att inleda dykning. KBV 286 på plats hade enligt ARCC sett nedslaget och markerat platsen. När dykare kom ut till fartyget visade det sig emellertid att KBV inte visste var nedslagsplatsen var. Dykarna avvaktade därför tills exakt position kunde fastställas.

---

<sup>9</sup> RIB-båt – (Rigid Inflatable Boat) Avancerad gummibåt med motor

Flygplanskroppen lokaliserades kl. 15.12 av SAR-helikopter 997 som hovrat över kanalbassängen på låg höjd. Detta rapporterades till insatschefen via ARCC. Dykarna gick till den angivna platsen och påbörjade dykningen. På denna plats hittades dock inte hela flygplanskroppen.

Så småningom hittades en person ur flygplansbesättningen på botten utanför flygplansvraket, fastspänd i en stol.

I samverkan mellan dykledarna kom man senare överens om att dykare från räddningstjänsten i Malmö skulle fortsätta att dyka vid flygplanskroppen och att dykare från Räddningstjänsten i Trelleborg skulle dyka i ”plymen<sup>10</sup>”. Sök genomfördes genom att en dykare drogs efter båt, motsvarande eftersök med skärplan<sup>11</sup>.

Kl. 16.05 var livräddningsfasen i räddningsinsatsen över. Räddningsinsatsen avslutades dock inte utan dykningarna fortsatte av etiska skäl. Räddningstjänsten fortsatte med eftersök och ytterligare en person hittades kl. 17.20 i ”plymen”, även han sittandes i en flygplansstol på botten. Han var inte fastspänd.

Dykningarna avbröts vid mörkrets inbrott. Räddningsinsatsen avslutades kl. 17.50 med att skadeplatsen lämnades över till polisen för bevakning.

Kvarlevorna från de övriga besättningsmännen återfanns senare.

### Ledning

Hos ARCC stod det tidigt klart att det i Falsterbokanalen handlade om ett kommunalt ansvarsområde. Denna information finns på digitala sjökort i Göteborg, där ARCC och MRCC är samlokaliserade tillsammans med KBV.

Klockan 13.50 kopplades insatschefen från kommunal räddningstjänst och räddningsledare på ARCC ihop via SOS Alarm. Eftersom flygplanets nedslagsplats inte var fastställd och flygplanskroppen inte funnen beslutades i samförstånd att det handlade om statlig räddningstjänst som kom att ledas av ARCC.

ARCC dirigerade SAR-helikopter 997, räddningshelikopter R278 från Århus i Danmark och polishelikopter SHA 947. Eftersom det endast handlade om ledning av tre enheter för ARCC utsågs ingen Aircraft Coordinator.

MRCC dirigerade de fartyg som på egen hand gett sig ut att söka av vattnet innanför pirarna. KBV 268 tog kl. 13.50 på sig rollen som On Scene Coordinator (OSC) och koordinerade ytenheterna i deras arbete med sökandet.

Kl. 14.55 överlämnades ansvaret för räddningstjänsten till den kommunala räddningstjänsten. Insatschefen där tog över som räddningsledare och ledde enheterna från räddningstjänsterna i Vellinge och Trelleborg samt de dykande enheterna från Trelleborg och Malmö.

På ledningsplatsen, som hade upprättats vid kiosken på infarten till KBV:s station, fanns också sjukvårdsledning och medicinskt ansvarig med sex ambulanser samt polisinsatschef som, förutom att hjälpa till med eftersök längs pirerna, spärrade av området för obehöriga. På ledningsplatsen befann sig också ett pressbefäl från polisen som tog hand om information och massmedia.

<sup>10</sup> Plym – Förväntat spridningsområde

<sup>11</sup> Skärplan – Dykhjälpmiddel för sökning i vatten

Ett bakre ledningsstöd upprättades på brandstationen i Trelleborg. Befälet där fick i uppgift att säkerställa beredskap, avlösning och annan logistik.

#### Kommunikation och samband

Samband mellan enheterna som leddes av ARCC och MRCC skedde på frekvensen SjöVHF kanal 67. Den danska räddningshelikoptern, R278, kommunicerade på SjöVHF kanal 16. KBV 286 fick i sitt agerande som OSC uppdraget att förmedla order till R278 från ARCC, vilket skedde med vissa svårigheter.

Samband mellan kommunal räddningstjänst och ARCC/MRCC upprättades via telefon och via SOS Alarm. De kommunala räddningseenheterna kommunicerade sinsemellan på kanal 39 och med SOS Alarm via telefonförbindelse eller radio.

Kommunikationen mellan ytenheterna och den kommunala räddningstjänsten skedde via telefon eller muntligen. Det var ofta svårt att kommunicera mellan båtarna på grund av helikoptern som hovrade ovanför.

Dykenheterna fick erfarva konsekvensen av detta genom att andra ytenheter passerade rakt ovanför dykare i vattnet. Detta trots att aktiviteten markerats korrekt med dykflagga "A" som varning.

#### *1.18.13 Miljöaspekter*

Flygbränsle och olja hamnade i vattnet i samband med nedslaget. Miljöräddning kunde inte utföras vid avslutandet av den livräddande fasen. Den stora aktiviteten med de många ytenheterna gjorde det omöjligt att ringa in och ta hand om utsläppet.

Den kommunala räddningstjänsten ansvarade för eventuella miljöräddningsinsatser. Någon åtgärd vidtogs inte för att kontrollera stränderna för eventuellt behov av sanering. Kommunens miljökontor och Länsstyrelsen i Skåne kontaktades inte beträffande utsläppet. KBV:s resurser för miljöräddningstjänst fanns tillgängliga på plats.

#### *1.18.14 Jämställdhetsfrågor*

Den aktuella händelsen har också undersökts utifrån ett jämställdhetsperspektiv, dvs. mot bakgrund av frågan om det finns omständigheter som tyder på att den aktuella händelsen eller dess effekter orsakats eller påverkats av att berörda kvinnor och män inte har samma möjligheter, rättigheter och skyldigheter i olika avseenden. Några sådana omständigheter har dock inte hittats.

## 2 ANALYS

### 2.1 Olycksflygningen

#### 2.1.1 Planering av flyguppsdraget

Planeringen av flygningen den aktuella dagen var rutinmässig och innefattade inga tilläggsuppgifter som försvårade uppdragets utförande. Vädret var bra och besättningen var väl förtrogen med den planerade rutten och de områden den berörde.

Besättningen hade övernattat i Ronneby efter att ha tjänstgjort tillsammans föregående dag. Såväl de båda förarna som operatörerna ombord hade flugit tidigare tillsammans, och kan enligt SHK:s uppfattning beskrivas som en väl fungerande besättning utan kända problem i samarbetet.

Enligt de uppgifter som finns tillgängliga tyder allt på att besättningen var i god kondition. Flygplanet, som var planerat för uppdraget, hade flugits av samma besättning dagen före och eventuella anmärkningar eller onormala förhållanden hos flygplansindividen torde därför ha varit kända av förarna.

Den operationella planeringen med hänsyn till flygtid, bränsle, vikt- och balansförhållanden, har efter SHK:s granskning inte befunnits avvika från standard. Planeringen av flyguppsdraget med KBV 585 kan därför anses som helt normal för KBV:s flygverksamhet.

#### 2.1.2 Flygningen

SHK har inte funnit någon förklaring till varför KBV 585 penetrerade den angivna flyghöjden och lämnade radiofrekvensen utan att meddela detta efter starten från Ronneby. Dessa avvikelser har dock bedömts inte haft någon inverkan på det följande händelseförloppet.

Den fortsatta flygningen nordost ut mot Gotlands södra udde och tillbaka förlopte normalt. När förfrågan kom via radio om förbiflygningen vid Falsterbobasen var besättningen på väg mot Malmö/Sturup. Även om besättningen var på väg mot sitt lunchuppehåll innebar förbiflygningen endast en mindre ändring av flygvägen och en bedömning av CVR -inspelningar ger vid handen att besättningen närmast tyckte att det skulle bli ett välkommet inslag i den annars relativt monotona flygningen.

Nära Falsterbobasen finns relativt höga träd samt flera master, varav den högsta är ca 35 meter (115 fot), vilket innebar en förhöjd risk vid lågflygning.

Vid all lågflygning är det av stor vikt att samtliga delar i den planerande flygningen i förväg noggrant gås igenom med besättningen (briefing). Under anflygningen mot Falsterbobasen och före förbiflygningen gjordes dock ingen sådan genomgång.

En anledning till detta kan vara att KBV:s operativa dokumentation inte innehåller någon anvisning om hur förevisningsflygningar ska utföras. Sådan typ av operativa instruktioner finns endast vad gäller start och landning.

Ytterligare en anledning till att programmet inte diskuterades inom besättningen var sannolikt att förarna flera gånger tidigare gjort liknande flygningar och därför troligen i stort var införstådda med vilka manövrar som skulle genomföras.

I efterhand kan konstateras att befälhavaren hade planerat ett program som innebar att flygplanets prestanda och egenskaper skulle visas för åskådarna på nära håll, sannolikt med följande innehåll:

- Lågflygning längs kanalen, sannolikt med fotografering.
- Branta svängar vid vändningarna tillbaka mot basen.
- Lågfartspassage med klaff utfälld.
- Högfartspassage med klaff infälld.
- Tydliga vingtippningar som avslutande manöver.

### 2.1.3 Förbiflygningarna

Den första överflygningen på nordvästlig kurs utfördes på drygt 500 fots höjd. Under svängen tillbaka mot basen fälldes klaffen ut och farten minskades till ca 100 knop. Vid passagen av basen var höjden ca 180 fot, men sjönk ytterligare till ca 135 fot som lägst längs kanalen.

Den sista förbiflygningen skedde med infälld klaff på ca 240 fots höjd. Farten ökades successivt, samtidigt som flygplanet inledde ett antal vingtippningar.

Vid analys av dessa flygningar kan SHK konstatera att marginalen till masttopparna vid brofästet varit mellan 20 och 65 fot (6 till 21 meter).

Området vid Falsterbonäset och längs kanalen har småhusbebyggelse med gångvägar och måste anses som tätbebyggt område. Enligt den tolkning SHK gör av bestämmelserna i BCL, samt de interna föreskrifterna i KBV:s DHB, mom. 2.10.2.1, är flygning under 500 fots höjd inte tillåten i detta område.

I tillägg till dessa bestämmelser kan fogas att anledningen till flygningarna var studiebesök av två skolklasser, vilka i antal torde kunna definieras som ”större folksamling”. Det var därmed inte tillåtet att överflyga dem under 500 fots höjd enligt BCL.

Sett endast till de höjdbestämmelser som finns i KBV:s interna regelverk, var den lägsta använda flyghöjden tillåten enligt DHB, men inte enligt SHB.

Förarnas uppfattning var sannolikt att flygning ”var tillåten” eftersom sådan typ av flygning förekommit flera gånger tidigare.

Eftersom demonstrationsflygningar på låg höjd är återkommande moment i KBV:s flygverksamhet anser SHK det vara en brist i operativa rutiner att tillståndsgivningen är oklar och att detaljerade anvisningar saknas om hur sådana flygningar ska genomföras.

### 2.1.4 Vingseparationen

För att vingtippningarna vid den sista passagen skulle bli tydliga är det rimligt att anta att befälhavaren ansatte kraftiga skevroderutslag. Farten strax före passagen över bron hade då ökat till drygt 160 knop vilket är över den maximala fart som är tillåten för fulla roderutslag, dvs., 146 knop.

I samband med dessa vingtippningar inträffade ett restbrott i den av sprickor försvagade vingen, vilket resulterade att vänstervingen vek sig uppåt och separerade från flygplanet.

Vid vingseparationen upphörde förarnas möjlighet att manövrera flygplanet. Avsaknaden av vänstervingen resulterade i att flygplanet inledde en okontrollerad dykning med samtidig rollrörelse åt vänster, vilket slutade med att flyg-

planet kolliderade med vattenytan i hamnbassängen ungefär fyra sekunder senare.

Vid analys av utskrifterna från CVR kan konstateras att vingbrottet kom som en total överraskning för samtliga ombord. Inte heller i informationen från FDR finns någonting som talar för någon förändring i flygplanets egenskaper som skulle ha kunnat förvarna förarna.

De analyser som gjorts av det område i vingen där brottet inträffade har visat att utmattningssprickornas utbredning och tillväxthastighet var av en sådan omfattning att det endast var en tidsfråga innan ett vingbrott skulle inträffa. Det troliga är att lågflygningarna längs kanalen, kombinerat med vingtipningar, blev den belastningstopp som utlöste vingbrottet.

### 2.1.5 *Nedslaget*

Med ledning av de stämplingsmärken som noterats i flygplanets båda horisontgyron kan det konstateras att flygplanet träffade vattenytan i inverterat läge med en ungefärlig nedslagsvinkel på 40° och en sidolutning på ca 40°. Nedslaget mot vattenytan var mycket kraftigt och flygplanet sönderdelades i ett stort antal delar.

Flygplanet slog ned i mitten av hamnbassängen och den lossbrutna vingen ca 100 meter från bron. Med ledning av vrakdelarnas spridning, där bl.a. höger vinge och höger motor återfanns vid den huvudsakliga nedslagsplatsen, tyder det mesta på att flygplanet träffat vattenytan med höger vinge först varvid dessa delar slets av. Flygplanskroppen fortsatte sedan ytterligare ett antal meter i färdriktningen.

Flygplanets inverterade läge vid vattenkollisionen medförde att nossektionen och förarkabinens vindrutor träffade vattenytan tidigt och krossades. Det dynamiska trycket i det intrusande vattnet fick sedan flygplanskroppen att slitas upp på flera ställen. Allt tyder på att de ombordvarande omkom omedelbart vid nedslaget.

## 2.2 **KBV:s flygverksamhet**

### 2.2.1 *Flyguppsdragsprofiler*

Det kan konstateras att de uppdrag som KBV ålagts innefattar en rad områden som mestadels inte har någon motsvarighet inom svensk civil luftfart. Vissa uppdragsprofiler har betydligt större likhet med områden inom den militära luftfarten.

De huvudsakliga användningsområdena för KBV:s flygverksamhet har - såväl i nutid som i ett historiskt perspektiv - utgjorts av övervakning i olika former, där den maritima delen av naturliga skäl varit dominerande.

Kravspecifikationerna när flygplanstypen CASA C-212 introducerades var därför inriktade på att möta de krav som ställs vid flygbevakningsoperationer på låg höjd i maritim miljö. Enligt såväl tillverkaren som KBV uppfyllde CASA C-212 dessa krav.

Vid analys av KBV:s flygprofiler har framkommit att de identifierings- och fotograferingskrav som är kopplade till verksamhetens mål ibland ställer krav på flygmoment som innebär varierande grad av belastning på flygplanen. Sådana belastningar, innebärande såväl positiva som negativa G-belastningar av

varierande grad, kan uppstå bl.a. i samband med snäva svängar och/eller höjdändringar nära fartyg.

Flygning på de höjder som KBV normalt opererar kan i viss omfattning medföra turbulens vilket bidragit till flygplanens ackumulering av belastningscykler. Operationer i maritim miljö och i områden med hög luftfuktighet innebär vidare ökad risk för isbildning som bl.a. kan förorsaka vibrationer och extra belastning på flygplansstrukturen.

### 2.2.2 *G-belastningar*

Med anledning av den aktuella olyckan har SHK:s granskning av KBV:s flygverksamhet fokuserats på flygplanens eventuella exponering för onormalt höga G-belastningar. Faktainsamlingen avseende detta har omfattat:

- Konsekvensanalyser av uppdragsprofiler.
- Intervjuer med flygande personal.
- Enkäter riktade till anställd – och tidigare anställd - flygande personal.
- FDR-analyser från ett begränsat antal flygningar.
- SHK:s deltagande i flygupdrag.

Det sammantagna resultatet av denna analys visar att KBV:s flygoperationer är förbundna med flygprofiler och flygmoment som ibland innehåller G-belastningar, vilka är högre än vad som är normalt vid transportflygning. Detta är dock nödvändigt för att kunna utföra de uppdrag som kustbevakningsflyget blivit ålagt att utföra.

Ingenting har framkommit som talar för att KBV:s flygplan därigenom opererats utanför flygplanstypens tillåtna operativa gränser eller på ett sätt som flygplanstillverkaren inte avsett.

Flygplanstypen CASA C-212 är certifierad enligt FAR-25, vilken kräver förmågan att klara positiva G-belastningar på minst upp till +2,5 G, men är konstruerad och godkänd för vertikala manöverlaster från +3,0 G (max) till -1,2 G (min).

Vid hållfasthetsberäkningar i detta avseende ska enligt gällande bestämmelser säkerhetsfaktorn 1,5 användas, dvs. flygplanstypen ska kunna belastas vertikalt till +4,5 G respektive till -1,8 G utan att skador uppstår på flygplanet.

Tillverkaren har marknadsfört flygplanstypen som ett mycket robust och ”stryktåligt” flygplan och det är också så KBV:s flygande personal har uppfattat och opererat den.

### 2.2.3 *Operativa rutiner*

KBV:s flygverksamhet är unik i sitt slag i Sverige och kan därför inte i alla avseenden jämföras med verksamheten hos en civil operatör av motsvarande storlek. Eftersom det handlar om yrkesmässig luftfart med stora luftfartyg måste man dock kunna förvänta sig att verksamheten bedrivs med en flygsäkerhetsstandard som kan jämföras med övriga yrkesmässiga operatörers.

Vid genomgång av den dokumentation som finns framtagen för verksamheten, samt via de intervjuer som gjorts med förare hur flygverksamheten bedrivs i praktiken, har SHK funnit brister i den operativa verksamheten och den operativa dokumentationen.



De konstaterade bristerna – där vissa uppmärksammats vid tillsynsmyndighetens auditeringar – har inte fångats upp av verksamhetens egenkontrollsystem. Detta kan indikera att de vid tillfället rådande reglerna – där krav angående kvalitetschef inte finns i den gällande tillståndskategorin – sannolikt inte är tillräckliga.

Dessa brister kan vara en indikation på att den operativa ledningen inte varit på det klara med på vilken nivå dessa delar av verksamheten ska läggas. Även om initiativ tagits för att förbättra situationen finns skäl att ytterligare analysera de vanligaste förekommande flygmomenten i verksamheten i syfte att utarbeta relevanta procedurer för ett optimalt tvåpilotsystem. Dessa procedurer måste dokumenteras korrekt och förankras hos berörd personal.

I stället för att man vid framtagning av sådana procedurer av formella skäl försöker kopiera de system och synsätt som finns hos stora kommersiella operatörer, anser SHK att de flygsäkerhetsmässigt bör anpassas till KBV:s speciella operationer.

#### 2.2.4 Operativ kultur

Vid analys av KBV:s operativa kultur har använts en modell bestående av riskstyrning, förståelse och beteende. De tre delarna samspelar med varandra och behöver alla beaktas<sup>12</sup>.

##### Riskstyrning – mål och prioriteringar

Kustbevakningsflyget har haft en hög ambition att svara upp mot kraven att leverera de flygtimmar som man lovat sin ledning att producera per år med risk att annars få reducerade anslag i framtiden. Ambitionen har varit klart uttalad av den operativa ledningen. Produktion av flygtimmar har av flera bland personalen uppfattats vara den viktigaste kvalitetsaspekten.

Samtidigt har rollen som flygchef och chef för kustbevakningsflyget, med det ekonomiska ansvaret, vilat på samma person till ca ett år före olyckan. Detta bedöms av SHK ha kunnat innebära att det var otydligt för personalen hurvida den de talat med gjort det i egenskap av flygchef eller verksamhetsansvarig med bl.a. ekonomiansvar.

I vad mån säkerhet prioriteras som mål i relation till andra mål, t.ex. produktion, är en viktig dimension av kulturen i en verksamhet med höga verksamhetskrav. Om produktionskravet är för högt kan det finnas en risk att man arbetar med mindre säkerhetsmarginaler och att både personal och materiel utsätts för större påfrestningar. I KBV:s DHB framkommer prioriteringen i generaldirektörens förord, med texten: ”Grundläggande för flygverksamheten ska vara en strävan att vid varje tillfälle uppnå högsta effektivitet utan att säkerheten äventyras”.

I allt flygsäkerhetsarbete måste processen grundas på att ledningen har förståelse för de prioriteringar som krävs för en säker verksamhet. Utan signaler från verksamhetsledningen att flygsäkerhet har den högsta prioriteten, uppstår risker för andra prioriteringar med eventuellt sänkt flygsäkerhetsnivå som resultat. SHK anser att det är en svaghet i KBV:s övergripande riskstyrning att verksamhetens primära mål definierats i termen effektivitet snarare än flygsäkerhet.

---

<sup>12</sup> Ref. - Skriver, J. A Simple Model of Safety Culture. I D.d Waard, K.A. Brookhuis och C.M. Weikert (Red.) Human Factors in Design. Maastricht, NL: Shaker Publishing, 2004.

### Riskstyrning – operativa rutiner

I begreppet säkerhetsmässiga rutiner ingår även organisationens förmåga att medvetandegöra den flygande personalen om att säkerhets- och kvalitetsarbete inte endast består av föreskrifter, utan är en i högsta grad levande process som ständigt måste underhållas för att fungera. Detta säkerhetsarbete ska sträva mot att få personalen att arbeta på det sätt och med de säkerhetsnivåer som den flygoperativa dokumentationen föreskriver.

För att detta ska få avsedd effekt är det självfallet otillfredsställande att den operativa dokumentationen är bristfällig eller inte korrekt reviderad. Som exempel på detta kan nämnas att en så fundamentalt viktig regel som lägsta tillåtna höjd vid lågflygning skiljer sig åt beroende på i vilken manual man läser eller att regler för besättningsgenomgång (briefing) saknas inför lågflygningsmanövrar.

Det är också en brist i riskstyrningen att det inte finns någon fastställd procedur för KBV:s förevisning av flygplanen (SOP).

Enligt SHK:s uppfattning har detta inte någon direkt koppling till den aktuella olyckan, men blottar en risk att besättningarna uppfattar det som att denna dokumentation har upprättats för att tillfredsställa tillsynsmyndighetens krav snarare än som levande handböcker för att bedriva en säker flygverksamhet.

Om verksamhetens ledning inte kontinuerligt arbetar för att verksamheten anpassas till de regelverk som finns, kan konsekvensen bli att det i vissa avseenden skapas egna regler eller egna tolkningar av befintliga regler bland förarna.

Ett exempel på detta är lågflygningarna över Falsterbokanalen i samband med olyckan. Dessa flygningar utfördes med avvikelser från gällande bestämmelser och innebar en reell fara genom den ringa marginalen till hinder längs kanalen. Det finns en sannolikhet för att bristerna i planering och utförande av dessa flygningar inte var en enskild företeelse hos dessa förare, utan snarare speglade generella brister i den flygoperationella ledningens förmåga att förmedla medvetenhet avseende grundläggande flygsäkerhet.

### Riskstyrning - tidigare flygchefs dubbla roller

Att rollen som flygchef och chef för kustbevakningsflyget under många år innehades av en och samma person kan enligt SHK:s uppfattning ha lett till en otydlighet i styrningen och uppföljningen av säkerhetsarbetet. Detta kan ha inneburit en risk för att säkerheten inte prioriterades tillräckligt högt. Det medförde också en hög arbetsbelastning på flygchefen och att flygchefsuppgifter lades på chefspiloten. SHK anser att detta kan ha medfört en risk för att flygchefen under dessa år inte till fullo var informerad om alla frågor av betydelse för flygsäkerheten inom verksamheten.

Cirka ett år före olyckan delade kustbevakningsflyget upp rollerna. Bidragande till detta var troligen svårigheten att förena flygchefens dubbla roller i organisationen.

### Förståelse och beteende

Det är vårt att ta på högsta allvar att det i intervjuerna förekom att förare påtalade behov av goda förebilder och tillade att det saknas tillräcklig insikt om betydelsen av detta. Att vara förebild och att etablera och upprätthålla normer och regler för ett bra flygsäkerhetsbeteende är en ledarskapsfråga och av central betydelse för säkerhetskulturen.

Ett viktigt instrument för att utveckla en verksamhet är att lära av inträffade händelser och utvärdera sin egen verksamhet. Förarna använde sig av rapporteringssystemet för att rapportera händelser och störningar. Ett intryck vid bedömning av vad som rapporterats som flygsäkerhetsrelaterade händelser var att förhållandevis få mänskliga misstag hade rapporterats vid jämförelse med erfarenheter från liknande militära rapporteringssystem.

Detta kan ha flera orsaker såsom att rapporteringen inte är konfidentiell och att man inte vill blotta sig, att misstag som fångas upp av tvåpilotsystemet inte anses vara något att rapportera och att organisationen inte ser misstag och avvikelser som konsekvens av problem som ligger djupare inom organisationen. Det återkommande forum för diskussion av säkerhetsfrågor som har startats bör kunna vara ett forum också för att vidareutveckla verksamhetens förmåga att lära av sina erfarenheter.

#### Sammanfattning

Det har enligt SHK:s bedömning funnits vissa svagheter i kustbevakningsflygets säkerhetskultur. Dessa bedöms inte ha bidragit till vingbrottet, men är likvärdiga säkerhetsbrister som kustbevakningsflyget behöver arbeta med inom ramen för sitt förbättringsarbete.

#### 2.2.5 Skolflygning

Merparten av typinflygning av nya förare har skett med KBV:s egna flygplan. Skolflygning kan utsätta flygplanen för belastningar som är högre och annorlunda än vid ordinarie flyguppdrag. Detta uppstår t.ex. vid start- och landningsövningar, stall, branta svängar och enmotorflygning.

Vid ett motorbortfall tränas såväl nödförfarandet vid själva händelsen, som förarens förmåga att säkert kunna manövrera flygplanet med endast en motor i funktion. Eftersom dragkraft då endast finns på den ena sidan uppstår en osymmetrisk belastning på flygplanet. Detta resulterar bl.a. i kraftiga vridmoment i horisontalplanet mellan vinge och flygplanskropp, vilka måste upptas av vinginfästningen.

Vid typinflygningen ingår vanligtvis också att demonstrera och träna flygplanets maximala prestanda i form av t.ex. kortlandningar och sidvindslandningar, vilket kan vara belastande för flygplansstrukturen.

SHK:s bedömning är dock att den skolflygning som utförts med KBV:s CASA C-212 skett inom tillåtna operativa gränser.

Det kan dock noteras att olycksflygplanet, S/N 346, under de fem första åren i KBV:s verksamhet användes för skolflygning i betydligt större omfattning än de övriga flygplanen.

#### 2.2.6 Inträffade händelser

Som framgår av 1.17.10 har omfattande undersökningar gjorts i syfte att spåra eventuell överbelastning eller händelser i olycksflygplanets operativa historia som bedöms vara av sådan karaktär att den skulle kunna resultera i kvarvarande skador i flygplanet. Skador som eventuellt skulle ha kunnat ha haft betydelse för utmattningssprickornas initiering och tillväxt.

Någon sådan överbelastning eller enskild händelse har inte hittats vad gäller olycksflygplanet. De verifierade händelser av denna karaktär som hittats har i stället berört någon av de två systemmaskinerna i KBV:s CASA C-212 flotta.

Förfaringssättet och omfattningen av den efterforskning som gjorts borde, enligt SHK:s bedömning, ha avslöjat alla eventuella sådana händelser. Till denna bedömning bidrar att KBV normalt opererar med en besättning bestående av tre till fyra personer, vilket ökar sannolikheten för att en sådan eventuell "extrem" händelse borde ha kommit till SHK:s kännedom på något sätt.

Det kan emellertid vara svårt att bedöma om en händelse varit så påtaglig att den lett till överbelastning (se 1.18.11). Vidare kan en eventuell händelse under de första åren efter leverans av flygplanet ha fallit i glömska.

### 2.2.7 Operativ tillsyn och regelverk

Ansvar för utfärdande av driftstillstånd, samt för kontroll av att tillståndshavaren tar sitt flygsäkerhetsansvar åvilar tillsynsmyndigheten Transportstyrelsen. Merparten av de brister i bl.a. operativ dokumentation som framkommit vid SHK:s granskning har även uppmärksammats vid de inspektioner som företagits av tillsynsmyndigheten.

SHK kan dock konstatera att den verksamhet som bedrivs vid kustbevakningsflyget är speciell till sin karaktär och saknar relevanta jämförelseobjekt i Sverige. Tillsynen av verksamheten har inte fungerat som avsett inom alla områden, då brister i bl.a. den operativa dokumentationen inte har åtgärdats.

Det kan inte beläggas huruvida tillsynsmyndigheten varit medveten om hur lågflygning tillämpades inom kustbevakningsflyget, där förevisningsflygningar utfördes utan operationella instruktioner för ett säkert genomförande.

Med hänsyn till svårigheterna att inom landets gränser finna jämförbara verksamheter finns det en risk för att tillsynen av en verksamhet som kustbevakningsflyget hanteras på ett speciellt sätt, där regelverk i viss mån anpassas efter verksamhetens krav i stället för tvärtom. SHK finner det därför angeläget ur flygsäkerhetssynpunkt att en översyn görs beträffande myndighetens tillsyn av kustbevakningsflyget.

SHK anser mot denna bakgrund att Transportstyrelsen bör utarbeta ett nationellt regelverk anpassat för Kustbevakningens flygverksamhet och som i tillämpliga delar följer samma krav som ställs på civila operatörer beträffande organisation, ansvariga befattningshavare, dokumentation, interna föreskrifter, utbildning, egenkontroll, etc.

## 2.3 Vingbrottet

### 2.3.1 Konstruktion av vinginfästning

Flygplanstypen konstruerades i slutet av 1960 -talet och godkändes i början på 1970 -talet enligt de kunskaper och de myndighetskrav som då var gällande.

I följande analys redovisas SHK:s uppfattning att vingens infästning till flygplanskroppen är olämpligt konstruerad och att detta sannolikt har varit avgörande för sprickornas lokalisering till vingens underplåt.

Enligt tillverkaren är avsikten att alla laster mellan vinge och flygplanskropp i Z- och Y -led (vertikala och sidledes) ska upptas av de fyra vingbultarna med kopplingsbeslag. De två täckplåtarna mellan centervingen och flygplanskroppen ska endast ta upp laster i X-led (horisontella i färdriktningen). Dessa laster härrör från bl.a. motorernas dragkraft, luftmotstånd och masskrafter vid acceleration/retardation av flygplanet.

Som framgår av 1.6.3 är täckplåtarna stumt monterade både i centervingen och i flygplanskroppen. Detta innebär att täckplåtarna även kan överföra vertikala laster till vingens undersida.

Som framgår av nedanstående skiss (Bild 40) utgörs den vertikala kraften i huvudsak av vingens lyftkraft ( $F_L + F_L$ ) som bl.a. ska balansera flygplanskroppens masskraft ( $mg$ ). De fyra kopplingsbeslagen är monterade mellan flygplanskroppen och centervingen strax innanför sidoplåtarna. Geometrin i den stumma infästningskonstruktionen innebär att lasterna i vertikalplanet kan ta två olika vägar, både via kopplingsbeslagen och via sidoplåtarna.

För att beräkna vilken väg dessa krafter tar vid olika flygfall erfordras datasimuleringar med komplexa analysmodeller, vilka är beroende av ett flertal parametrar.

Strukturen är statiskt odefinierad, vilket gör lastdistributionen känslig för hur sidoplåtarna är monterade mellan flygplanskropp och vinge.

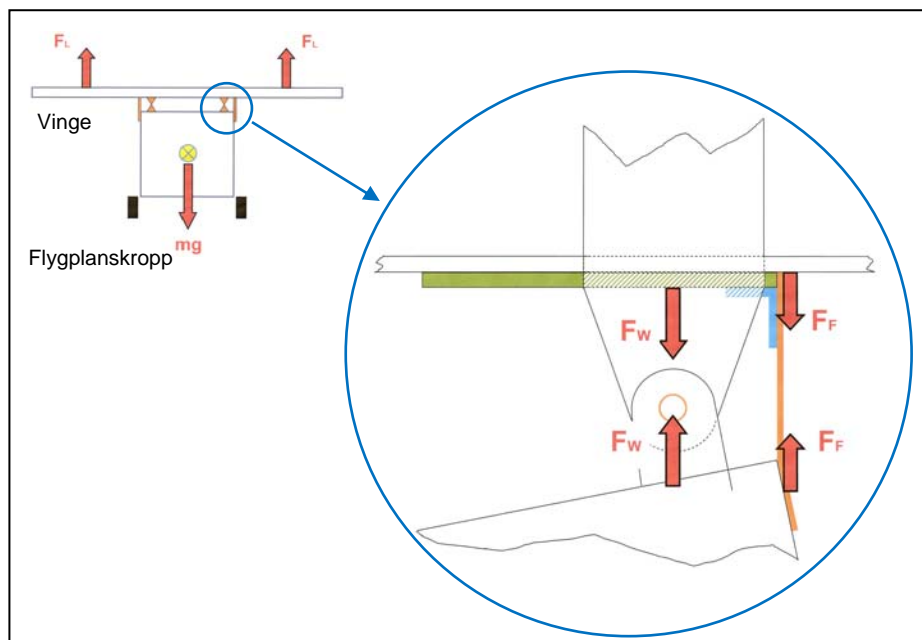


Bild 40. Kraftfördelning i vingkoppel

Konsekvensen av denna konstruktion är att även mycket små avvikelser hos vissa parametrar, vilka påverkar styvheten i koppelområdet, kan få stor betydelse för vilken väg krafterna tar. Exempel på sådana parametrar är inbördes lägen för fästelementen.

Sådana avvikelser kan av olika skäl uppstå redan vid tillverkningen, men uppstår framför allt under flygning till följd av statiska och dynamiska krafter.

Tillskottslaster kan också uppkomma orsakade av vingens normala deformation under flygning, vilket bidrar till den komplexa lastbilden längs nitrad # 1.

Att täckplåtarna överför vertikala laster styrks av de flygprov och markprov som tillverkaren genomfört. Mätningar under bränslepåfyllning, med respektive utan täckplåtar monterade, visar att töjningen i det kritiska området (station 1132) förändras med c:a 30 % (töjningsnivåerna är dock låga varför helt andra töjningsskillnader kan uppstå vid högre vingarbelastning, som under flygning).

Flygprov visar dessutom på oförklarligt stora skillnader mellan töjningar mätta på höger respektive vänster täckplåt samt att främre del av täckplåten på höger sida är mer belastad än bakre del och av det omvända råder i vänster täckplåt, dvs. att bakre del är mer belastad än främre.

Förklaringar till dessa stora skillnader i lastöverföring saknas, men det kan inte uteslutas att det beror på monteringen och därigenom utgör grund för skillnader mellan flygplanindivider. Tillgängliga mätresultat visar således på att täckplåtarna påverkar påkänningen av kritiska områden. Det är dock inte klarlagt med hur mycket.

Flygningarna utfördes dock inte till max tillåtna +3,0 G och utan prov vid osymmetrisk flygning vilket SHK önskat. Vid beräkning av krafter och materialspänningar i sådana flygfall har tillverkaren i stället antagit att dessa ökar linjärt vid belastning, någonting som SHK ställer sig tveksam till och som diskuteras nedan.

Av ovanstående diskussion framgår att en avsevärd del av de vertikala lasterna mellan vinge och flygplanskropp under vissa förutsättningar kan komma att överföras via täckplåtarna till vinkelbeslagen.

Via vinkelbeslagen överförs dessa okända laster direkt till nitrad # 1 i centervingens underplåt. Lasterna är sannolikt inte jämt fördelade i kordled, vilket kan leda till lokala spänningskoncentrationer i plåten. Till dessa laster ska läggas ordinarie laster i X-led.

Konstruktionen innebär att man i centervingens underplåt, där materialspänningen är hög i spännviddsled, inför statiska och oscillerande laster av okänd storlek och resulterande riktning i ett band vinkelrätt den primära lastvägen (spännviddsled). Detta får anses som en olämplig konstruktion ur utmattningssynpunkt.

Nitförband används normalt för att överföra olika typer av skjuvlaster. Vinkelbeslagens infästning till underplåten innebär i denna konstruktion att nitarna, vid positiva G-laster på flygplanet, utsätts för axiella draglaster.

Som framgår av nedanstående skiss (Bild 41) kommer dessa laster dessutom att förstärkas till följd av den ”hävstångseffekt” som uppstår i förbandet. Konsekvensen blir att den axiella dragkraften i nitarna blir ungefär dubbelt så stor som den nedåtriktade kraften från täckplåtarna. ( $F_R \sim F_1 + F_2$ )

Detta förhållande styrks av de brustna nitar och rörelse i nitar längs nitrad # 1, som konstaterats på olycksflygplanet och på andra flygplan i drift. Skadorna tyder på att de varit utsatta för onormala axiella belastningar.

Brottytorna på de brustna nitarna visar att det är utmattningsbrott som startat från ”utsidan” och växt i riktning mot flygplanskroppen, dvs. som resultat av vertikala krafter som uppstått i samband med oscillerande positiva G-laster.

Konstruktionen innebär vidare att det vid sådana laster uppstår ett lokalt böjmoment (M) i vingens underplåt strax innanför nitrad # 1, vilket ytterligare komplicerar spänningssituationen i vingplåten. (Se förenklat lastdiagram i Bild 41 och Bild 42 nedan.)

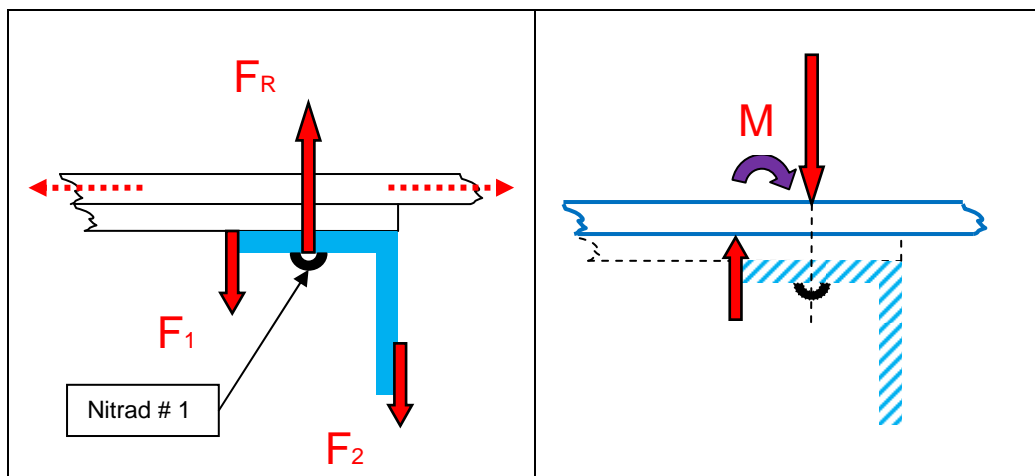


Bild 41. Vertikala krafter i nitförband      Bild 42. Böjmoment i underplåt

Sammantaget innebär ovanstående brister i konstruktionen att krafter och materialspanningar i vingens underplåt längs nitrad # 1 är mycket komplicerade och svåra att beräkna.

Något fullskaleprov på vingen till CASA C-212, med avseende på utmattning, utfördes inte i samband med dess utveckling och möjligheten att detektera kritiska områden för detta har varit begränsad.

SHK konstaterar att tillverkaren och certifierande myndigheter har accepterat denna konstruktion. SHK ställer sig emellertid tveksam till om de beräkningar av hållfasthet och utmattningstolerans i det kritiska området som utförts är relevanta för alla förekommande flygfall som t.ex. osymmetrisk flygning och flygning nära tillåtna gränser.

De flygprov som tillverkaren utfört efter olyckan synes vara omfattande och väl genomförda. Dock gjordes inte några mätningar av materialspanningen direkt på underplåten utefter nitrad # 1, utan endast i närliggande områden och på täckplåtarna. Mätningarna utfördes vidare under "normala" flygningar med G-belastningar väl innanför flygplanstypens tillåtna lastgränser.

Det är olyckligt att flygproven inte omfattade mätningar direkt på de kritiska plåtytorna och att mätningar inte gjordes under alla förekommande flygfall. Detta skulle ha gett värdefulla kunskaper om de verkliga laster och materialspanningar som kan uppstå.

SHK:s uppfattning är sammanfattningsvis att tillverkaren, när flygplanstypen konstruerades, sannolikt inte fullt insåg konsekvenserna av konstruktionens svagheter och underskattade komplexibiliteten när det gäller krafter och materialspanningar i detta område. Det finns därför en risk att utförda beräkningar av krafter och materialspanningar i nitförbandet vid vissa förekommande fall av flygning inte är tillförlitliga och att utförda beräkningar av utmattningstidslängder därför blivit för optimistiska.

Bedömningen av konstruktionen och konsekvenserna av dess brister har gjorts i samråd med kvalificerad flygteknisk expertis. SHK har inte sett det som meningsfullt att sätta till den tid och resurser som krävs för att i detalj beräkningsmässigt verifiera denna uppfattning.

### 2.3.2 Tillverkningen av olycksflygplanet

Baserat på den information som tillverkaren tillhandahållit har SHK inte funnit annat än att olycksflygplanet tillverkades enligt de tillverkningsrutiner och kvalitetskrav som var gällande vid tiden för leveransen. Någon enstaka avvikelser av avgörande betydelse har inte framkommit, men det kan naturligtvis inte helt uteslutas att någonting skett vid tillverkningen av just denna flygplansindivid som inte dokumenterats och som skulle kunnat ha haft betydelse för skadeförloppet.

Det har dock konstaterats att samborringen av täckplåtarna mellan flygplanskropp och centervinge på olycksflygplanet S/N 346 utfördes med yttervingarna redan installerade, medan samborringen på systemmaskinen S/N 343 gjordes utan installerade yttervingar.

Någon särskild instruktion för detta fanns inte, utan produktionspraktiska faktorer fick sannolikt avgöra om samborringen gjordes med eller utan monterade yttervingar.

Till följd av yttervingarnas massa var vid samborringen vingarna därigenom mer nedåtsviktade på olycksflygplanet än på systerflygplanet. Vid normal flygning, då vingarna till följd av lyftkraften böjer sig uppåt, kan detta ha inneburit att täckplåtarna på olycksflygplanet överfört högre vertikala laster till centervingens underplåt än på systemmaskinen. Eventuella konsekvenser av detta diskuteras vidare i 2.4 nedan.

Som framgår av 1.16.9 har ett antal brister i tillverkningen konstaterats, vilka kan ha bidragit till initiering och utbredning av utmattningssprickorna. Detta behandlas metallurgiskt även i 2.4.

Nitraderna i det aktuella nitförbandet är inte raka och vissa nithål har tillverkningsdefekter samt för stor håldiameter. Variationer förekommer också i den slagkraft som använts vid nitningen. Enligt tillverkaren uppfyller utförandet alla då gällande krav och är sannolikt representativt för den tillverkningsstandard som generellt gällde vid denna tid.

Spalterna i vissa nithål kan ha sitt upphov vid borings/nitningsoperationen vid tillverkningen, men kan även ha uppstått i drift. Om spalterna är följderna av höga påkänningar i drift borde ett systematiskt riktningensberoende synas i form av ovalisering av hålen, men så är inte fallet. Detta samt det faktum att färg (primer) påvisats mellan hål och nit tyder på att spalterna härrör från tillverkningen.

Enligt SHK:s bedömning är dessa brister dock inte tillräckliga för att enskilt kunna förklara sprickförloppet i olycksflygplanets vingar.

SHK anser att det var en brist i gällande rutiner vid tillverkningen av centervingen att det inte fanns någon detaljerad instruktion för användning av tätningemedel i olika nitförband samt att förfarandet inte dokumenterades. Det är väl känt att användning av tätningemedel har en gynnsam effekt på utmattningens livslängden. De utmattningsprov som tillverkaren utfört på provbitar av nitförband, liknande det kritiska nitförbandet på olycksflygplanet, har visat att utmattningens livslängden kan öka med upp till 88 % genom användning av tätningemedel.

Denna brist i tillverkningsunderlaget har inneburit att "slumpen" fått avgöra nivån på utmattningshållfastheten i nitförbanden hos de vingar som tillverka-



des. Detta förhållande styrker SHK:s uppfattning att tillverkaren underskattat risken för utmattning i det aktuella nitförbandet.

Initieringen av utmattningssprickorna på olycksflygplanet skulle med all sannolikhet skett senare och tillväxten gått långsammare om dessa nitförband hade varit tätade med tätningsmassa.

Som framgår av 1.16.9 har sprickinitieringen mellan nithålen till största delen skett i de slipsår som konstaterats på ytan av vingens underplåt. Slipsåren kan därför ha bidragit till sprickinitieringen. De prov som tillverkaren utfört har emellertid visat att de inte har någon avgörande påverkan på förbandets utmattningstolerans, vilket kan tolkas som att dessa prov inte representerar verkliga förhållanden utefter nitrad # 1.

Denna ”tillverkningsdefekt” synes ha varit standard vid tillverkningen av alla centervingar, vilket gör att inte heller detta bedöms kunna ha varit av avgörande betydelse för skadeförloppet.

Det faktum att olycksflygplanet och dess systerflygplan är försedda med s.k. Serie -300 -vingar, vilket ger möjlighet till trycktankning, samt att de under tillverkningen kom att parkeras utomhus utan motorer under tio månader bedöms inte ha haft någon betydelse för skadeförloppet.

Inte heller de modifieringar och installationer av havsövervakningssystem, som gjordes på alla KBV:s CASA C-212 efter leveransen till Sverige, bedöms ha haft någon betydelse i detta avseende.

Även om brister har konstaterats i tillverkningen av olycksflygplanet som bidragit till skadeförloppet räcker dessa inte, enligt SHK:s uppfattning, för att enskilt förklara varför utmattningssprickorna uppstod just på denna flygplans-individ.

### 2.3.3 Vingbrottet

Som framgår av 1.16.9 har tillväxtmekanismen för den slutliga utmattningssprickan i vingarnas underplåt kunnat kartläggas. Mekanismen bakom själva initieringen av de många mikrosprickorna och den inledande spricktillväxten behandlas i 2.4.

När underplåtens förmåga att uppta laster i Y-led (spännviddsled) minskade längs nitraden ökade belastningen på de sex longeronerna varvid utmattningssprickor uppstod även i dessa.

De stora skillnader som konstaterats i brottyornas karaktär tyder på att spricktillväxten pågått under många år. Sannolikt skedde tillväxten från början mycket långsamt. När den totala spricklängden efter hand blev större ökade belastningen på de kvarvarande lastupptagande tvärsnittsytorna varigenom spricktillväxten fick ett accelererande förlopp.

Utmattningssprickan i underplåten, vilken är en del av vingens bärande konstruktion, blev till slut så stor att den övriga strukturen inte längre förmådde bära de laster som uppstod vid olycksflygningen. I samband med de vingtippningar som utfördes, uppstod momentana lyft- och masskrafter på vingarna, vilket resulterade i ett restbrott i vänster vinge som knäcktes uppåt och separerade från resten av flygplanet.

Likheten mellan utmattningssprickorna i vänster och höger vinge är påfallande och visar på ett symmetriskt systemfel och att mekaniken bakom sprickornas initiering och tillväxt är densamma. Skillnaden är att sprickan i vänster vinge vid olyckstillfället hade hunnit längre i tillväxt och att den totala spricklängden där blev kritisk först.

Eftersom tillväxttakten initialt var mycket långsam har det inte varit möjligt att med säkerhet bestämma när de första utmattningssprickorna initierades. Någon inspektion av den aktuella nitraden i de båda vingarna har aldrig utförts. Den ursprungliga initieringen kan därför ha skett redan under de första åren som flygplanet var i tjänst.

Efter hand ökade tillväxthastigheten hos sprickorna och var vid tiden för vingbrottet sannolikt mycket hög. Det får därför anses vara en ren tillfällighet att vingbrottet inträffade just vid den aktuella flygningen. Om det inte hade skett då hade det troligen inträffat vid någon av de följande flygningarna.

Det faktum att inget tecken på liknande sprickbildning hittats på systerflygplanet, S/N 343, vilket har en mycket liknande bakgrund både tekniskt och operativt, eller på något annat flygplan i drift som hittills inspekterats i detta avseende, behandlas i 2.4.

## **2.4 Initiering och tillväxt av utmattningssprickor**

### **2.4.1 *Multiple Site Damages***

Trots omfattande tekniska undersökningar och materialanalyser har SHK inte med säkerhet kunnat fastställa varför initiering av de hundratals mikrosprickorna skett längst de kritiska nitraderna på olycksflygplanet, men inte på systerflygplanet eller på något annat av de övriga CASA C-212 -flygplan som hittills inspekterats. Det kan därför inte helt uteslutas att ytterligare någon faktor, som ännu inte identifierats, kan ha varit bidragande.

Som framgår av 1.18.8 är sprickinitiering och spricktillväxt i form av s.k. Multiple Site Damages, (MSD), ett välkänt fenomen som kännetecknas av att ett stort antal mindre utmattningssprickor uppstår och växer utefter en nitrad i olika positioner och vid olika tidpunkter.

Utseendet på utmattningssprickorna längs de kritiska nitraderna på olycksflygplanets centervinge överensstämmer i stort sett på alla punkter med vad som är kännetecknande för MSD.

En frågeställning i denna utredning har varit varför inget liknande fall av sprickförekomst konstaterats på något annat CASA C-212 flygplan i drift. Inte heller på systerflygplanet, S/N 343, som har samma ålder och i stort sett samma gångtid som olycksflygplanet, har någon sprickförekomst hittats i det aktuella området, trots att avancerade NDT -metoder använts.

Hittills har emellertid endast ca 1/3 av CASA C-212 -flottan inspekterats. Det är därför möjligt att denna typ av spricka kan förekomma i något eller några av de flygplan som ännu inte inspekterats.

Eftersom spricksökningen dessutom kräver kvalificerad personal och avancerad utrustning, samt att sprickorna inledningsvis är ytterst små och tillväxten mycket långsam, kan befintliga sprickor ha förblivit oupptäckta. Praktiska prov har visat att vissa sprickor inledningsvis kan vara så små att de inte kan

detekteras ens med ordinarie NDT-metoder, utan framträder först vid okulär besiktning med ett kraftigt förstoringsglas eller då plåten böjs.

Det kan inte heller helt uteslutas att något av de sex totalhaverier som drabbat flygplanstypen, och där olycksorsaken klassificerats som ”okänd”, kan dölja något vingbrott av liknande typ.

#### 2.4.2 *Utmattningslivslängd*

Som framgår av Bilaga 5 är ett konstruktionselements utmattningslivslängd, förutom av dess form och material, beroende av den pålagda grundlasten samt tillkommande oscillerande lasters form, amplitud och frekvens, s.k. lastspektrum. Dessa laster ger upphov till motsvarande materialspänningar i konstruktionsmaterialet.

Den resulterande materialspänningen är summan av grundspänning (eller kvarvarande spänning) och pålagd spänning. Vid konstruktion av flygmateriel strävar man efter att den resulterande materialspänningen ska ha en given marginal till materialets sträckgräns.

Baserat på uppgifter enligt ovan och med information om flygplanstypens förväntade användning, spänningstillstånd i kritiska konstruktionselement och materialdata, kan den sannolika livslängden till dess att utmattningssprickor riskerar att uppstå beräknas. Sådana beräkningar verifieras och kompletteras med olika typer av fullskaleprov samt genom inhämtande av data från gångtidsledande flygplan i drift.

Ursprungliga beräkningar i kombination med uppdaterade erfarenheter från sådana inspektioner på flygplan i drift ligger sedan till grund för framtagning och löpande uppdatering av ett underhållssystem som ska säkerställa att alla eventuella sprickor upptäcks i god tid innan de nått kritisk storlek. Se vidare 2.5.

Om en väsentlig förändring sker i någon av ovanstående faktorer kan utmattningslivslängden påverkas.

SHK ser två möjliga alternativ för hur sådana faktorer skulle ha kunnat påverka olycksflygplanet så att sprickinitieringen påskyndats och utmattningslivslängden minskats på olycksflygplanet:

1. Initieringen kan ha orsakats av att grundspänningsnivån i vingens underplåt, längs den kritiska nitraden, av någon anledning varit förhöjd, s.k. kvarvarande materialspänning.
2. Initieringen kan vara ett resultat av normal, men för flygplanet belastande flygning i kombination med någon form av extra oscillerande last under en period tidigt i flygplanets historia.

Någon form av kombination av dessa alternativ kan inte uteslutas.

Gemensamt för dessa alternativ är, enligt SHK:s uppfattning, att huvudorsaken till utmattningssprickornas lokalisering i vingarnas underplåt varit den komplicerade lastsituationen längs nitrad # 1 som kan ha förorsakat okända och höga materialspänningar i området. Till detta ska läggas statiska och oscillerande laster, av varierande frekvens och amplitud, vilka pågått under lång tid.

Generellt gäller vidare att multipla mikrosprickor lätt uppstår i pläteringsskiktet på legeringen AA 2024 T3, vilket vingplåten är tillverkad av.

Initieringen har vidare gynnats genom förekomsten av slippår, fretting-skador på plåtytan samt vassa kanter och tillverkningsdefekter i nithål. Avsaknad av tätningsmassa i förbandet har också varit bidragande även om tillverkarens beräknade utmattningstid varit baserad på att tätningsmassa inte använts.

### 2.4.3 Kvarvarande materialspänning

Om konstruktionens grundbelastning av någon anledning blir högre än beräknat kommer pålagda oscillerande laster att ske vid en ”högre nivå”.

Materialspänningen i konstruktionen kommer då att hamna närmare materialets sträckgräns enligt nedanstående skiss, vilket förkortar utmattningstiden.

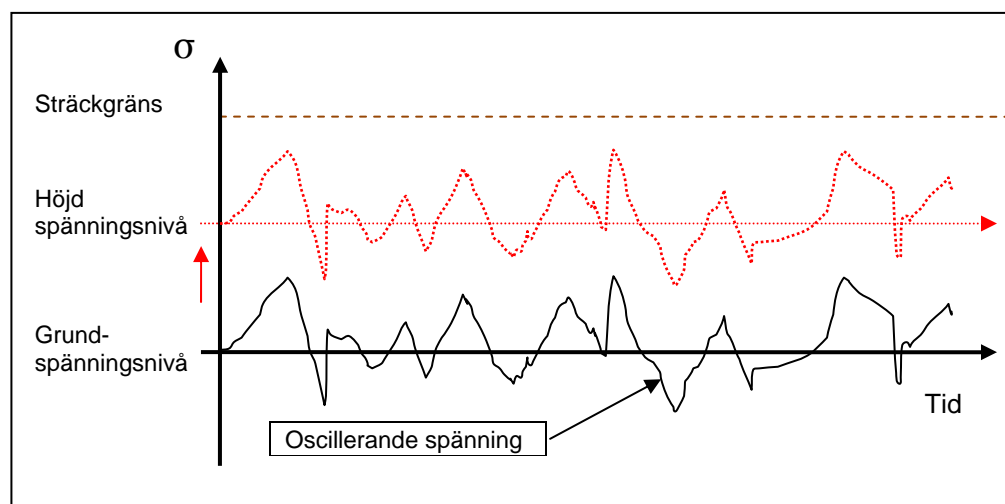


Bild 43. Materialspänning som funktion av tiden (Exempel)

Man kan tänka sig två möjligheter till varför konstruktionens grundspänning i det aktuella området skulle ha kunnat vara högre än normalt.

#### A. Tillverkningsdefekt eller avvikelse

Någon defekt eller avvikelse kan ha uppstått redan vid tillverkningen av centervingen. Tillverkningen skedde manuellt i jigger. Måttfel kan ha förekommit i någon jigg eller något monteringsfel kan ha begåtts vid tillverkningen av den aktuella vingen. Det kan därför inte uteslutas att en kvarvarande inbyggnadsspänning funnits i de aktuella nitförbanden redan från det att flygplanet sattes i drift.

Enligt den dokumentation och information som SHK har fått från tillverkaren beträffande tillverkningen av olycksflygplanet tyder inget på annat än att tillverkningen skedde helt enligt ordinarie rutiner.

Möjligen kan en förhöjning av grundspänningen ha uppstått i området till följd av att samborningen av täckplåtarna mellan flygplanskropp och centervinge utfördes med yttervingarna redan installerade.

## B. Överbelastning i drift

En annan möjlighet till att en förhöjd grundspänning skulle ha kunnat uppstå i nitförbandet är att olycksflygplanet vid något tillfälle utsatts för en extremt hög negativ G-belastning.

Vid negativa G-laster under flygning belastas vingarna ”nedåt”. Man kan tänka sig att en sådan belastning varit så hög att en lokal kompression med följande plastisk deformation av metallen då uppstått i centervingens underplåt.

En sådan deformation skulle ha resulterat i att underplåten ”krympt” i spännviddsled varvid en permanent ökad materialspänning (kvarvarande spänning) skulle ha uppstått i detta område när centervingens övriga struktur fått vingen att återta sin ursprungliga form.

En sådan lokal deformation med efterföljande restdragspänning kan gynnas av höga spänningskoncentrationer, t.ex. i förband med löst passade fästelement, vilket påträffats i olycksflygplanets vinge i form av nitar med dålig hålfyllning.

Exempel på händelser som skulle kunnat resultera i en sådan överbelastning är:

- Våldsam manöver.
- Hård landning.
- Kraftig turbulens.

### *Våldsam manöver*

En manöver som skulle resultera i en negativ G-belastning, mer än tillåtna  $-1,2$  G, är mycket osannolik under normal flygning och skulle därför förutsätta att föraren, av okänd anledning, medvetet manövrerat flygplanet på ett sådant sätt.

Manövern skulle upplevas som mycket obehaglig för både förare och operatörer och innebära att de då skulle ”hänga” i sina säkerhetsbälten samt att alla lösa föremål i kabinen skulle hamna i taket.

### *Hård landning*

Ofrivilligt hårda landningar kan uppstå under normal flygverksamhet men framför allt i samband med typträning av nya förare. Olycksflygplanet användes de första åren mer för utbildning än de övriga två flygplanen, vilket skulle kunna ha inneburit att det inledningsvis var mer utsatt för risken för hård landning.

Endast ett fall av riktigt hård landning har rapporterats från KBV:s operation med CASA C-212. Vid detta tillfälle uppstod väl synliga och omfattande skador på flygplanets kabinplåt vilka måste repareras. Händelsen inträffade emellertid med ett annat flygplan som inte har sprickor i vingarna.

SHK finner i detta sammanhang det vara olyckligt att indikeringen på landstället för hårda landningar, som fanns med på flygplanen vid leverans, försvunnit eller tagits bort. Med detta system i funktion hade bättre uppföljning av hårda landningar kunnat göras.

### *Kraftig turbulens*

KBV:s CASA C-212 har opererats i vädersituationer där kraftig turbulens kan ha förekommit. Om flygplanet vid något sådant tillfälle hamnat i ett område med lokalt mycket kraftiga, både uppåtgående och nedåtgående, luftströmmar

– vilket kan förekomma i kraftiga åskmoln - kan centervingen ha utsatts för onormalt höga belastningar.

I detta sammanhang kan dock konstateras att systemmaskinen opererade i mycket kraftig turbulens efter stormen "Gudrun" utan att några vingsprickor eller andra skador uppstod i flygplanet.

#### Sammanfattning

Gemensamt för ovan nämnda alternativ på en eventuell händelse, så våldsamt att en permanent skada skulle ha kunnat uppstå i centervingens struktur, är att den borde ha varit så omtumlande att rimligtvis någon i besättningen lagt märke till den och rapporterat det eller berättat det för någon kollega.

Som framgår av 1.17.9 och 1.17.10 har SHK genomfört flera mycket omfattande undersökningar i syfte att spåra någon sådan eventuell händelse. Ingenting i den tekniska dokumentation som gått igenom eller från alla de intervjuer som gjorts med förare, operatörer och tekniker tyder på att någon sådan händelse inträffat. Inte heller vid den anonyma enkät som genomförts har någon händelse av detta slag nämnts.

En sådan eventuell händelse borde dessutom erfarenhetsmässigt ha förorsakat andra skador på flygplanet, i form av brustna nitar, veck i skalplåt etc.

Några sådana skador har emellertid inte förekommit och SHK bedömer därför sammanfattningsvis detta alternativ som mindre sannolikt även om möjligheten inte kan uteslutas.

I detta sammanhang vill SHK referera till FAA:s Memorandum FEB 19, 2008, i vilket påtalas risken för att strukturella skador kan uppstå i flygplan i samband med inträffade överbelastningar som av olika skäl inte alltid rapporteras.

SHK stöder därför lämnad rekommendation beträffande ökad användning och utveckling av befintliga färdregistreringssystem för att operatörer säkrare ska kunna fånga upp och vidta korrekta åtgärder efter sådana händelser.

#### *2.4.4 Krävande operation med inslag av extra oscillerande laster*

Om tillkommande oscillerande laster har större amplitud, kraftigare lastväxlingar, högre frekvens eller ogynnsam form i förhållande till vad som är förväntat kan detta också resultera i att utmattningstidslängden minskar.

Förhållandet illustreras förenklat i nedanstående skiss där det framgår att den resulterande materialspänningen med ett sådant ogynnsamt lastspektrum bl.a. oftare närmar sig materialets sträckgräns.

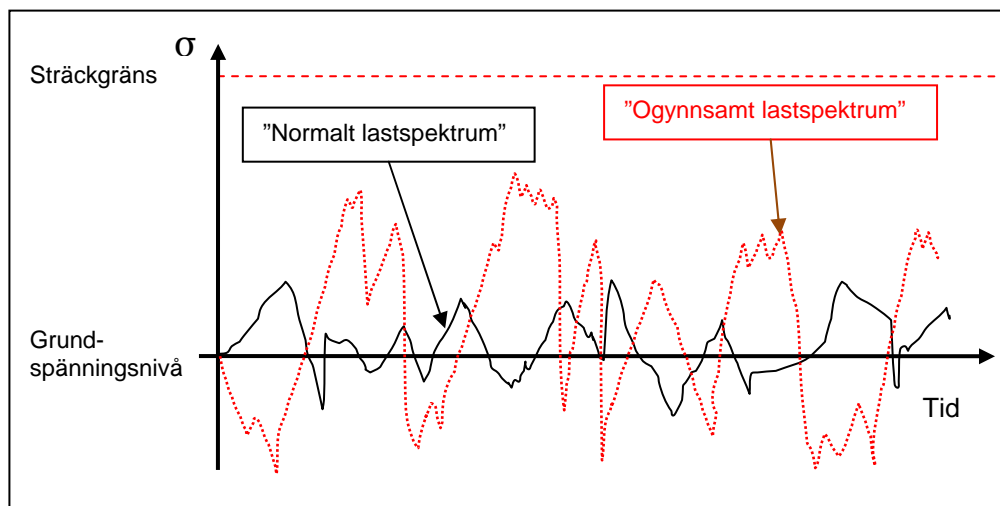


Bild 44. Materialspänning som funktion av tiden (Exempel)

Om flygplanet varit utsatt för ett sådant ”ogynnsamt lastspektrum”, även under en begränsad tidsperiod, innebär det att den inbyggda utmattningsmarginalen ”konsumerats” snabbare.

Även om operativa förhållanden för olycksflygplanet och dess systerflygplan varit likartade har under utredningen framkommit förhållanden som tyder på att olycksflygplanet under viss tid, troligen tidigt under dess användning, opererat med ett ogynnsamt lastspektrum i form av vibrationer eller oscillerande laster.

Efter 10 000 flygtimmar finns totalt nio rapporterade störningar beträffande vibrationer, medan systerflygplanet S/N 343 då endast hade två rapporterade vibrationsstörningar och S/N 229 en rapporterad störning.

Merparten av vibrationsstörningarna på olycksflygplanet inträffade under flygplanetets första fem år i drift. Sex avsåg vänster motor och tre höger motor. Vid några av dessa störningar tog felsökningen lång tid och flygplanet opererades ibland parallellt med att man försökte komma tillrätta med problemet.

Vid ett senare tillfälle opererades flygplanet sannolikt under minst 74 timmar med en utmattningsspricka i vänster propellernav. Även om propellerobalans, enligt tillverkarens utredning, endast har en marginell påverkan på utmattningens livslängd i det kritiska området, kan sådan obalans generera egen svängningar i flygplanet av annan amplitud och frekvens, vilket kan öka risken för utmattning.

Efter olyckan konstaterades en utmattningsspricka i vänster propellernav. Samma typ av spricka har vid tre tidigare tillfällen hittats på olycksflygplanet på olika propellernav och motorinstallationer, men endast vid två tillfällen konstaterats på någon av systerflygplanen, i de fallen på samma propellernav och samma motorinstallation. Sprickorna skulle därigenom kunna vara en indikation på att olycksflygplanet genererat en annorlunda vibrationsprofil, vilken ökat risken för denna typ av skada på propellernavet.

Med tanke på att KBV:s flygverksamhet inte sällan sker i en ”skakig” miljö är det rimligt att anta att förarnas ”tröskelnivå” för rapportering av onormala skakningar och vibrationer generellt sett legat högt. Avvikelser i form av obalans och vibrationsproblem kan därför ha förekommit utan att detta rapporterats.

Under olycksflygplanets första två år i drift användes det ca 50 % mer för skolflygverksamhet än systerflygplanet. Som nämnts i 2.2.5 så kan skolflygning utsätta flygplanen för belastningar som är högre och annorlunda än vid ordinarie flyguppdrag. Eftersom KBV:s flygverksamhet generellt kan karaktäriseras som krävande kan det antas att inskolning av nya förare skett på motsvarande sätt.

De två första CASA C-212 -flygplanen i KBV:s tjänst opererade dessutom under nästan två år innan stallvarnare installerades. Man utförde under denna tid därigenom typinflygningarna utan tillgång till det ”varningssystem” för onormala, och ibland belastande, manövrar för flygplanet, vilket stallvarningssystemet i viss mån utgör.

Vingbultarna på olycksflygplanet var mer slitna än bultarna på systerflygplanet och vad som enligt tillverkaren är normalt. Bultarna har aldrig varit demonterade från vingkopplet. Slitaget kan därför vara en fysisk indikation på att flygplanet, periodvis under sin livstid, varit utsatt för någon typ av annorlunda belastning mellan vinge och flygplanskropp, i form av t.ex. vibrationer eller oscillerande laster.

Enligt SHK:s uppfattning är troliga och ogynnsamma lastväxlingar enligt ovan, vilka via täckplåtarna fortplantats till centervingens underplåt, i kombination med allmänt belastningsmässigt krävande typ av flygning, fullt tillräckligt för att kunna förklara varför utmattningssprickor längs den kritiska nitraden hittills endast konstaterats på olycksflygplanet.

Erfarenhetsmässigt förekommer dessutom en stor statistisk spridning i antalet lastcykler efter vilka utmattningssprickor börjar initieras i för övrigt identiska konstruktioner.

Att sprickan hunnit växa sig längre i vänster vinge än i höger vinge beror sannolikt på att vänster vinge är utsatt för vrid- och gyroskopiska moment från motorn vilka strävar att böja vingen uppåt medan motsvarande krafter från höger motor strävar att böja högervingen nedåt. Ett fenomen som är väl känt inom flygindustrin.

#### 2.4.5 *Sammanfattning*

Karaktären på utmattningssprickorna i olycksflygplanets vingar, och som i vänster vinge resulterade i vingbrottet, är typiskt för Multiple Site Damages (MSD).

Utmattningssprickorna kan ha uppstått till följd av en kvarvarande spänning i vingens underplåt som förekommit sedan vingens tillverkning eller uppstått i samband med någon momentan överbelastning i drift. Ingenting i undersökningen har framkommit som tyder på det sistnämnda, men möjligheten kan inte uteslutas.

SHK anser att det är mer troligt att utmattningssprickorna har uppstått under, för verksamheten normal flygverksamhet i kombination med någon form av extra vibrationer och/eller oscillerande laster under någon tidsperiod i olycksflygplanets historia. Ingenting har dock framkommit som tyder på att flygplanet utsatts för belastningar som legat utanför flygplanstypens tillåtna gränser.

Skadeförloppet har pågått under en lång tid och någon form av kombination av ovanstående faktorer kan inte uteslutas.



Den grundläggande orsaken till lokaliseringen av utmattningssprickorna har, enligt SHK:s uppfattning, varit den statistiskt obestämnda lastsituationen i vinginfästningen som sannolikt inneburit att materialspänningen längs nitrad # 1 under vissa flygfall varit högre än vad tillverkaren beräknat. Till detta ska läggas statiska och oscillerande laster, av varierande frekvens och amplitud, vilka pågått under lång tid.

Initiering och tillväxt av utmattningssprickorna har gynnats genom förekomsten av slipsår, frettingskador och tillverkningsdefekter i nithål samt avsaknad av tätningsmassa.

Den eventuella avvikelser från ett normalt lastspektrum, som olycksflygplanet sannolikt temporärt varit utsatt för, är inte större än vad även andra flygplan av typen, med liknande uppdragsprofiler, kan ha varit utsatta för. Detta innebär, enligt SHK:s uppfattning, en risk för att liknande utmattningssprickor kan förekomma i vingar på andra CASA C-212 -flygplan som nu är i drift.

Hittills har endast ca 1/3 av flygplan av typen i drift rapporterats som inspekterade enligt gällande föreskrifter. Detta gör det angeläget att tillverkaren och berörda myndigheter med hög prioritet vidtar åtgärder som säkerställer att dessa inspektioner verkligen utförs av kvalificerad personal på alla flygplan i drift och med hjälp av korrekt NDT -utrustning.

## 2.5 Underhållssystem

### 2.5.1 Underhållsföreskrifter

Det ligger på flygplanstillverkarens och tillsynsmyndigheters ansvar att funktionella underhållssystem finns tillgängligt för alla flygplan i drift. Dessa ska inkludera tydliga underhållsföreskrifter som, om de följs av operatörerna, ska säkerställa den långsiktiga tillförlitligheten hos flygmaterielen och bidra till flygsäkerheten.

I det aktuella fallet har SHK inte funnit annat än att alla föreskrivna inspektioner, med avseende på spricksökning av det aktuella området i vingarna på olycksflygplanet, har utförts enligt gällande regelverk av underhållsorganisationen.

Olyckan visar därför på att brister förekommit i tillverkarens underhållssystem med avseende på flygplanstypen CASA C-212 vad gäller kontroll av utmattningssprickor.

Underhållssystemet har inte lyckats fånga upp och föreskriva relevanta åtgärder för att stoppa tillväxten av de allvarliga utmattningssprickorna i ett av vingarnas mest kritiska områden. En tillväxt som pågått under flera år och som till slut resulterade i vingbrottet.

Denna brist i underhållssystemet har varit en avgörande faktor för olyckan och tyder på, vilket nämnts tidigare, att tillverkaren underskattat risken för utmattningssprickor i det aktuella området.

Den enda föreskrift som specifikt avser inspektion av sprickförekomst i området är dokumentet C-212-PV-02-SID gällande livstidsförlängning. Enligt den analys som tillverkaren gjorde, med avseende på KBV:s flygplan, S/N 343 och S/N 346, behövde denna inspektion dock inte utföras förrän vid uppnådda 20000 flygtimmar. Eftersom den genomsnittliga flygtiden för KBV:s flygplan

var drygt två timmar per flygning kom aldrig begränsningen om 20000 cykler att bli aktuell.

Flygtiden 20000 timmar motsvarar ungefär 23 år i drift i KBV:s verksamhet, vilket måste anses vara en mycket lång tid - både gångtids- och kalendertidsmässigt - helt utan specificerade krav på spricksökning i det aktuella området.

Området där sprickorna uppstod omfattas visserligen av inspektionsföreskrifter i C-212 Aircraft Maintenance Manual (AMM), Chapter 5, Section 5-20-00 Sec. 57.05 och 57.06 samt föreskriften CPCP C-212-PV01, men dessa föreskrifter avser i första hand "korrosionskontroll", "komponenters installation", "biologiska föroreningar", "justeringar och allmän kontroll" och nämner ingenting specifikt vad gäller sprickor.

Om man vidare beaktar att den föreskrivna inspektionsnivån på korrosionskontrollen, CPCP C-212-PV01, för det aktuella området (Zone 930) är den lägsta av tre nivåer, benämnd "General Inspection", och att inspektionsintervallet är det längsta av fyra intervaller, åtta år, så framgår det att tillverkarens bedömning har varit att även risken för korrosion varit låg.

Beträffande utförandet av CPCP C-212-PV01 har SHK konstaterat att denna kontroll initialt inte utfördes enligt gällande föreskrift. Den första dokumenterade kontrollen gjordes på olycksflygplanet först den 18 december 1998, drygt tre år efter publiceringen.

Dokumentation saknas för tre föreskrivna kontroller mellan de dokumenterade kontrollerna, 18 december 1998 och 3 september 2001. Antingen är de inte utförda eller har de inte dokumenterats korrekt. Ingen av dessa berör dock de utrymmen i vingen där utmattningssprickorna förekom. De eventuellt uteblivna kontrollerna bedöms därför inte ha haft någon betydelse i sammanhanget.

De sista dokumenterade kontrollerna i det aktuella utrymmet, enligt AMM Chapter 5, Section 5-20-00 Sec. 57.05 och 57.06 och föreskriften CPCP C-212-PV01, utfördes den 5 september 2002 vid gångtiden 12232 flygtimmar. Vid dessa kontroller hittades ingen korrosion eller något annat onormalt. Nästa föreskrivna kontroller enligt dessa föreskrifter skulle ha skett först åtta år senare, dvs. knappt fyra år efter olyckan.

Dessa inspektioner utfördes som visuella kontroller enligt gällande instruktioner, hjälp av en portabel lampa och spegel. Vid denna tidpunkt hade sannolikt många av utmattningssprickorna i vingarnas redan initierats och tillväxten börjat.

Kontrollen utfördes 4816 flygtimmar före vingbrottet vilket motsvarar ca 28 % av flygplanets totala gångtid vid haveritillfället. Som framgår av tabellen i bild 37 upptar merparten av flygplanets livstid till initiering och tillväxt av en utmattningsspricka innan den blir synlig. Tiden från att en spricka är visuellt detekterbar till dess en s.k. instabil spricktillväxt (brott) sker är däremot förhållandevis kort.

SHK:s bedömning är därför att de aktuella sprickorna vid denna tidpunkt sannolikt fortfarande var så små att de ännu inte hade brutit igenom underplåtens korrosionsskydd och knappast var möjliga att detektera med endast en visuell kontroll enligt ovan.

Sprickorna var dessutom lokaliserade bakom en inre vingsprygel i förhållande till inspektionsluckorna, vilket innebär att man hade behövt söka på exakt rätt yta för att kunna upptäcka dem.

Efter olyckan har tillverkaren och berörda tillsynsmyndigheter bl.a. föreskrivit att det aktuella området ska spricksökas periodiskt med hjälp av två olika NDT metoder med 600 flygtimmars respektive 250 cyklers intervaller på alla flygplan som uppnått 8000 flygtimmar.

### 2.5.2 Flygprofiler

Vid konstruktion av flygmateriel görs beräkningar för att dimensionera konstruktioner och därefter olika typer av fullskaleprov för att verifiera utförda beräkningar. Sådana prov av bl.a. hållfasthet och utmattningstoleranser utgör grunden för att fastställa max tillåtna gångtider och/eller cykler. Erfarenheten har visat att det trots detta ibland är svårt att identifiera en flygplanskonstruktions alla kritiska områden ur utmattningssynpunkt.

Vid sådana fastställanden är det absoluta antalet lastfaktorväxlingar och dess amplitud av primär betydelse.

Emellertid opereras flygplan på olika sätt. Vissa flygplansindivider utsätts för större belastningar och större antal lastfaktorväxlingar än andra. Detta påverkar den inbyggda marginalen till initiering och tillväxt av utmattningssprickor. Vissa flygplanstyper har därför tilldelats olika gångtids- och cykelbegränsningar beroende på vilken typ av flygverksamhet som de huvudsakligen används till.

Flygplanstypen CASA C-212 används för många olika typer av flyguppdrag och utsätts därför för stora skillnader i belastningar och lastfaktorväxlingar. Som exempel innebär kustbevakningsverksamhet generellt högre belastningar på flygplanen än vid normal transportflygverksamhet, någonting som tillverkaren också har varit väl medveten om.

SHK anser det därför vara olyckligt att man inte i större omfattning tillämpat differentierade gångtidsbegränsningar och tillsynsintervaller baserat på den verksamhet som flygplanen huvudsakligen används för.

Den löpande kommunikation som under åren förekommit mellan tillverkaren och KBV torde ha givit tillverkaren goda kunskaper om vilka belastningar flygmaterielen i praktiken utsatts för vid den normala kustbevakningsverksamheten.

### 2.5.3 Ledande flygplan (*Leading aircraft*)

Som framgår av 1.17 har KBV:s flygplan regelbundet utsatts för höga belastningar, dock innanför tillåtna gränser. Detta gällde i synnerhet i början av deras användning då den tekniska spaningsutrustningen inte var lika avancerad som den blivit på senare tid.

Tillverkarens statistik visar att olycksflygplanet och dess systerflygplan vid olyckstillfället var de två flygplan, bland världens flotta av CASA C-212, vilka användes för kustbevakningsverksamhet, som hade ackumulerat flest antal flygtimmar, drygt 17000 timmar. Detta var ca 70 % av gångtiden på det flygplan av typen som då hade längst totalt ackumulerad gångtid (*Leading Aircraft*) inom övrig transportflygverksamhet.

Med tanke på olycksflygplanets och systerflygplanets höga ålder och gångtid samt genom åren krävande användning var dessa flygplansindivider naturliga kandidater för att drabbas av eventuella utmattningssprickor på kritiska platser i konstruktionen.

Tillverkaren var väl informerad om dessa flygplansindividers gångtidsstatus och användning. Trots detta utnyttjade man inte möjligheten att använda någon av dessa som kandidat (sample) för en generell spricksökningsinspektion enligt t.ex. C-212-PV-02-SID, i god tid före gångtidsbegränsningarna, 20000 flygtimmar respektive 20000 cykler.

#### 2.5.4 Åldrande flygplan

Flygplanstypen CASA C-212 är i viss mån representativ för begreppet åldrande flygplan. Den konstruerades för snart 40 år sedan och något fullskaleprov med ett flygplan som ackumulerat mer simulerad flygtid och antal cykler än något flygplan i drift finns inte och var heller inte något krav vid denna tidpunkt.

Typen marknadsfördes på sin tid som ett extraordinärt användbart och stryktåligt flygplan och används därför också för olika typer av krävande verksamheter världen över, varav kustbevakningsflygning är en.

Flygplanstypen används dessutom av många kategorier av operatörer, civila och militära, sannolikt med varierande kvalitet på tekniskt underhåll och uppföljning av materielen. Det relativt höga haveriutfallet kan vara ett resultat av bl.a. detta.

Flygplanstypens stora användbarhet och tillgänglighet på marknaden gör att den sannolikt kommer att vara attraktiv för många operatörer under många år framöver. Sannolikt kommer även nya användningsområden att hittas varför typen i allt högre grad kommer att representeras i kategorin "Åldrande flygplan".

Detta ställer stora krav på tillverkaren och berörda myndigheter att, baserat på kunskap om denna problematik, utforma ett komplett underhållssystem för CASA C-212 som säkerställer flygsäkerheten hos alla flygplan av typen i drift.

## 2.6 Räddningstjänsten

Trots ett stort antal vittnen som fanns på plats var det svårt att få fram tillförlitliga uppgifter om nedslagsplatsen. Platsen som KBV 286 markerade visade sig vara felaktig. Sökandet efter flygplanskroppen på den felaktiga platsen fördröjde dykarinsatsen för livräddning med ca 1,5 timma. Detta fick ingen betydelse för insatsen i detta fall, men när det handlar om livräddning kan det vara helt avgörande för livräddningen att de drabbade hittas så snabbt som möjligt.

Flygplanskroppen hittades visuellt från luften. De räddningsenheter som deltog kände inte till vilka tekniska hjälpmedel som fanns att tillgå i de andra räddningsorganisationerna. Om den kommunala räddningstjänsten hade tagit upp flygolycka som en risk kunde detta behov ha belysts i det kommunala handlingsprogrammet. Skäl finns att uppdatera riskanalys och ev. behov av specialresurser.

Brister förekom i samordningen mellan dykande enheter och ytenheter. Vid några tillfällen kom båtar in i de områden där dykningar genomfördes. Det är av stor vikt att dykning kan genomföras på ett säkert sätt så att dykarna inte skadas.

I AFS 1993:57 Dykeriarbete 34 § föreskrivs när en särskild samordnande dykledare ska utses. I denna insats skulle denne ha fungerat som sektorchef underställd räddningsledaren på samma sätt som OSC och ARCC. Detta i sin tur hade underlättat den övergripande samordningen och de olika sökområdena hade inte kolliderat.

En av dykledarna hade ansvaret för dykinsatsen, men utsågs inte formellt till samordnande dykledare. Räddningstjänsten bör se över sin organisation så att det finns en beredskap att leda större dykinsatser på ett optimalt sätt.

Ledningsstrukturen med vem som hade ansvaret för räddningsinsatsen stod klar från början. ARCC inledde som räddningsledare tills flygplanskroppen lokaliserats och då gick ansvaret över till den kommunala räddningstjänsten. De olika enheterna var däremot inte informerade om vilket arbete som försiggick inom de olika sektorerna.

Med en bättre lägesbild på ledningsplatsen över vilka sektors- och sökområden som de olika enheterna hade, kunde problematiken dykare - ytenheter sannolikt ha undvikits.

Genom samövningar kan rutiner fastställas och sådana svårigheter lösas som kommunikation under hovrande helikoptrar och användande av olika radio-kanaler.

SHK anser sammanfattningsvis att de synpunkter SHK har på räddningstjänsten inte är av den art att det finns behov för SHK att lämna någon rekommendation.

## 3 UTLÅTANDE

### 3.1 Undersökningsresultat

#### 3.1.1 Olyckan

- a) Besättningen hade behörighet att utföra flygningen.
- b) Flygplanet hade gällande luftvärdighetsbevis.
- c) Förbiflygningarna gjordes utan genomgång med besättningen (approach briefing).
- d) Vingbrottet i vänster vinge inträffade utan förvarning i samband med vingtippning.

#### 3.1.2 Flygplanstypen

- a) Konstruktionen av vingens infästning i flygplanskroppen är enligt SHK:s uppfattning olämplig.
- b) Täckplåtarna kan överföra vertikala laster mellan flygplanskropp och vinge, vilka de inte är avsedda för.
- c) En avsevärd del av de vertikala lasterna mellan vinge och flygplanskropp kan under vissa förutsättningar överföras till vingens underplåt.
- d) Laster av okänd storlek och resulterande riktning införs i ett band vinkelrätt den primära lastvägen i vingens underplåt.
- e) Materials্পänningen i vingens underplåt längs nitrad # 1 är, enligt SHK:s uppfattning, komplicerad och svår att beräkna med tillförlitlighet.

- f) Utmattningsbrott och rörelse i nitar längs nitrad # 1 på olycksflygplanet och på andra flygplan i drift tyder på att de varit utsatta för onormala axiella belastningar.
- g) Enligt SHK:s bedömning har tillverkaren underskattat materialspänningen och risken för sprickbildning i det aktuella området och därmed överskattat utmattningshållfastheten i vingen.
- h) Risk finns att utförda beräkningar av utmattningstidslängder är för optimistiska med avseende på antalet parametrar som är signifikanta för utmattningsskarakteristiken.
- i) Tillverkarens underhållssystem för flygplanstypen har inte lyckats fånga upp, och föreskriva relevanta åtgärder, för att hindra tillväxten av utmattningssprickorna.
- j) Tillverkaren utnyttjade inte möjligheten att använda någon av de gångtidsledande kustbevakningsflygplanen för en generell spricksökningsinspektion (sample).
- k) Ca 1/3 av flygplan i drift av typen har hittills rapporterats som inspekterade, med avseende på aktuell typ av utmattningssprickor, utan att några sprickor hittats.
- l) På systerflygplanet, S/N 343, med liknande operativ historia har inga liknande sprickor hittats.
- m) Ca 2/3 av flygplan i drift har ännu inte rapporterats som inspekterade.
- n) Risk finns att samma typ av sprickor finns på flygplan i drift.

### 3.1.3 Olycksflygplanet

- a) Vänstervingens hållfasthet var kraftigt reducerad till följd av en omfattande utmattningsspricka utefter nitrad # 1 i dess underplåt.
- b) Sprickan karaktäriseras som en s.k. Multiple Site Damage (MSD), vilken har utvecklats under lång tid.
- c) Samma typ av spricka har konstaterats i höger vinge men mindre utvecklad. Initiering och utveckling av dessa har varit likartad.
- d) Ingenting har framkommit som tyder på att olycksflygplanet varit utsatt för momentan överbelastning eller någon annan extrem händelse, men möjligheten kan inte uteslutas.
- e) Tecken finns som talar för att olycksflygplanet under viss tid opererat med ett ogynnsamt lastspektrum i form av vibrationer eller oscillerande laster.
- f) Slitaget på vingbultarna från flygplan S/N 346 är större än normalt och större än på flygplan S/N 343.
- g) Tillverkningsdefekter i vingen har konstaterats.
- h) Med korrekta instruktioner och lämplig utrustning hade det vid tiden för olyckan varit möjligt att visuellt se sprickorna från vingens insida.
- i) Korrosionskontroller enligt CPCP- C-212-PV01 utfördes i inledningsskedet inte enligt gällande föreskrifter.

### 3.1.4 Flygverksamheten

- a) Kustbevakningens flygverksamhet har ibland utsatt flygmaterielen för höga belastningar, men detta har enligt SHK:s bedömning skett inom flygplanstypens tillåtna gränser.
- b) Verksamhetsledningen har prioriterat produktionseffektivitet.
- c) Förevisningsflygningar, liknade den aktuella förbiflygningen, har utgjort ett rutinmässigt flygmoment inom kustbevakningsflyget.
- d) Flygningen vid Falsterbokanalen skedde med avsteg från gällande interna bestämmelser och utan operationella instruktioner.
- e) Brister har förekommit i den operativa dokumentationen.
- f) Brister har förekommit i den tekniska dokumentationen avseende utförda korrosionskontroller.

- g) Egenkontrollsystemet har inte förmått fånga upp de brister i dokumentationen som har konstaterats.
- h) De brister som identifierats i flygverksamheten enligt ovan har delvis uppmärksamrats i den systemtillsyn som utövats av tillsynsmyndigheten.

### 3.1.5 Räddningstjänsten

- a) Brister har förekommit i den statliga och kommunala räddningstjänsten, vilka emellertid inte haft någon betydelse för besättningens överlevnad.

## 3.2 Orsaker till olyckan

Olyckan orsakades av ett otillräckligt underhållssystem med avseende på kontroll av utmattningsprickor. Bidragande till sprickbildningen har varit en olämplig konstruktion av vingens infästning i flygplanskroppen.

## 4 REKOMMENDATIONER

EASA rekommenderas att:

- vidta erforderliga åtgärder för att säkerställa att utmattningsprickor, av samma typ som förorsakade vingbrottet på olycksflygplanet, inte kan förekomma på något CASA C-212–flygplan i drift (*RL 2010:01 R1*),
- utvärdera behovet av att modifiera vingens infästning till flygplanskroppen så att materialspänningssituationen längs den kritiska nitraden blir säkert definierad för alla förekommande flygfall (*RL 2010:01 R2*), samt att
- verka för att befintliga färdregistreringssystem ombord på stora luftfartyg, såsom FDR, QAR etc. utvecklas så att dessa även kan utnyttjas för att informera förare, samt registrera data, beträffande eventuell överbelastning i drift (*RL 2010:01 R3*).

Transportstyrelsen rekommenderas att:

- utveckla gällande regelverk för KBV:s flygverksamhet med hänsyn till verksamhetens unika uppdragsprofil och förhöjda risknivå, (*RL 2010:01 R4*), samt att
- se över den rådande kravbilden i BCL avseende egenkontrollsystem i verksamheter liknande KBV:s flygverksamhet (*RL 2010:01 R5*).

BILAGOR

1 - 8



**BILAGA 1  
FDR-DATA**

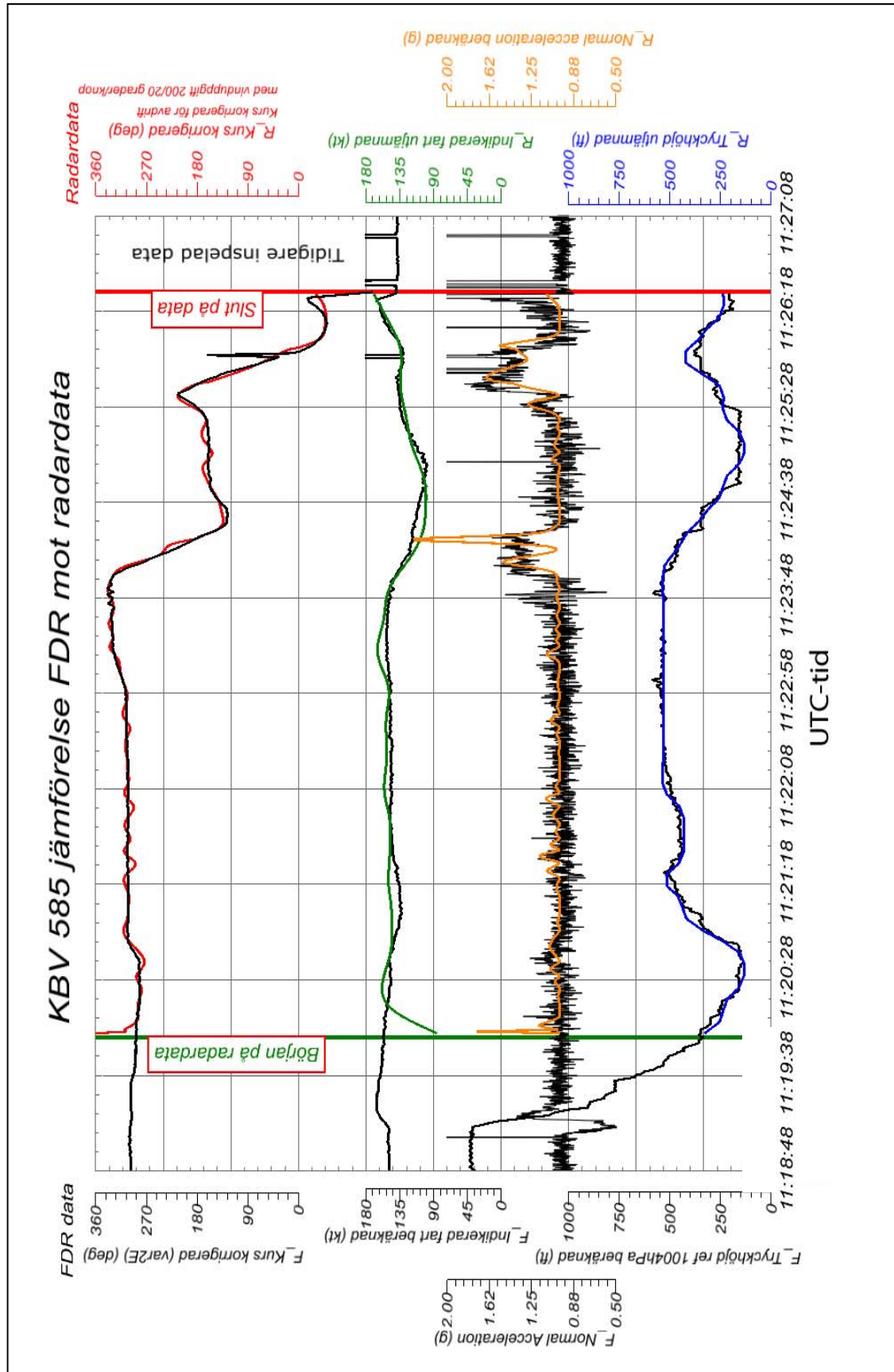


Bild B1. FDR-data

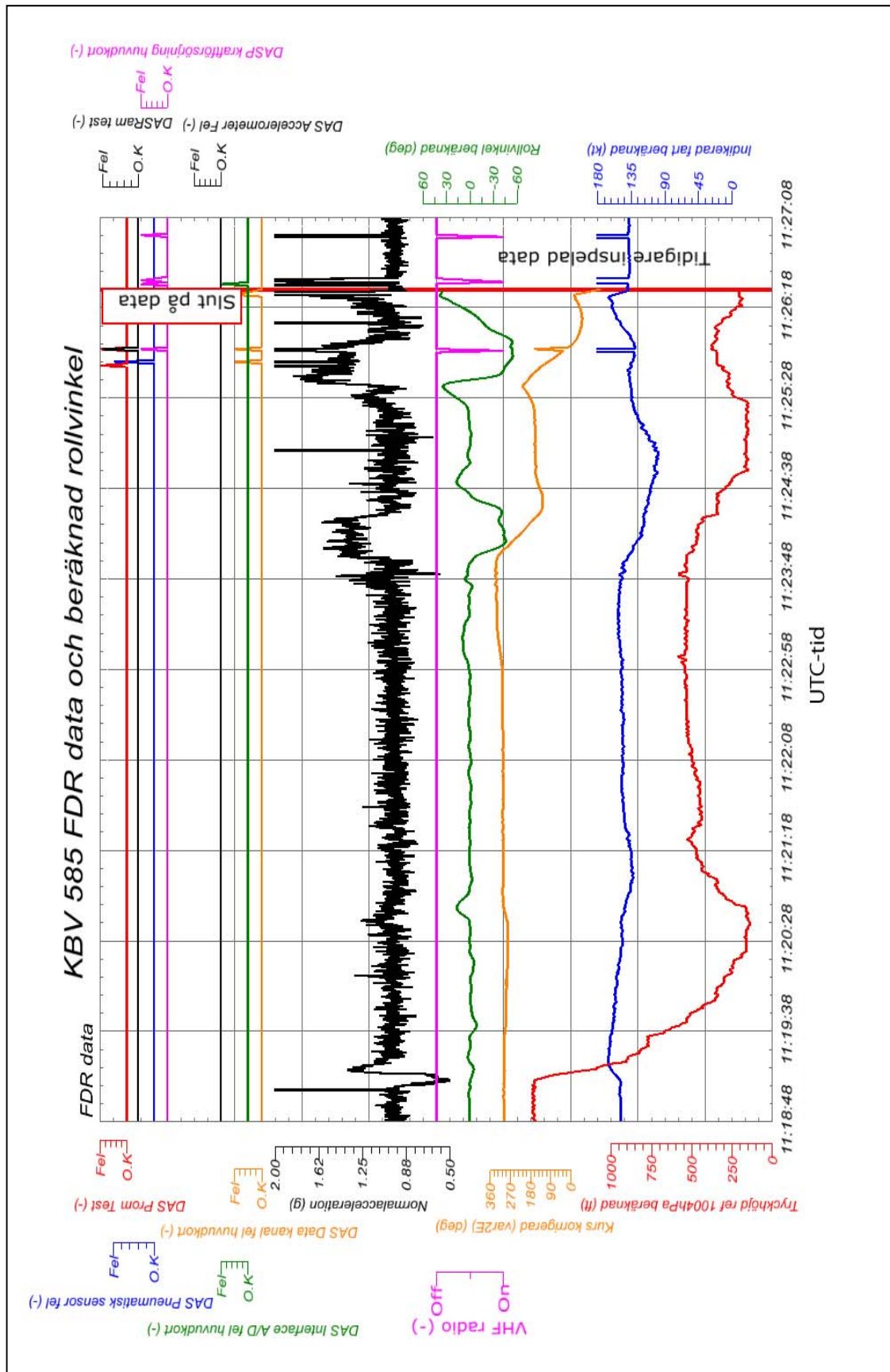


Bild B2. FDR-data med beräknad rollvinkel

## BILAGA 2

## RELEVANT INFORMATION FRÅN CVR-UTSKRIFT

## KBV 585 CVR

**Tid: Universal Time Coordinated (UTC).**

Lokal tid = UTC + 2 timmar. Tiden är satt efter radar data, med förutsättningen att sista radarregistreringen, 13:26:28 lokal tid, är två sekunder före CVR stopp.

**Från: Källa:**

LP - Vänster Pilot  
 RP - Höger Pilot  
 OP1 - Främre systemoperator  
 OP2 - Bakre systemoperator  
 LC - Sambandscentral Kustbevakningen  
 GÅ - Markstation "Gäddan"  
 ST - Markstation "Storken"

**Anm. Trafik**

VHF - VHF radio  
 UHF - Coast guard UHF radio  
 & - Internal KBV 585

**Kommentarer:**

[Parentes] - Översättarens kommentarer eller övrig information.  
 (Brackets) - Information som inte helt gått att tyda. Indikerar även när namn tagits bort från texten.  
 ?? - Markerar information som inte gått att tyda eller blivit utstörd.  
 ? - Markerar fråga eller att informationen är osäker.

Tid	Från	Not.	Information
11:20:22	RP	VHF	Och Storken, vi passerade just GG597.
11:20:29	(ST)	VHF	??.
11:20:30	RP	&	Under gång.
11:20:35	OP2	&	Vad hade hon för kurs då ? Hon hade två... noll.
11:20:39	LP	&	Två fyra... två fyra noll kanske.
11:20:43	RP	VHF	Storken 585.
11:20:53	OP2	&	Storken [visslar]. Snälla Storken lyssna på mig nu.
11:21:02	LP	&	Fick ingen kontakt med 48:an igen (namn)?
11:21:04	OP1	&	Jag har inte provat igen.
11:21:07	RP	VHF	Storken, kust 585.
11:21:14	OP2	&	Svarar Snorken?
11:21:16	LP	&	Här svarar Snorken [skämtar]
11:21:20	OP2	&	Ja, vad är det för käk idag då?
11:21:23	LP	&	Jag glömde titta.
11:21:25	OP1	&	Pannkakor ärtsoppa.
11:21:28	RP	&	Farligt nära ärtsoppa och pannkakor.
11:21:30	LP	&	Ja det brukar alltid...
11:21:31	OP2	&	Jo det är standard, men... i övrigt.
11:21:35	OP1	&	Den riktiga maträtten.
11:21:38	LP	&	Nu har vi två minuter kvar till passage.
11:21:41	OP2	&	Due minute passage, si.
11:21:44	RP	&	[Priv]
11:21:47	OP2	&	[Priv]

11:21:50	??	&	[Priv]
11:21:56	LP	&	Kör kanalen till vi kommer.
11:21:57	RP	VHF	Storken 585.
11:22:00	??	&	Kanalen.
11:22:02	OP2	&	[Priv]
11:22:08	??	&	[Priv]
11:22:17	OP2	&	Jao.
11:22:28	OP2	&	Ingen kontakt.
11:22:29	LP	&	Vart rätt så bra med tidsangivelse där (namn).
11:22:32	OP2	&	Och du tycker det?
11:22:33	LP	&	Jao.
11:22:34	OP2	&	Ja fint hördudu.
11:22:42	OP2	&	Nu ska vi se, vi hade vi mer, vi hade 286, hade vi där på...
11:22:49		UHF	[Ton som varar 1.06 sekunder. Sänder selcall]
11:23:15	LP	&	Ser bara 286.
11:23:17	RP	&	Ja den är inte kvar.
11:23:20	OP1	&	048:an?
11:23:21	RP	&	Nej.
	OP1	&	Vars e dom da?
11:23:23	LP	&	Inte en kotte på kajen heller.
11:23:26	OP2	&	Dom kanske redan har avslutat det där... spektaklet.
11:23:29	LP	&	Aah, där står ju ett helt gäng där ser du.
11:23:31	OP1	&	Dom står och vinkar där.
11:23:34	OP2	&	Står och vinkar åt sin stolta kustbevakning. Jihaaa.
11:23:42	LP	&	Tar vi flaps för approach när farten...
11:23:49	OP2	&	Ska vi se om vi har någon AIS-kontakt med den...
11:23:53	LP	&	Flaps for approach.
11:24:01	LP	&	Och jag går som lägst hundra knop.
11:24:05	RP	&	One hundred.
11:24:22	OP2	&	Ska vi se var faen 48:an är någonstans då.
11:24:25	OP1	&	Nånstans är hon, hon rikta på oss förut.
11:24:28	OP2	&	Ja dom är där oppe vet du vid, söder om klagshamn. Dom jävlar huliganerna. [låtsas använda en lokal dialekt]
11:24:52	OP1	&	Hej hej.
11:24:57	LP	&	Och flaps up.
11:25:01	RP	&	Flaps up.
11:25:07	OP1	&	Mycket fina hus här med.
11:25:10	OP2	&	Jora. Det var väl, (namn) hade väl här nåt här i trakten?
11:25:14	LP	&	Ja, fast det var inte hon. Det var väl något bolag va?
11:25:15	OP1	&	Jasså.
11:25:18	OP1	&	[Priv]
11:25:19	OP2	&	Jaoo.
11:25:24	LP	&	Ja det gjorde hon.
11:25:29	LP	&	Och så blåser jag förbi en gång till och säger "Hej då" sen åker jag åter lunch.
11:25:32	OP1	&	Det låter bra det.
11:25:33	OP2	&	[Simulerar kråkljud]
11:25:37	OP1	&	Vad gör du, spyr du? [låtsas använda en local dialekt]
11:25:40	OP2	&	Jag bara raper. [låtsas använda en lokal dialekt]
11:25:48	LP	&	Faen, vad tidigt ??.
11:26:08	OP2	&	Ja en rätt justa barrar en del av dom här. Den där med grönt tak var ju läckert.

11:26:13	OP1	&	Jaru.
11:26:14	OP2	&	Fint seru.
11:26:16	LP	&	Finns inga roligare uppdrag än dom här.
11:26:19	OP1	&	Är det så?
11:26:25.8			[Mekaniskt ljud som varar 0.8 sekunder]
11:26:26.1			[Ljud från minskande propellervarv (?) < 1 sec]
11:26:26.8	RP	&	Nej, nej.
11:26:27.6	??	&	Ooh
11:26:27.7			[Två toner med 0.3 sekunders mellanrum på samma tonhöjd. Det första med 0.1 sekunders varaktighet, det andra med 0.3. Stall varning]
11:26:28.4			[Kort klickljud]
11:26:28.8	LP	&	Helvete!
11:26:29.9			[Ljudknäpp i kanalerna 1, 2 and 4]
11:26:30.3			[Ljudknäpp i kanalerna 1, 2 and 4. Upphörande av propeller/motorljud i kanal 3]

Bild B3. CVR-utskrift

-- 0 --

## BILAGA 3

### METALLERS MEKANISKA EGENSKAPER

#### Allmänt

Mekaniska egenskaper är ett samlande begrepp för alla de egenskaper ett material uppvisar då det utsätts för en mekanisk påkänning i form av en spänning eller en deformation.

De viktigaste mekaniska egenskaperna kan beskrivas med hjälp av följande begrepp:

- Draghållfasthet
- Utmattningshållfasthet
- Kryphållfasthet
- Hårdhet
- Seghet, slagseghet, brottseghet
- Styvhet

Nedan behandlas endast de två första egenskaperna.

#### Draghållfasthet

Ett materials draghållfasthet bestäms genom dragprovning, varvid en provstav dras till brott med konstant töjningshastighet under samtidig registrering av materialspänning,  $\sigma$  ( $\text{N}/\text{mm}^2 = \text{MPa}$ ) och töjning,  $\varepsilon$  (%), enligt nedanstående figur.

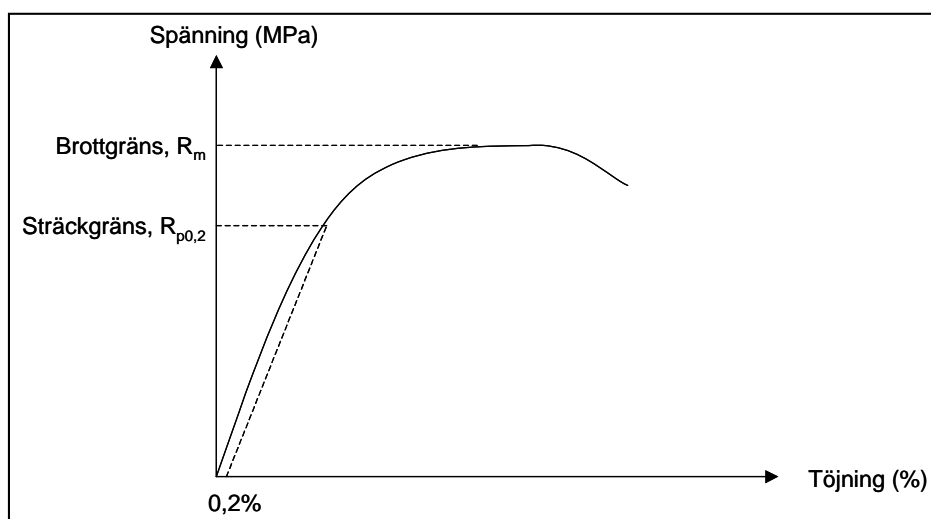


Bild B4. Spännings-töjningsdiagram vid dragprovning

Som mått på materialets draghållfasthetsegenskaper anger man:

- Sträckgränsen (förlängningsgränsen),  $R_{p0,2}$  ( $\text{N}/\text{mm}^2$ ) vilken är den spänning då materialet börjar deformeras plastiskt.
- Brottgränsen,  $R_m$  ( $\text{N}/\text{mm}^2$ ), den maximala spänning som krävs för att dra materialet till brott.
- Brottförlängning  $A$  (%), anger provstavens procentuella förlängning vid brott.

$$A = \frac{\text{Längd efter brott} - \text{Ursprunglig mätlängd}}{\text{Ursprunglig mätlängd}} \times 100$$

### Utmattningshållfasthet

Med utmattning hos metaller avses den strukturella förändring som inträder under inverkan av en pulserande belastning och som så småningom medför uppkomst av en successivt växande spricka, vilken slutligen leder till brott. Utmattningsbrott är den utan tvekan vanligaste haveriorsaken hos metalliska konstruktioner och har uppskattats svara för 80-90 % av alla haverier.

Karakteristiskt för utmattningsbrottet är att:

- Brott kan inträffa för en spänning som väsentligt understiger brottgränsen och även sträckgränsen hos materialet vid dragprovning.
- Brottet sker utan makroskopiskt detekterbar deformation.
- För en given spänningsamplitud inträffar brott efter ett givet antal belastningsväxlingar, dock med en betydande spridning.

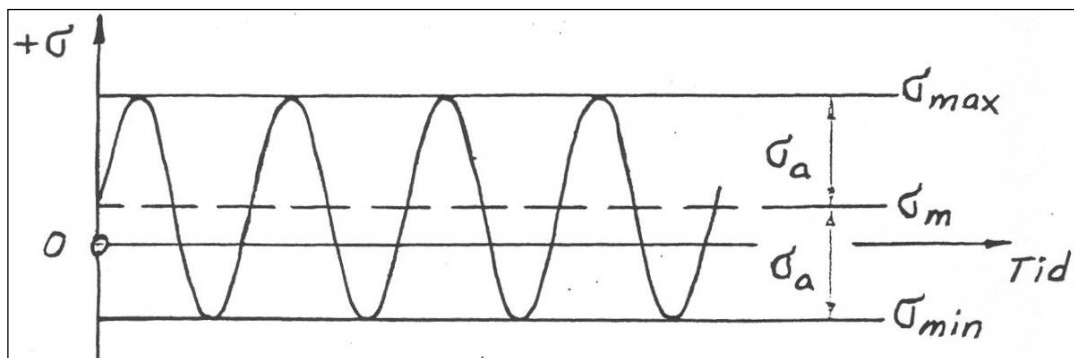


Bild B5. Oscillerande spänning

$$\begin{aligned} \sigma_m &= \text{Mittspänning} = \frac{1}{2} \times (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) + \sigma_{\min} \\ \sigma_a &= \text{Spänningsamplitud} = \frac{1}{2} \times (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) \\ \sigma_{\max} &= \text{Övre spänningsgräns} \\ \sigma_{\min} &= \text{Undre spänningsgräns} \\ \Delta\sigma = 2\sigma_a &= \text{Spänningsomfång} \end{aligned}$$

### Utmattningsprickors initiering och tillväxt

Utmattningsprickor kan initieras på många sätt. Det vanligaste är dock att den kärnbildas vid den fria ytan. Oregelbundenheter i ytan verkar som anvisningar och höjer spänningsamplituden lokalt i anvisningens botten. Vid rullande kontaktytor (t.ex. tåghjul mot räls, eller kullagerkuler mot lagerbanan) erhålles största värdet på skjuvspänningen under ytan. Här tjänar oftast fasgränssytor mot hårda slagginneslutningar som startpunkt för utmattningsprickor.

Utmattningsprickans tillväxt äger i princip rum i två stadier.

#### Stadie 1

I stadie 1 tillväxer sprickan längs glidplanet med största skjuvspänningen, d.v.s. i regel ett plan som ligger nära 45° från största huvudspänningsriktningen, och styrs framförallt av materialets kristallstruktur. Ju lägre spänningsamplitud, ju längre fortsätter tillväxten. Normalt avbryts dock stadie 1 när sprickan träffar den första korngränsen varefter spricktillväxten övergår i stadie 2.

## Stadie 2

Sprickans huvudriktning i stadie 2 är vinkelrät mot största huvudspänningsriktningen, och styrs av den pålagda spänningen. Karakteristiskt för spricktillväxten är uppkomsten av striationer i brottytan. (Se även bilaga GG, Brottyteanalyser.) För varje belastningscykel växer sprickan ett litet stycke och ger upphov till en ny striation.

Spricktillväxten under stadie 2 sker betydligt snabbare än i stadie 1. Avståndet mellan två intilliggande striationer vid låg spänningsamplitud är här av storleksordningen  $0,1 \mu\text{m}$  ( $0,1 \cdot 10^{-6} \text{ m}$ ). Vid höga spänningsamplituder kan avståndet mellan striationerna uppgå till  $5 - 10 \mu\text{m}$  varvid livslängden då givetvis blir betydligt kortare.

Stadie 2 upphör när utmattningssprickan når kritisk storlek. För spröda material gäller att sprickan utbreder sig vinkelrät mot största huvudspänningsriktningen dvs. i "stadie 2", - sprickans förlängning. För sega (duktila) material sker restbrott när den återstående tvärsnittsarean inte längre kan bära den pålagda spänningen och då genom skjuvning i en  $45^\circ$  riktning i förhållande till huvudspänningsriktningen. Eftersom olika kriterier gäller för segt respektive sprött brott bestäms den kritiska sprickstorleken i stadie 2 av materialets seghet.

### *Beträffande aluminiumlegeringen AA 2024 T3*

Skalplåten i olycksflygplanets vingar är tillverkad i aluminiumlegeringen AA 2024 T3 och är pläterad på båda sidor. Det är allmänt känt att pläteringen, (renaluminiumskikt), ger materialet sämre utmattningsegenskaper än icke-pläterad plåt i samma legering.

Effekterna av plätering har studerats i ett flertal arbeten, där kvantitativa värden på utmattningsegenskaperna visas, liksom uppgifter om sprickinitiering och spricktillväxt. Utmattningsprovning har utförts med konstantamplitud i axiell dragbelastning.

### *Några resultat:*

Utmattningsgränsen, 10 miljoner cykler, ligger vid spänningen  $42 \text{ MN/m}^2$  för icke-pläterad plåt. Vid denna spänning erhålls 300 000 cykler till brott för pläterad plåt. Orsaken till detta anges vara att pläteringsskiktet, som utgör ca 10 % av plåttjockleken, plasticeras lokalt och inte tar ytterligare last, varför medelspänningen får helt bäras av kärnmaterialet. Spänningen i kärnmaterialet blir således 10 % högre än för pläteringen. Även andra faktorer kan spela in.

I icke-pläterat material utgör intermetalliska partiklar startpunkter för utmattningssprickor och här finns nästan inga indikationer på multipel kärnbildning.

I pläterad plåt är sprickstart lokaliserad till renaluminiumskiktet, där multipel kärnbildning observerades. Här finns inga sprickstarter vid partiklar, utan kärnbildningen sker vid ytan.

Metallografiska undersökningar av snitt uttagna ur provstavarna visade förekomst av mikrosprickor över hela provet.



Det var multipla sprickor med djup mellan några få  $\mu\text{m}$  upp till  $67 \mu\text{m}$ , nästan hela pläteringsdjupet. Några bilder på typiska mikrosprickor visas nedan:

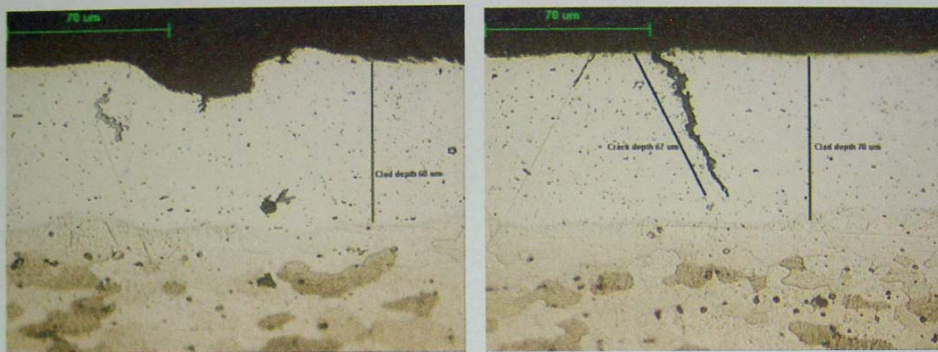


Figure 39 Etched sample sections clad layer depth

Also of note in the clad layer were the presence micro-cracks throughout the entire sample. Evidence of these cracks can be seen in Figure 39 developing from small surface pits and from the smooth outer surface. The cracks ranged in length from a few microns up to  $67 \mu\text{m}$ , almost entirely through the clad layer. Figure 40 shows examples of multiple clad layer cracks.

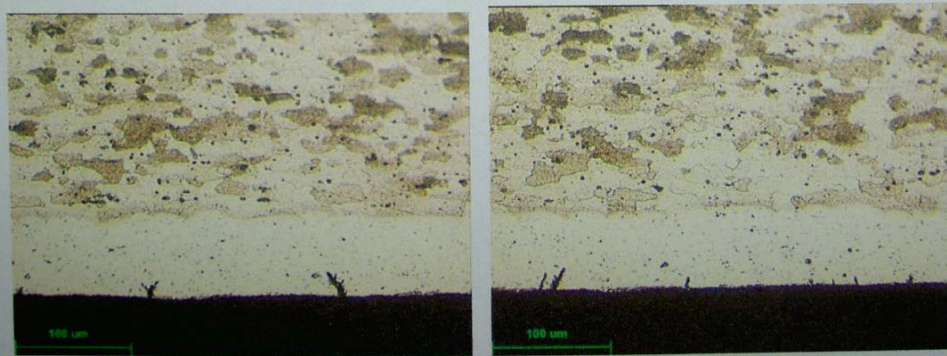


Figure 40 Examples of cracks in the clad layer

#### Bild B6. Mikrosprickor

Sammanfattningsvis kan konstateras, att pläterad plåt i 2024 T3 har en mycket kortare utmattningstidslängd än icke-pläterat material. Multipel sprickinitiering i pläteringsskiktet är vanligt förekommande och första sprickan kan uppstå redan efter 1 % av livslängden.

#### Referenser:

- (1). Ali Merati, A study of nucleation and fatigue behaviour of an aerospace aluminum alloy 2024- T3, International Journal of Fatigue 27 (2005) 33 – 44.
- (2). P. R Edwards, M. G. Earl, A comparative study of the fatigue performance of notched specimens of clad and unclad aluminium alloy, with and without a pre-stress.  
RAE Report CP. 1361, January 1976.
- (3). Robert Morency, Fatigue crack initiation and growth from scratches in 2024- T351 aluminium. Cranfield University, School of Engineering, MSc in Aerospace Vehicle Design 2005-2006.

## BILAGA 4

### **OFÖRSTÖRANDE PROVNING**

(Non Destructive Testing, NDT)

#### *Allmänt*

Ändamålet med oförstörande provning (NDT) är i första hand att detektera materialfel av olika slag utan att förstöra de delar som skall undersökas. Materialfel kan uppstå vid tillverkning och bearbetning av material men också uppkomma i drift, exempelvis p.g.a. utmattning. De fem vanligaste NDT-metoderna är:

- Provning med penetrant (PT)
- Radiografisk provning (RT), (röntgen)
- Ultraljudprovning (UT)
- Induktiv provning (ET), (Eddy Current)
- Magnetpulverprovning (MT)

Beroende på vad för slags fel man söker i ett material väljs den lämpligaste metoden. Ofta kombineras flera metoder för att uppnå hög säkerhet i detekteringen. Varje metod har en lägsta gräns för storlek på materialfel som är praktiskt möjligt att detektera. ("Det handlar inte om de minsta defekterna man kan finna, utan de största defekterna man kan missa.")

Samtliga metoder kräver särskild provutrustning som skall vara korrekt kalibrerad samt utbildad och kvalificerad personal som utför arbetet för att resultatet skall bli tillförlitligt.

#### *Provning med penetrant*

Metod att finna diskontinuiteter som är öppna mot ytan i icke poröst material. Metoden kan avslöja fel, t.ex. sprickor med en spaltbredd på några få µm. Tekniken bygger på hur kapillärkraften verkar. En vätska sugas djupare in desto smalare en spalt är.

Avsikten med metoden är att låta en vätska med speciella penetrerande egenskaper, exempelvis fluorescerande eller med skarp färg, tränga in i provföremålets diskontinuiteter. Vätskan kan senare bringas att tränga ut till ytan och synliggöras (framkallning).

#### *Röntgen*

Metod att finna diskontinuiteter som sprickor, inneslutningar, porer eller håligheter och liknande i ytan eller inne i materialet. Metoden kan användas på de flesta material (även biologiskt material). Metoden lämpar sig även för kontroll av materialtjocklekar och nitförbands utförande.

Vid teknisk röntgenprovning krävs särskilda godkännanden av personal och utrustning vilket i Sverige lämnas av Statens Strålskyddsinstitut (SSI).

#### *Ultraljudprovning*

Metod att finna sprickor, veck, porer, slagginneslutningar och liknande i ytan eller invändigt i material. Metoden lämpar sig även för bestämning av tjocklek, elastiska egenskaper, bedömning av struktur mm. Diskontinuiteter med en längd av några hundradels millimeter och en bredd av någon µm kan upptäckas. Metoden används även bl.a. i medicinska sammanhang.

### *Induktiv provning*

Metod för att finna sprickor, veck, inneslutningar, porer och liknande i elektriskt ledande material. Induktiv provning lämpar sig även för bedömning eller bestämning av dimensioner (t.ex. skiktjocklek), variationer i struktur, kornstorlek, hårdhet, kemisk sammansättning, resistivitet mm. Diskontinuiteter med en längd på några tiondels millimeter och bredd av någon  $\mu\text{m}$  kan upptäckas under normala förhållanden.

En virvelström är en cirkulerande elektrisk ström alstrad av ett magnetfält med växlande riktning i en isolerad ledare. En speciellt lindad elektrisk spole placeras på provföremålet varvid virvelströmmar induceras i det elektriskt ledande materialet. Om en spricka eller inneslutning finns inom provområdet kommer virvelströmmarna att brytas, vilket registreras av till spolen kopplat mätinstrument.

### *Magnetpulverprovning*

Metoden kan endast användas på magnetiska material och således inte aluminiumlegeringar.

-- **O** --

## BILAGA 5

### INRE SPÄNNINGAR I METALLEGERINGAR

Resultande spänning i en given riktning är den algebraiska summan av pålagd och kvarvarande, inre materialspänning.

$$\sigma_{\text{resultande}} = \sigma_{\text{pålagd}} + \sigma_{\text{kvarvarande}}$$

Spänningarna kan vara drag (positiv) eller tryck (negativ). Det innebär att den resulterande spänningen kan vara 100 % pålagd, 100 % kvarvarande eller något där emellan.

Kvarvarande inre och lokala spänningar i en metall konstruktion (volym) är ett av de minst förstådda områdena inom metallurgin. Detta beror på att de är svåra att påvisa och att mäta samt mycket komplicerade att beräkna.

Skadliga kvarvarande spänningar kan resultera i spontana brott eller sprickbildningar i metalldelar, även helt utan yttre last. Några vanliga typer av sprickor orsakade av kvarvarande spänningar är varmsprickor, hårdsprickor, slipsprickor, svetsprickor och termisk utmattning. Även distorsion vid svetsning, värmebehandling och maskinbearbetning kan orsakas av kvarvarande spänningar.

Gynnsamma kvarvarande spänningar kan förlänga livslängden för brottbenägna komponenter. Detta utnyttjas i många industriella processer på ett stort antal delar, exempelvis sätthärdning, ythärdning, kulbombning, tryckrullning och liknande processer.

Ett stort antal högt påkända delar, speciellt sådana utsatta för utmattningsbrott och spänningskorrosion, behandlas rutinmässigt med sådana processer för att skapa gynnsamma kvarstående spänningar i delarna.

Ovanstående beskriver hur pålagd dragspänning resulterar i kvarstående tryckspänningar, när lasten avlägsnas. Motsatsen, med negativ effekt kan uppträda om tillfälligt pålagd tryckspänning resulterar i skadliga kvarvarande dragspänningar.

## BILAGA 6

### **RIVETED LAP JOINTS AND MULTIPLE SITE DAMAGE**

#### **Introduction**

A search on Internet on “Riveted lap joints” and ”Multiple Site Damage (MSD)” resulted in more than 20 papers with over 200 references. These papers cover:

- FEM<sup>1</sup> modelling
- Prediction of fatigue crack growth
- Fretting fatigue
- Multiple site damages
- Effects of manufacturing process parameters
- Fractographic investigations
- Characterisation of defects and damages in rivet holes
- Simulation of multiple site damage growth
- Repair

Over 70 fatigue test panels have been fabricated and subjected to uniaxial or biaxial cyclic testing and examination of crack patterns.

Fractographic investigations of panels removed from retired aircrafts have been carried out on Boeing 707, 727, 737 and 747 and Fokker F28 and F100, and BAC 1-11. In all these cases the cracks were located in longitudinal rivet rows in pressure cabin skins.

Link-up of Multiple Site Damage cracks at the outer skin was the cause of failure for the 1988 Aloha 737 accident.

One accident in June 2002 with a wing fatigue failure in the centre wing on a Hercules C-130 is reported. (7). As a consequence an accident with C-130 N135FF in 1994 was re-investigated and a similar cause was found.

The present paper will review only results with an estimated interest for the CASA C-212 accident in Sweden.

#### **Content**

- Introduction
- Content
- Summary
- Brief description of actual damage types
  - Multiple Site Damage*
  - Fretting*
  - Fretting corrosion*
- Load transfer through rivet joints
- Fractographical examination of panel from fatigue tested fuselage
- Examination of skin panels from in-service aircrafts
- Effect of rivet squeeze force
- Multiple Site Damage formation and growth
- References

---

<sup>1</sup> FEM – Finite Element Method

## Summary

The phenomenon fatigue cracking in riveted lap joints in 2024 clad material is obviously a common problem in transport aircrafts. It is a well investigated area with research work on laboratory test panels as well as examination of panels from in-service aircrafts. Most reports are related to narrow body aircrafts with pressure cabin.

Multiple Site Damages, is the simultaneous development of fatigue cracks at an array of similar structural details, strongly reduce fatigue life.

The initiation, growth, and interaction of MSD in lap joint fuselage panel were investigated by constant amplitude fatigue loading to 157 458 cycles (5). Cracks developed in the outer skin layer along the upper critical rivet row.

Subsurface crack indications along the rivet row were recorded by eddy current after 12 600 cycles. First visual damage occurred after 51 500cycles. The life from first linkup to failure was less than 5 % of total fatigue life.

A comprehensive study by Delta Air Lines reports: "There was significant variability among similar components, but there was little variability among airplanes as to when repair was necessary. Once MSD was detected in the first aircraft, MSD was found during inspection of most aircraft of the same cycle age".

The effect of rivet squeeze force and effects of defects have been studied with varying results.

### Brief description of actual damage types

#### *Multiple Site Damage*

MSD: Multiple Site Damage, the simultaneous development of fatigue cracks at an array of similar structural details.

MSD fatigue cracks tend to initiate at several sites near or at rivet hole corners and grow in directions varying from transverse, (through thickness) to longitudinal. (2).

Previous studies conducted at FAA on stiffened fuselage panels with lead cracks showed that Multiple Site Damage resulted in 37 % reduction of fatigue life:

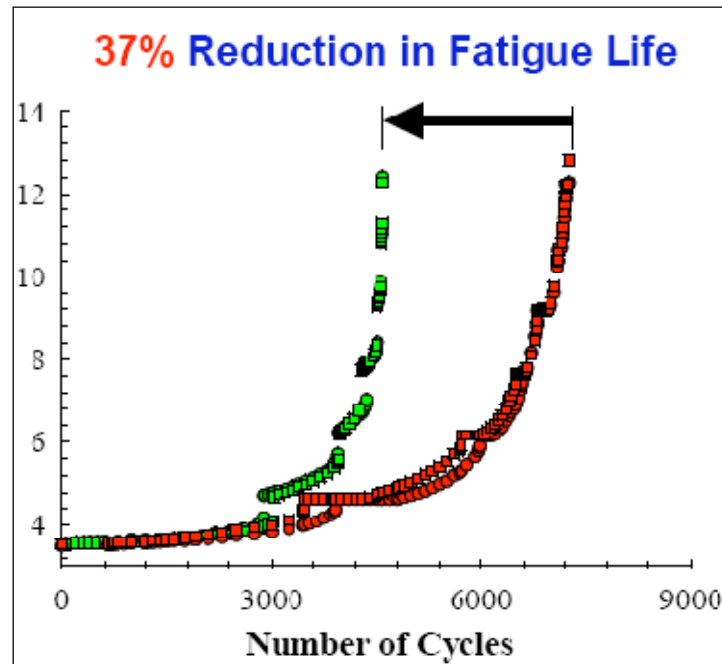


Figure B7. Fatigue life

### *Fretting*

The American Society for Testing and Materials (ASTM): “a wear phenomenon occurring between two surfaces having oscillatory relative motion of small amplitude”. (9).

“When at least one of the fretted components also experiences fatigue loading, the process is called fretting fatigue. The effects are synergistic with the component life possibly being reduced by an order of magnitude or more as a result of fretting fatigue when compared to fatigue without fretting.” (9).

### *Fretting corrosion*

ASTM: “A form of fretting wear in which corrosion plays a significant role”.

### **Load transfer through rivet joints**

The actual load transfer in the riveted joint is a very complex, nonlinear analysis problem. The stress analysis behaviour include the interaction between the rivet bearing contact, clamp- up and friction effects, interference fit stresses, bending effects, and crack growth. (6).

### **Fractographical examination of panel from fatigue tested fuselage**

This NASA study form the basis for the analytical methodology to predict the onset of widespread fatigue damage. (6).

Fatigue cracks were present at virtually every rivet hole in the top row of rivets, from 50  $\mu\text{m}$  to several centimetres. Crack initiation mechanisms included high local stresses, fretting along mating surfaces and manufacturing defects formed during the riveting process. (6).

The lengths of all the fatigue cracks at link-up were approximately the same, which suggests that the long crack behaviour is somewhat independent of the initiating mechanism. Data strongly suggest that the fatigue behaviour of the long cracks is deterministic and predictable. (6).

### Examination of skin panels from in-service aircrafts

Ramakrishnan, Delta Air Lines, examined lap joints from skin panels of the fuselage on an A/C near its DSG. NDI revealed more than 150 rejectable findings along one fastener row on one side of the A/C. (3).

The crack findings were characterized regarding density, length and location of the cracks at each fastener hole.

Rivet fit condition was recorded by measuring maximum tail height and minimum tail diameter. The measured dimensions were used to classify the fit as:

- Significantly under driven
- Marginally under driven
- Within specification-lower limit
- Within specification
- Within specification-upper limit

A large majority (90 %) of the cracked holes had rivets which were under driven, or on the under driven side of the specification.

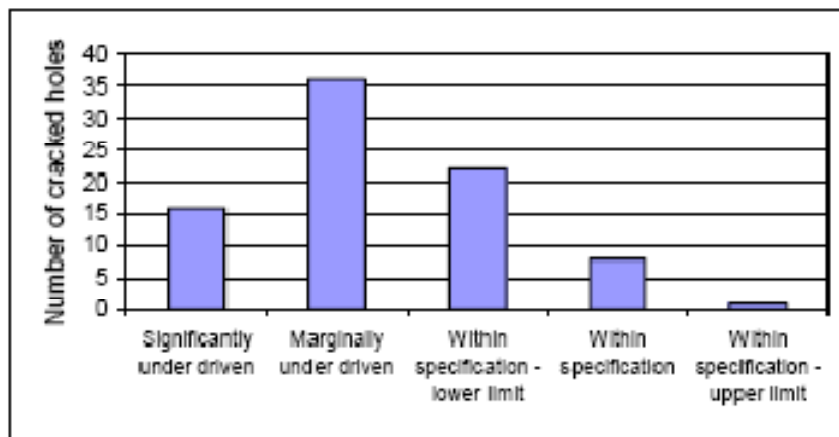


Figure B8. Number of cracked holes by rivet fit condition

After removal of the rivets condition of the holes was characterized.

Types of distress:

- Fretting/galling
- Faying surface defects, scratches and gouges
- Hole edge deformation
- Circumferential gouge in hole

In order to get a single parameter, each defect was assigned a numeric value which increased with increasing severity.



**Table 2. Assigned values for qualitative characterization.**

Fretting/Galling		Edge Deformation	
No appreciable	1	Clean, no deformed edge	1
Mild galling	2	Edge deformation like a volcano, no overflow	2
Heavy galling	3	Edge deformation with little metal overflow	3
Mild fretting, with or without galling	4	Edge deformation with significant overflow	4
Heavy fretting	5		

Faying Surface Defects		Hole Quality	
Clean	1	Clean	1
Light scratches	2	Circumferential gouge	2
Heavy scratches	3		
Light gouges	4		
Heavy gouges	5		

Figure B9. Qualitative characterization

The extent of cracking, (crack length and density) appeared to be independent of the severity of defects.

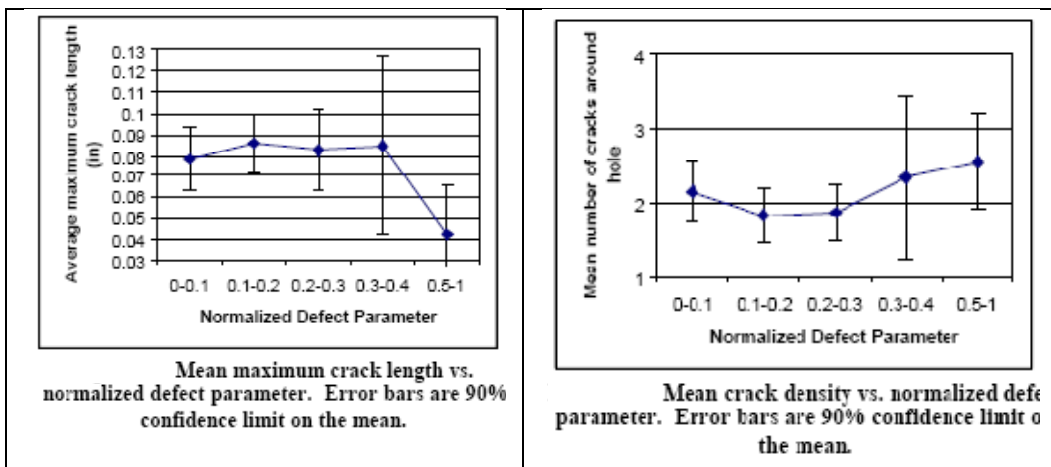


Figure B10. Crack length and density

Striations on one crack were measured and related to distance from origin, crack length and number of fatigue cycles.

Based on striation spacing measurements and integration of crack length vs. striation spacing a plot was obtained. Crack growth history in terms of aircraft flight cycles was obtained by taking the last reading and combine it with A/C cycles at the time it was retired, (59 497 flight cycles).

Some of the results are shown below:

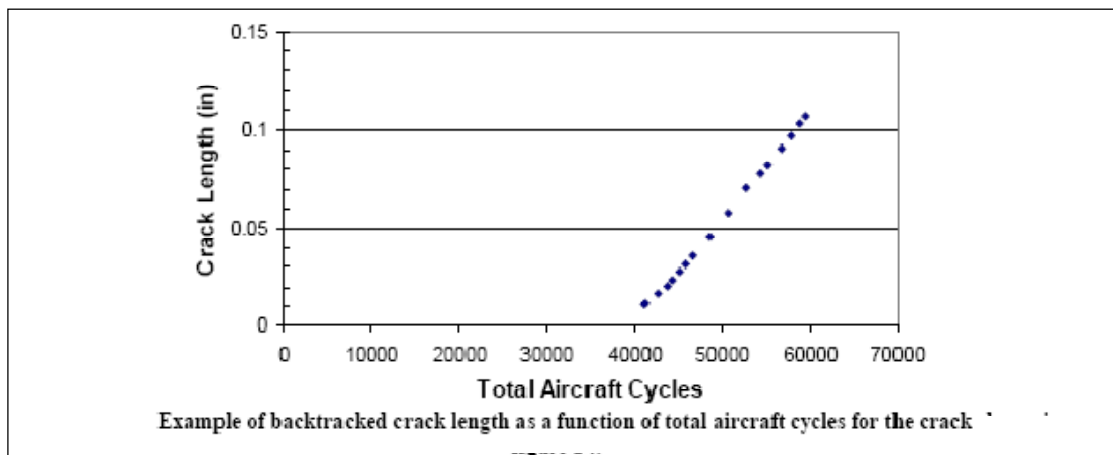


Figure B11. Crack Length

Another study by Delta Air Lines on fleet aircraft focused on MSD progression. (2).

A striation count was performed to determine crack growth rate at several locations along the fracture surface. Calculations based on these data gave following crack sequence as a percentage of design service goal:

22 %	First crack initiation at one hole
27 %	Crack initiation at adjacent hole
83 %	Outward MSD crack initiations at two holes
93 %	Crack discovered; 500 mm long with all holes cracked

Some conclusions:

- The first crack initiated at a hole in the high stress area at the bay centre. Each subsequent crack initiated adjacent to the previous.
- All holes were cracked before the lead crack linked through them, many from both sides of the hole. The MSD cracks continually returned the lead crack to the longitudinal direction, counteracting the tendency to “flap” safely.
- The outer skin restrained the inner skin after link-up. The crack growth arrested temporary when the crack tips reached a frame fastener.
- MSD was found on in-service aircraft prior to being identified by test or analysis.

Most important:

“There was significant variability among similar components, but there was little variability among airplanes as to when repair was necessary. Once MSD was detected in the first aircraft, MSD was found during inspection of most aircraft of the same cycle age”.

“Fleet inspection programs may be required as early as 50 % DSG”.

### **Effect of squeeze force**

A large squeeze force, resulting in a large head diameter, might cause a large clamping force in the two parts. This would decrease load transfer through the

rivet and increase load transfer by friction. In that case, crack initiation on the faying surface is more likely. (4).

Small squeeze forces increase load transfer through the rivet and crack initiation in the hole is more likely.

It appears difficult and possibly impossible to relate fatigue crack initiation location directly to riveting squeeze force indicated by rivet head diameter.

Another study, (10), shows that fatigue life increased with increasing rivet interference. No significant difference in fatigue life was noticed at medium to high rivet interference. Based on hole quality under-driven rivets show maximum difference in life.

The study by Ramakrishnan, (page 5), indicates a strong dependence on rivet fit condition.

### Multiple Site Damage formation and growth

The initiation, growth, and interaction of MSD in lap joint fuselage panel were investigated by constant amplitude fatigue loading to 157 458 cycles (5). Cracks developed in the outer skin layer along the upper critical rivet row.

Subsurface crack indications along the rivet row were recorded by eddy current after 12 600 cycles. First visual damage occurred after 51 500cycles.

The first MSD link-up occurred after 106 217 cycles, forming a lead crack. Subsequently the lead crack grew very rapidly, along the outer rivet row eventually forming a 400 mm long crack after 107 458 cycles.

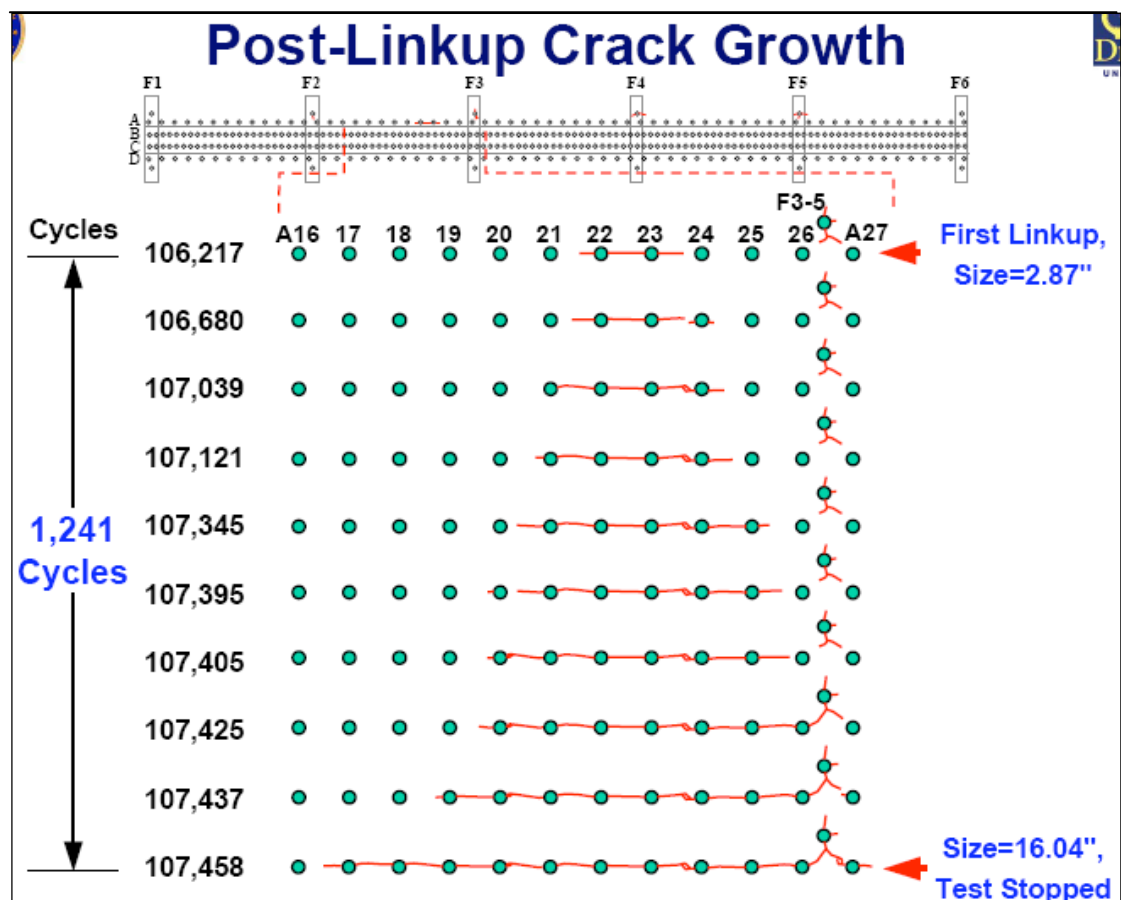


Figure B12. Crack growth

Fractographical examinations revealed damage along the faying surface of the outer skin. As a result, subsurface cracks initiated at multiple origins and grew mainly along the faying surface before becoming through- the thickness cracks.

The life from first linkup to failure is less than 5 % of total fatigue life.

Linköping 2007-02-19

KMT Sven-Åke Karlsson

## References

- (1). MULTIPLE SITE DAMAGE IN RIVETED LAP-JOINT SPECIMENS  
Universidade do Porto, Portugal
- (2). CHARACTERISATION OF MSD IN AN IN-SERVICE FUSELAGE LAP JOINT  
Delta Air Lines
- (3). CHARACTERISATION OF DEFECTS AND DAMAGE IN RIVET HOLES IN A CROWN LAP JOINT OF A COMMERCIAL AIRCRAFT AT DESIGN SERVICE GOAL  
Delta Air Lines
- (4). UNIAXIAL AND BIAXIAL TESTS ON RIVETED FUSELAGE LAP JOINTS  
NLR, Holland and FAA
- (5). EXPERIMENTAL AND ANALYTICAL EVALUATION OF MULTIPLE SITE DAMAGE DEVELOPMENT IN FUSELAGE LAP JOINTS  
FAA and Drexel University
- (6). A PRACTICAL ENGINEERING APPROACH TO PREDICTING FATIGUE CRACK GROWTH IN RIVETED LAP JOINTS  
NASA, Langley Research Centre
- (7). BRIEF OF ACCIDENT, AIRCRAFT REG NO. N130HP.  
NTSB 2004-04-23
- (8). FRACTOGRAPHIC INVESTIGATION OF PRESSURE CABIN MSD  
NLR Holland
- (9). THE ROLE OF FRETTING FATIGUE ON AIRCRAFT RIVET HOLE CRACKING FAA
- (10). ANALYSIS OF THE EFFECTS OF RIVETING PROCESS PARAMETERS ON AIRCRAFT FUSELAGE LAP JOINTS  
The George W Woodruff School of Mechanical engineering

-- 0 --

## BILAGA 7

### **BROTTYTEANALYSER**

#### *Brottytekaraktär-generellt*

Utmattningssprickor kan bildas i en konstruktionsdel, som utsätts för växlande mekaniska belastningar, vanligen under materialets sträckgräns. Utmattningssprickor karaktäriseras av att de saknar tecken på plastisk deformation, i motsats till momentana överbelastningsbrott, som har seg karaktär.

Bågmönster på brott- och sprickytor kan ge information om typ och riktning för de krafter som verkat på detaljen samt storleken och variationen hos dessa krafter och därmed bidra till förståelsen av orsaken till ett utmattningsbrott. Mönstren kan även ge allmän information om tiden från initiering av en spricka till slutligt brott.

På utmattningssprickytor finns oftast makroskopiskt iakttagbara bågmönster av rastlinjer i många metallegeringar, bl.a. aluminiumbaserade. Dessa rastlinjer bildas när stora förändringar i lastspektrum uppträder, exempelvis vid start och stopp av en maskin.

Mellan rastlinjerna finns bl.a. i aluminiumlegeringar s.k. striationer, som bildas vid lastväxlingar under en utmattningssprickas tillväxt. Det gäller då lastväxlingarna (variation i belastningens storlek) är tillräckligt höga för att bidra till spricktillväxt. Striationerna bildar ett finare koncentriskt båglinjemönster med centrum i sprickans startpunkt. Mönstret är så tätt att elektronmikroskop måste nyttjas för att de skall kunna studeras.

Varje striation representerar således en lastcykel, som är tillräckligt hög för att resultera i en mikroskopisk spricktillväxt. Det totala antalet cykler i ett utmattningsförlopp är vanligen mycket högre än antalet iakttagbara striationer. Genom bestämning av antalet striationer och avståndet mellan dem kan man få information om sprickförloppet med avseende på utbredningshastighet vid olika sprickdjup.

#### *Brottytekaraktär – olycksflygplanet*

På olycksflygplanet kan två typer av striationer iakttagas i vingarnas utmattningssprickytor:

- A. Vid litet sprickdjup, mindre än halva plåttjockleken, finns ett mycket regelbundet striationsmönster inom ett och samma synfält, med ett inbördes avstånd mellan 0,04-0,09  $\mu\text{m}$ .
- B. Vid stort sprickdjup,  $\rightarrow$  0,5 mm har ytan annan karaktär, med oregelbundet och stort striationsavstånd och med sekundärsprickor i ett plan vinkelrätt mot huvudsprickans riktning.

Exempel på de båda typerna visas nedan:

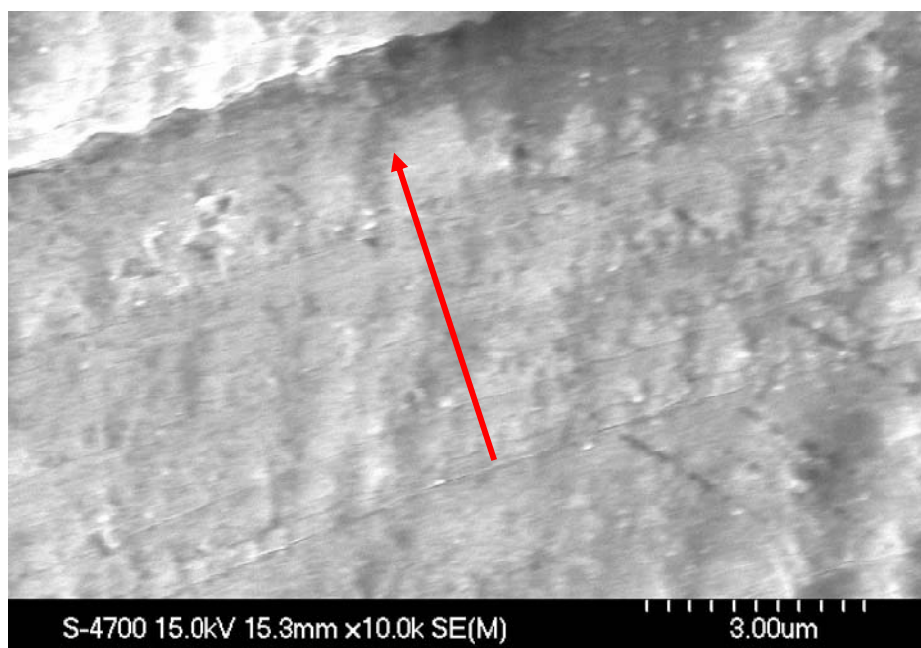


Bild B13. Svepelektronisk bild av sprickyta, typ A.

Bilden visar sprickyta, typ A; Striationsavstånd är kort, ca  $0,05 \mu\text{m}$ , vilket är representativt för ett initialt skede av sprickutvecklingen, d.v.s. på sprickdjup mindre än halva plåttjockleken. Pilen markerar tillväxtriiktning.

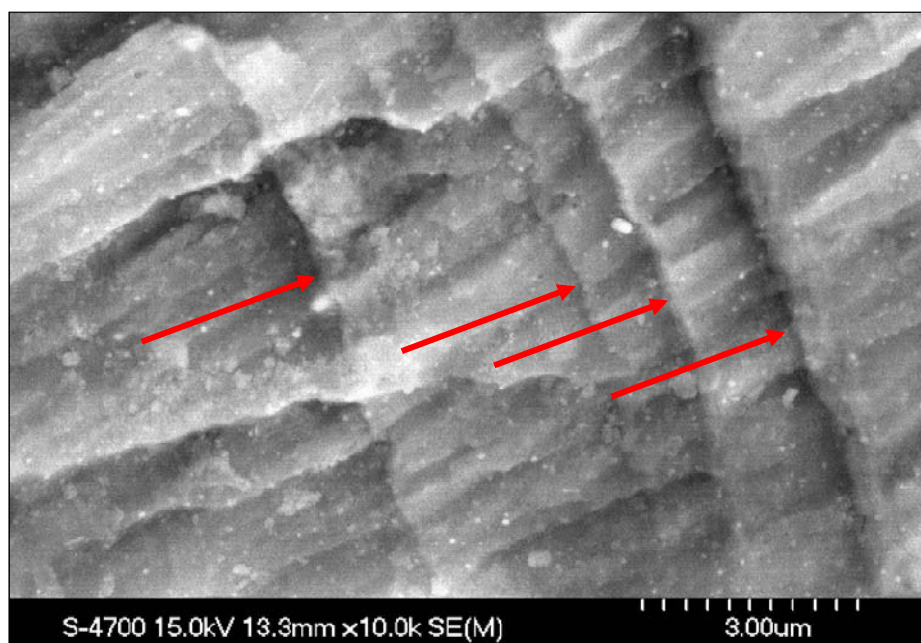


Bild B14. Svepelektronisk bild av sprickyta typ B.

Bilden visar sprickyta, typ B; Striationsavståndet är stort och varierar mellan  $1$  och  $5 \mu\text{m}$ . Pilarna markerar sekundärsprickor, vinkelräta mot utbredningsriktningen. Denna typ av grova striationer återfinns på de största sprickdjupen och utbredningen har här skett språngvis vid höga laster.

Kvantitativa mätningar av striationsavstånd på kända sprickdjup medger beräkning av spänningsnivåer under utmattningsförloppet.

### Beräkning av spänningsnivå

Omfattande studier av brott- och sprickytorner på vänster och höger vinge på olycksflygplanet har utförts av Bodycote Materials Testing (BMT) och av CASA:s materiallaboratorium. Kvantitativa resultat från mätning av striationsavstånd på olika sprickdjup är redovisade i AIRBUS /CASA technical report NT-2-ID-06015. Värdeparen är använda för beräkning av spänningsnivåer under olika skeden av utmattningsförloppet med hjälp av linjär brottmekanik.

Striationsavstånden vid små sprickdjup är mycket små, 0,04 – 0,4  $\mu\text{m}$ . Det innebär t.ex. att en 1 mm djup spricka kräver  $1000/0,04 = 25\ 000$  cykler från sprickstart till den blivit 1 mm djup. Beräkningen baseras på det faktum att striationsavståndet är konstant över hela detta sprickdjup.

För utmattningssprickor är initieringsskedet till sprickstart 75 – 80 % av utmattningsförloppet, varför bildandet av en 1 mm djup spricka troligen krävt mer än 100 000 cykler. Längsta individuella sprickorna i spricksystemet är 10 – 15 mm. Alla sprickor har inte bildats och vuxit samtidigt, vilket innebär att antalet cykler till vingbrottet är mycket stort.

Brottseghet är en materialparameter inom linjär brottmekanik och uttrycker ett materials förmåga att motstå initiering av spricktillväxt.

Utgångspunkten för definitionen av ett materials brottseghet är den s.k. spänningsintensitetsfaktorn,  $K$ , som en defekt (t.ex. en spricka) ger upphov till.  $K$  definieras som:

$K$  definieras som:

$$K = \sigma \sqrt{\alpha \pi C}$$

Där:  $\sigma$  = nominell spänning, d.v.s. den pålagda spänningen  
 $\alpha$  = konstant, beroende av provets och sprickans geometri  
 $C$  = avstånd från startpunkt

$K$  är relaterad till striationstillväxten per cykel. Som framgår av formeln är  $K$  beroende av både  $\sigma$  och  $\alpha$  samt att en förändring i  $\sigma$  har kraftigare inverkan än förändring av spricklängd (under rottecken).

Brottmekanik används för att beräkna en sprickas stabila tillväxt under cyklisk belastning samt initiering av instabil tillväxt.

Brottmekaniken utgör således ett verktyg för att delvis avgöra en konstruktions skadetålighetsegenskaper.

Om man vet striationsavståndet på ett visst sprickdjup kan man bakvägen beräkna hur stor spänning som orsakat spricktillväxt på detta sprickdjup.

Vid sådana beräkningar används begreppet brottseghet, (fracture toughness),  $K_{Ic}$ , som är en materialegenskap, som bestäms genom en form av hållfasthetsprov. När värdet på spänningsintensitetsfaktorn  $K = K_{Ic}$  inträffar brott.

Vid de brottmekaniska beräkningarna, som redovisas i Bodycote Technical report TEKO7-0059, har använts mätresultat från AIRBUS/CASA:s rapport, samt materialdata och formfaktorer från etablerade handböcker.

Resultaten visar, att spänningen 115 MN/m<sup>2</sup> vid 1 mm spricklängd motsvarar ungefär 1/3 av materialets sträckgräns, vilket indikerar att spänningen i vingens skalplåt initialt inte varit extremt hög.

Vid striationsavståndet 5,0 µm överskrids legeringens brottseghetsvärde, vilket innebär att materialet brister momentant. Det korresponderar med sprickyteutseendet vid stort sprickdjup, enligt striationstyp B ovan.

CASA har genomfört motsvarande brottmekaniska beräkningar, baserade på mätningarna redovisade i AIRBUS/CASA:s rapport. Beräkningarna är redovisade i CASA MEMO MM-2 ADF-07002 A.

CASA har använt något andra värden än BMT på materialegenskaper mm, men resultaten sammanfaller i stort.

### *Spricktyper*

Det finns i princip två typer av utmattningssprickor i vingen på flygplanet CASA C-212 S/N 346.

- Sprickor som följer nitrad #1 på vänster respektive höger sida.
- Sprickor i botten på sliprepor.

Den senare typen av sprickor är belägna utanför nitrad #1 och finns i det ca 50 µm tjocka pläteringsskiktet av ren aluminium, vilket har lägre utmattningshållfasthet än "kärnmaterialet" legeringen AA 2024 T3.

Alla dessa sprickor är relaterade till böjpåkänningar på skalplåtens undersida. Vid böjpåkänningar är spänningsnivån högst i ett ytskikt och den avtar med ökande djup under ytan.

Med den milda anvisningsverkan som slipreporna haft har spänningsnivån ändå varit tillräcklig för att initiera sprickor i det mjuka pläteringsskiktet, men sprickbildningen har i de flesta fall inte fortplantats på grund av minskande spänningsnivå och högre utmattningshållfasthet i legeringen.

Spänningsnivån i själva nitförbandet är klart högre genom att nithålen i sig utgör en kraftig anvisning, ytterligare förstärkt genom bearbetningsrepor, skarpa hörn och fretting.

Sprickorna som följer nitrad #1 startar ofta i hålkanter eller nära själva hålet, ( $\leq 1$  mm) eller från fretting mellan hålen. Till följd av den högre statiska och dynamiska spänningsnivån har här funnits drivkraft för multipel sprickinitiering och sprickpropagering till slutligt brott.

Tolkningen av brottytekaraktären ger följande sammanfattning:

- Antalet delsprickor i vingbrottet är mycket stort, storleksordningen många hundra. Alla dessa sprickor har inte initierats samtidigt, eftersom oxidation och nötning visar på inbördes åldersskillnader. En del sprickor kan troligen ha startat så sent som under olycksflygningen.
- Ett stort antal mindre sprickor har vuxit samman och bildat sprickor med storsammanlagd längd längs en nitrad.



- Vid tillväxten har sprickor ”hoppat” från en utmattningsspricka till en annan.
- Karaktären på utmattningssprickorna i vänster och höger vinge är likartad.
- Totalt finns ett mycket stort antal striationer, indikerande storleksordningen miljontals lastväxlingar för hela sprickförloppet.
- I ett initialt skede av utmattningsförloppet, d.v.s. på litet sprickdjup, har spänningsnivån i lastspektrum varit låg och med inbördes likartad storlek. Detta talar mer för ett oscillerande fenomen än ett slumpartat sådant, av typen turbulens eller manöverlast. Sådana har dock bidragit till den fortsatta sprickutbredningen.
- På större sprickdjup, i ett utvecklat skede av utmattningsförloppet har lastspektrum en annan karaktär med höga toppar, ofta med varierande amplitud. Här har sprickutbredningen ofta skett språngvis och delsprickor har successivt förenats till en sammanhängande huvudspricka som vuxit till det slutliga brottet.
- Det finns tre typer av anvisningar, som bidragit till att lokalisera sprickornas startpunkter:
  - Hörn mellan nithål och vingplåtens undersida.
  - Nötning, (fretting), mellan skalplåt och förstärkningsplåt, (Doublers).
  - Mekaniska skador i nithål.
  - Repor i pläteringsskiktet, uppkomna vid tillverkningen genom slipning med roterande verktyg.
- Ingen av dessa anvisningar bedöms så kraftig, att de kan anses som enskild orsak till utmattningssprickbildningen, utan de har bidragit till att lokalisera sprickstartpunkter.
- Anvisningarna bedöms som vanligt förekommande i flygplan från aktuell tidsperiod.
- Utmattningssprickbildningen i olycksflygplanet visar mycket stora likheter med ett vanligt förekommande utmattningsfenomen i åldrande flygplan, s.k. Multiple Site Damages, MSD.

## BILAGA 8

### SAMMANFATTNING AV CASA RAPPORT NT-2-ADF-08002

*Att observera; Denna sammanfattning, inklusive resultat och slutsatser, är helt baserad på CASA rapport NT-2-ADF-08002 och utan någon faktavärdering från SHK:s expertgrupp.*

Tillverkarens avsikt med utförda prov har varit att undersöka om sprickförekomsten längst nitrad # 1 på olycksflygplanet kan ha orsakats av:

- en eventuell överbelastning,
- onormala vibrationer under viss tid samt

att undersöka spänningsförhållanden inklusive lokal böjning i vingens underplåt i området längs nitrad # 1.

Undersökningen har utförts i tre moment.

- A Utmattningsprov med provbitar
- B Utmattningsprov med segment av vingens underplåt
- C Flygprov

#### **Sammanfattning av genomförande samt slutsatser**

##### A. Utmattningsprov med provbitar

Avsikten med proven har varit;

- att skaffa ökad kunskap kring utmattningstoleransen längs nitrad # 1,
- att utvärdera hur användning av tätningsmedel påverkar utmattningstoleransen i nitförband, samt
- att uppskatta utmattningstoleransen hos 3,2 mm och 4,0 mm nitar.

##### *Genomförande*

Närmare 100 prov har utförts med provbitar enligt vedertagna metoder för utmattningsprov. Vid sådana prov spänns en provbit fast i en särskild ställning vilken kan applicera olika typer av statiska och oscillerande laster. Dessa förorsakar materialspänningar som normalt är betydligt lägre än materialets sträckgräns, men sker under lång tid. Provet fortsätter vanligtvis till dess en utmattningsprika uppstår och som successivt leder till brott. På detta sätt kan de enskilda konstruktionsdelarnas  $K_t$ -värde<sup>2</sup> och utmattningslivslängden beräknas och verifieras.

---

<sup>2</sup>  $K_t$ -värde – Mått på utmattningstolerans i konstruktionselement. *Egentligen anvisningsfaktorn; t.ex. hur ett hål med viss diameter påverkar utmattningshållfastheten. Ett öppet hål ges i regel  $K_t = 3$ .*



Bild B15. Utmattningsprov i en Belastningsriktning

Bild B16. Prov med adderad sido-belastning

### *Slutsatser*

- För att utmattningsbrott på en 3,2 mm nit skall inträffa efter ca 8000 cykler erfordras en utmattningslast på 1000 N<sup>3</sup> (ca 100 kp).
- Ojämheter i plåtytan, motsvarande de aktuella slispåren, har ingen avgörande påverkan på förbandets utmattningslivslängd.
- Användning av tätningsmedel i nitförband har en gynnsam effekt på utmattningslivslängden.
- Utmattningslivslängden för provbitar vilka utsatts för kompressionslaster kan i vissa fall minska med 20 %. Variationerna i mätresultaten är stora.
- Testresultaten har visat att aktuellt Kt värde är lägre än vad som använts vid ursprungliga utmattningsanalyser.

### B. Utmattningsprov med segment av vingens underplåt

Avsikten med proven har varit;

- att skaffa ökad kunskap om utmattningstoleransen i vingens underplåt längs nitrad # 1, samt
- att skaffa ökad kunskap utmattningsmekanism, morfologi och sprick-tillväxt med avseende på utmattningsbelastningar som kan uppstå i samband med kustbevakningsflygverksamhet.

### *Genomförande och slutsatser*

Proven är ännu inte avslutade och slutsatser saknas.

### C. Flygprov

Avsikten med flygproven har varit att;

- Jämföra verkliga materialspanningar i vingens underplåt med teoretiskt beräknade.
- Verifiera huruvida viss del av de vertikala lasterna upptas av sidoplåtarna (fairings).

<sup>3</sup> N (Newton) – Måttenhet för kraft; 1,0 N = 0,10 kp

- Inhämta information beträffande förekomsten av lokalt höga materialspänningar i det kritiska området i vingens underplåt.
- Undersöka hur vingens påverkas av propellerobalans.

#### Genomförande

Ett flygplan preparerades med speciell mätutrustning för mätning av lokala materialtöjningar i vingkonstruktionen under flygning. Med kännedom om töjningarna har lokala materialspänningar kunnat beräknas.

Totalt fästes 15 st. s.k. trådtöjningsgivare på insidan av vingen underplåt i området nära den kritiska nitraden samt på täckplåtens utsida.

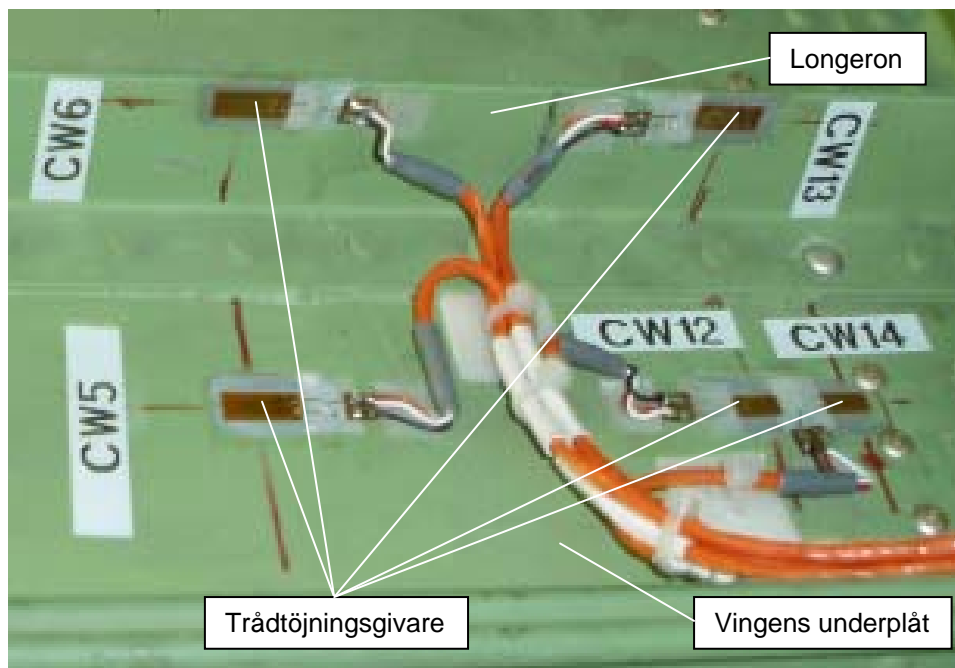


Bild B17. Trådtöjningsgivare på vingens insida

Flygproven utfördes under normal flygning på rakkurs och i svängar med G-belastningar varierande från  $-0,50$  G till  $+2,17$  G. Vid flygningarna var flygplanet lastat till ca 90 % av maximalt tillåten start/landningsmassa. Under flygningarna gjordes flera landningar.

Nedanstående diagram visar spänningen i vingplåten vid en av mätpunkterna under olika faser av flygningen, omfattande hela flygningen från taxningen före start till sista landningen.

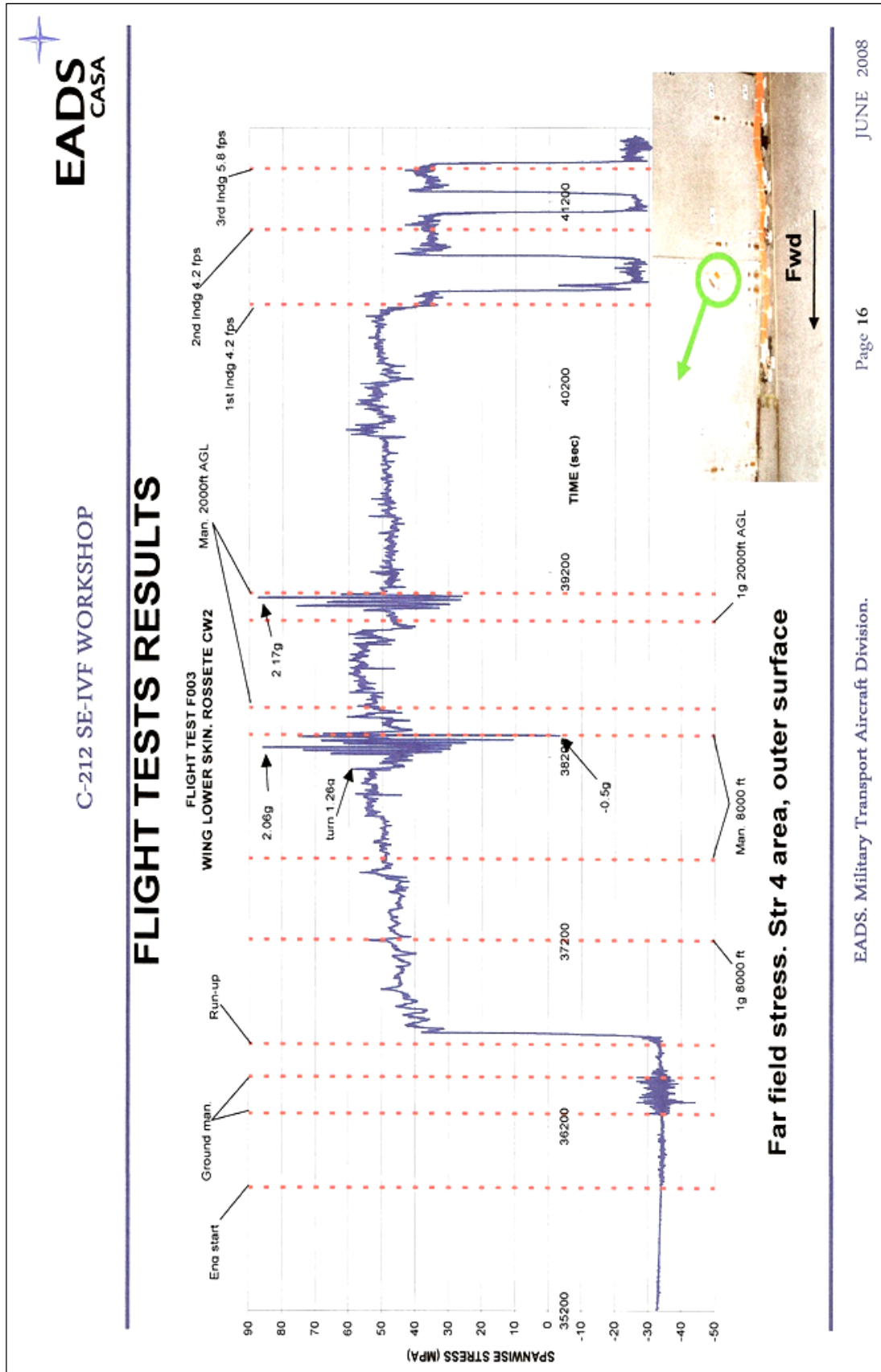


Bild B18. Materialspänning under en flygning

Ur diagrammet kan bl.a. utläsas att materialspänningen vid denna flygning som högst nådde ca 88 MPa, vilket utgör ca 33 % av materialets sträckgräns.

(Det kan vara värt att notera, att spänningsnivån i tidigt skede av sprickförloppet av BMT genom brottmekanik beräknats till ca 1/3 av sträckgränsen)

Nedanstående diagram visar materialtöjningen i olika mätpunkter, på vingens underplåt, längs vingens spännvidd och i området nära den kritiska nitraden. Vid mättillfället var den vertikala belastningen +2.06 G.

Ur diagrammet framgår bl.a. att den uppmätta töjningen är som högst strax utanför den kritiska nitraden samt att töjningen inte överskrider den teoretiskt beräknade.

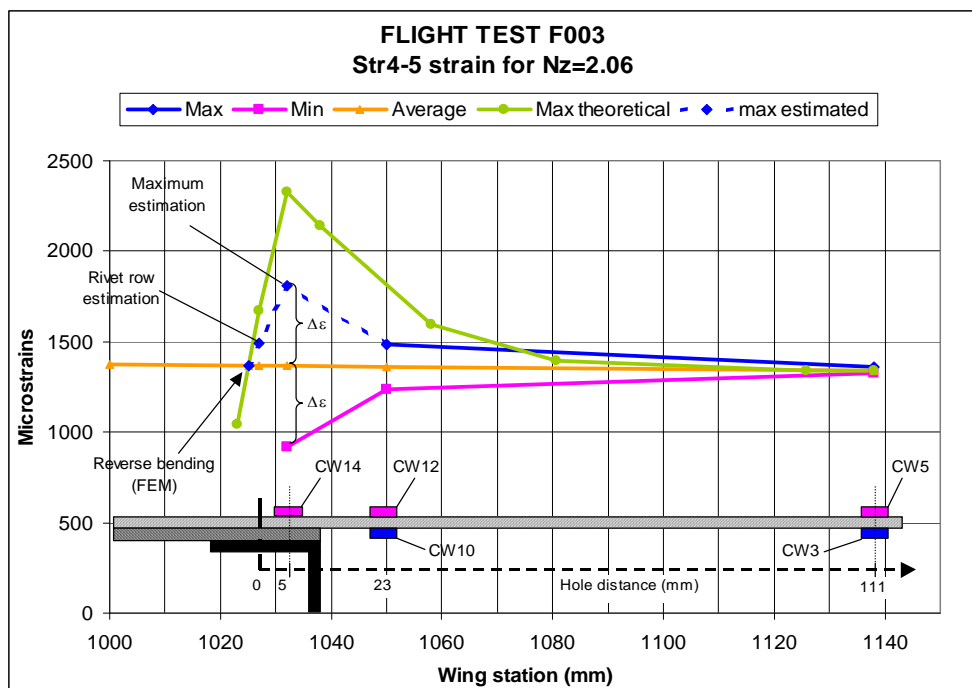


Bild B19. Materialtöjningen i spännviddsled

Motsvarande mätningar gjordes även med introducerade vibrationslaster från motorerna i form av propellerobalans med olika frekvens och amplitud.

### Slutsatser

#### Belastningsnivå:

- God korrelation råder mellan verklig och beräknad spänningsnivå. Beräknade förutsägelser är konservativa ("på den säkra sidan").
- Proven har visat att täckplåtarna (Fairings) upptar en viss del av de vertikala lasterna. Lokal ökning av materialspänningar förekommer dessutom till följd av sekundär böjning ("secondary bending"). Den sekundära böjningen orsakas av den spänningskoncentration ("hard point effekt") som uppstår vid täckplåtens infästning till vingens förstärkningsplåt (Doubler).
- Analys av provresultaten visar att materialspänningen längs nitrad # 1 är 12 % högre, samt strax utanför nitraden 35 % högre, än i övriga områden i vingens underplåt.
- Vid markprov (taxning med fyllda vingtankar) uppmättes materialspänningen strax utanför nitrad # 1 till 56 % högre än i övriga områden i vingens underplåt. Efter borttagning av sidoplåtarna minskade detta värde till 42 %. Sidoplåtarna bedöms därigenom öka materialspänningen i det kritiska området med ca 10 %.

#### Utmattningsanalys:

- Den beräknade utmattningstidslängden för nitrad #1, vilken beräknats till 23000 flygningar, är konservativ. Baserat på provresultaten kan utmattningstidslängden beräknas till 42000 flygningar.
- För att förklara en utmattningstidslängd på 3500 flygningar erfordras ett  $K_t = 4,78$ .  $K_t$ -värdet för den aktuella konstruktionen överstiger inte 2,0.
- Områden med slippår har högre utmattningstolerans än området utefter nitrad # 1.
- Beräknad spänningsnivå i berörda nitar är så låg att utmattningsbrott inte kan förväntas.
- Statistisk analys av uppmätta värden visar att risken för att utmattningssprickor skall initieras efter 3500 flygningar är 1 på  $1,0E+8$  (en på hundra millioner).

#### Obalans

- Första ordningens propellerfrekvens är ca 26,5 Hz.
- Vibrationstoppar uppstår vid frekvenserna 9-4 och 26,5 Hz. Amplituderna vid 26,5 Hz är inte signifikanta.
- En propellerobalans på 0,3 IPS kan minska utmattningstidslängden med 10 %. (Maximalt tillåten obalans är 0,2 IPS.)
- Propellerobalans upp till 1,01 IPS hade ingen signifikant effekt på mätresultaten i förhållande till normal obalans.

#### Sammanfattande slutsatser i rapport NT-2-ADF-08002

Utförda prov och analys av provresultaten har inte enskilt kunnat förklara den tidiga initieringen av utmattningssprickor på olycksflygplanet som bedömts ha skett efter ca 3500 flygningar. Med hänsyn taget till förekommande laster, flygplanets utnyttjning, konstruktion och produktionsstandard etc. har vingens beräknade utmattningstidslängd varit adekvat.

För att kunna förklara den tidiga sprickinitieringen måste någon ytterligare faktor ha spelat in. En trolig teori är därför att vingen vid något tillfälle, lång tid tillbaka, utsatts för en mycket hög kompressionslast vilken orsakat en plastisk deformation i vingens underplåt (längs nitrad # 1) resulterande i en kvarvarande lokal inre spänning. Detta skulle också förklara förekomsten av mikrosprickor i ett längs nitraden vilket utgör starten på sprickbildningen som resulterade i vingbrottet.