

Beachtung der Flugzeug - Struktur mit Respekt

**Roter Faden durch die Entwicklung der
Instandhaltungsphilosophie**

Dipl. Ing. Harald Claasen, ehem. DLH, Hamburg

DGLR/VDI – Vortragsreihe an der HAW – Hamburg, am 22.04. 2004



Gliederung:

- **Schadenserkennung und Analyse**
- **Instandhaltungskonzept**
- **Einfluss von Korrosionsschäden**
- **Zusammenfassung und Ausblick**

1952



1953

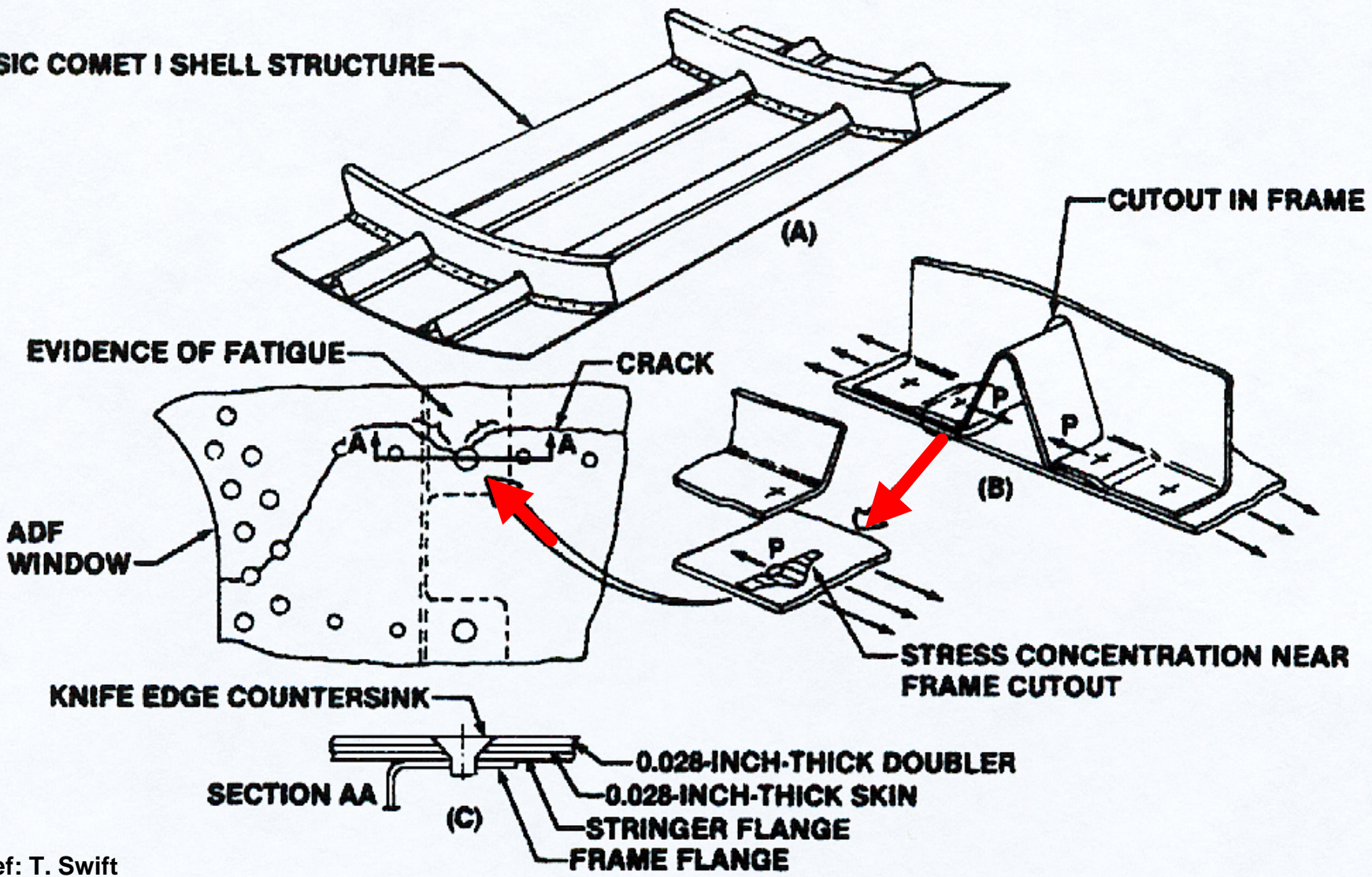


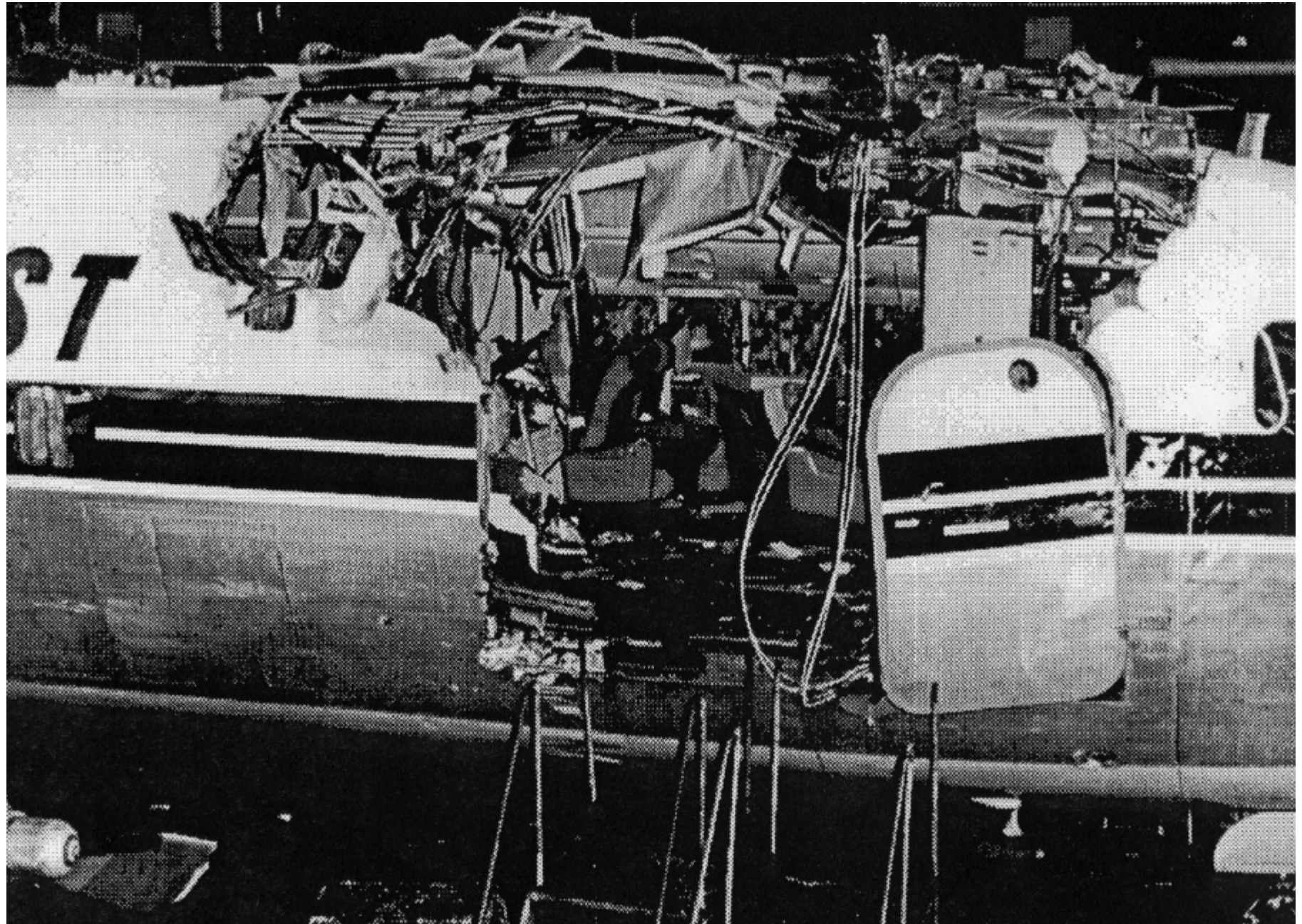
G-ALYP: 10.01.54, Elba 30.000 ft, 3.680 FH, 1.286 FC

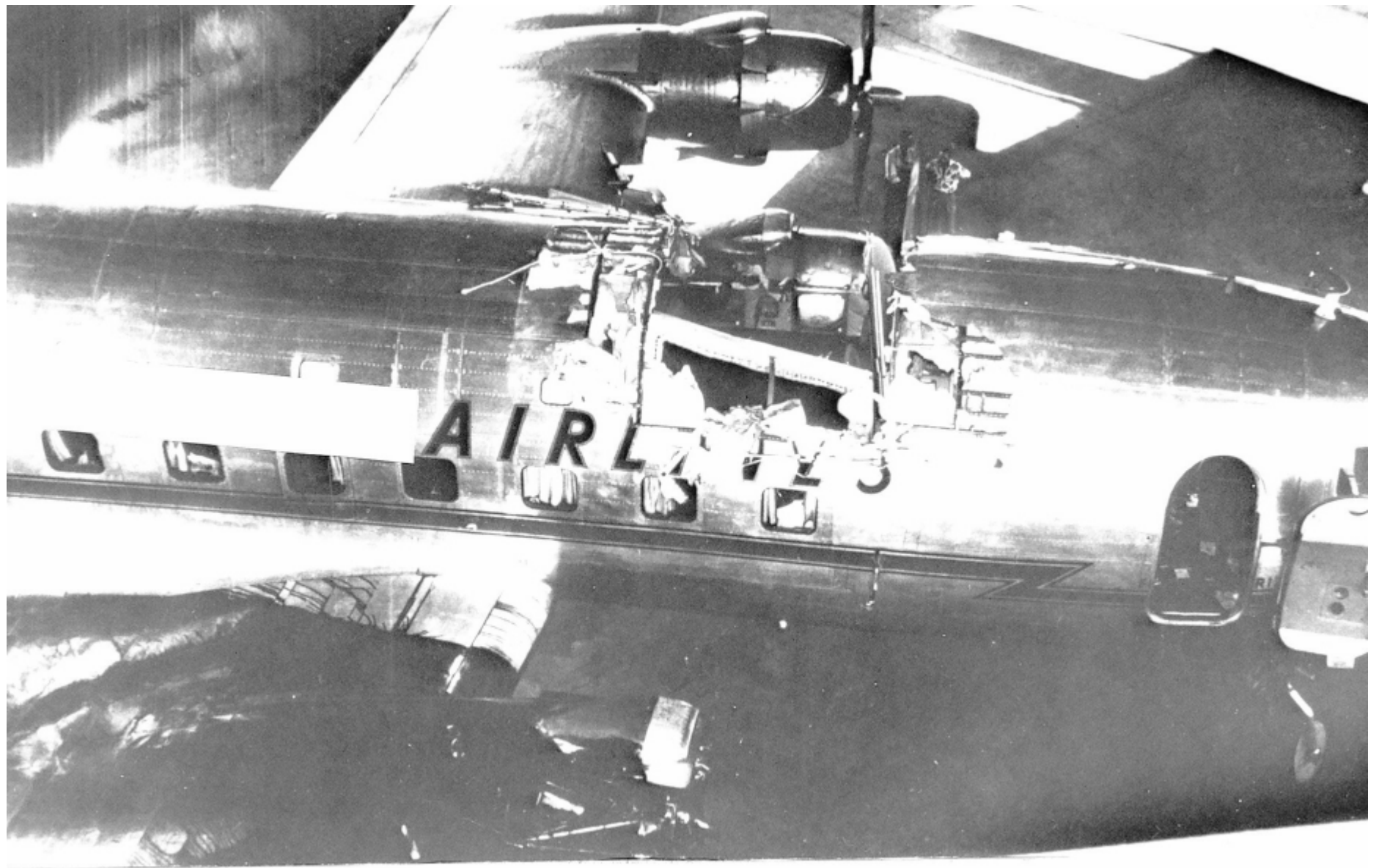
G-ALYY: 08.04.54, Neapel, 35.000 ft, 2.703 FH, 903 FC

G-ALYU: tested in Farnborough: 1.231 FC + 1.826 FC = 3.057 FC to Fatigue

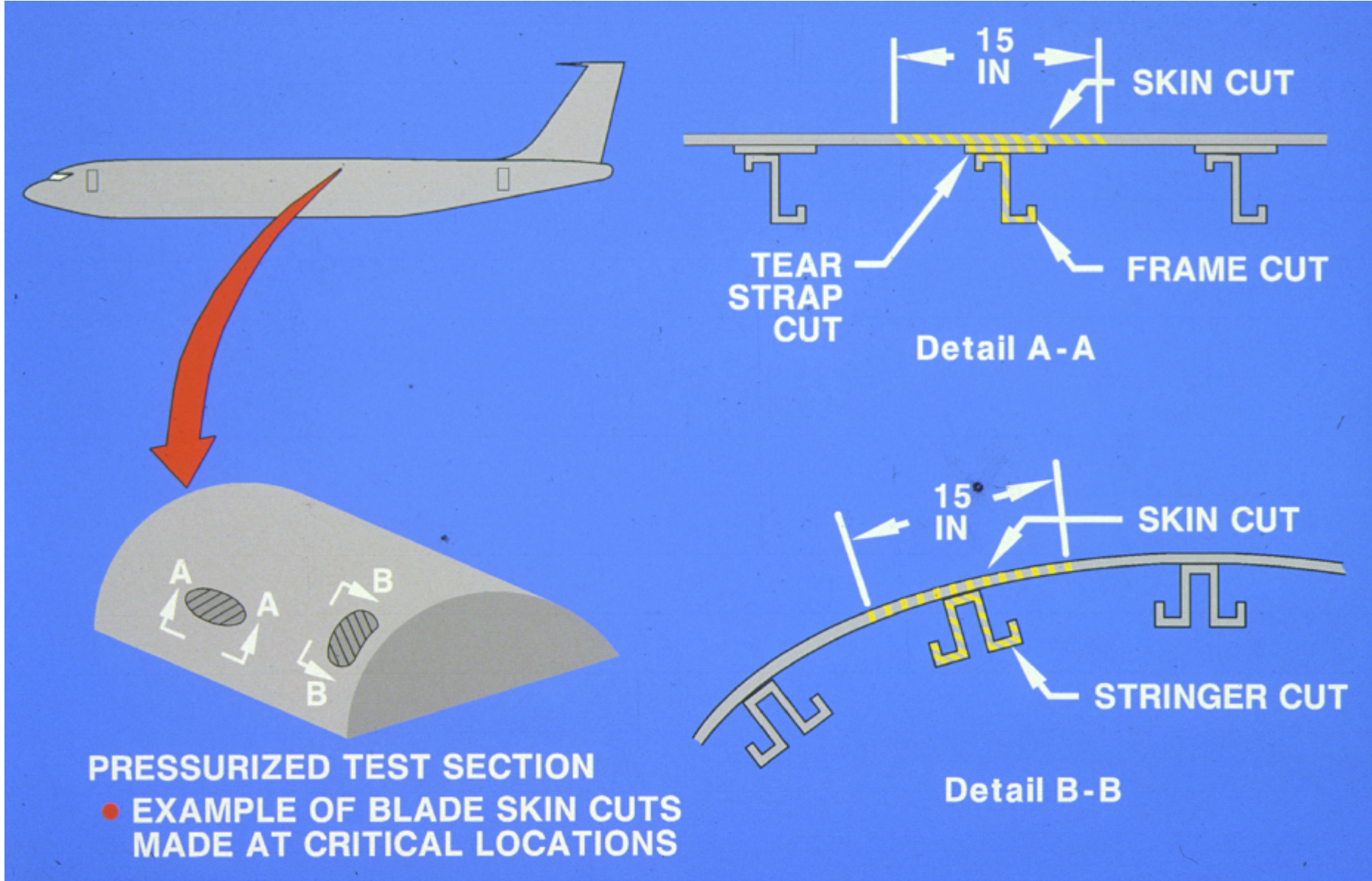
BASIC COMET I SHELL STRUCTURE



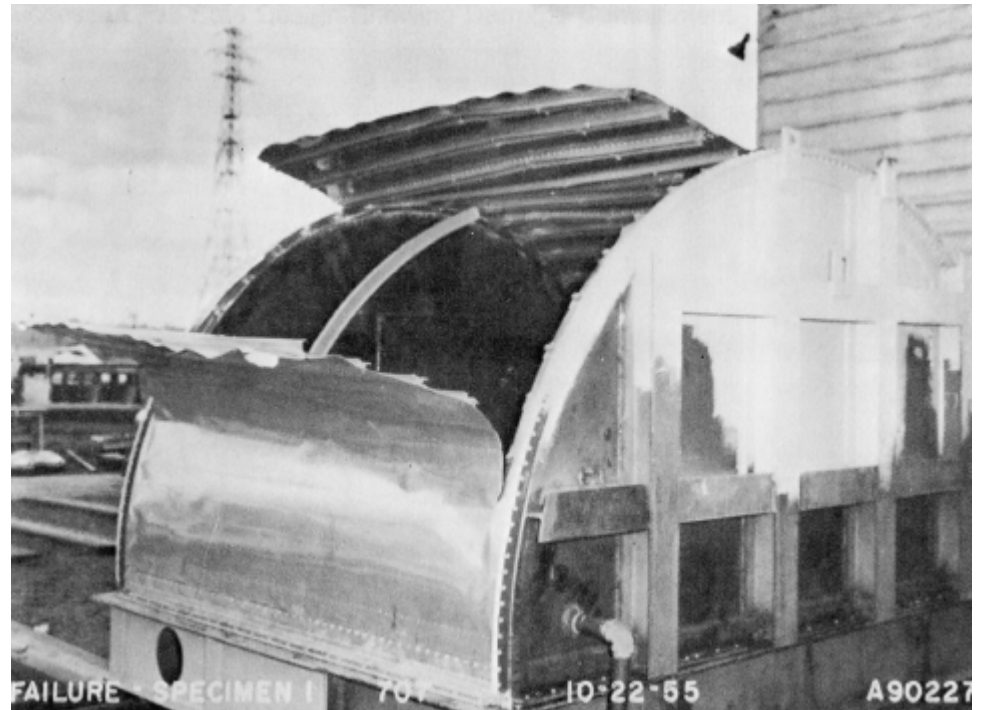




„Fail-Safe“ Schadensannahmen

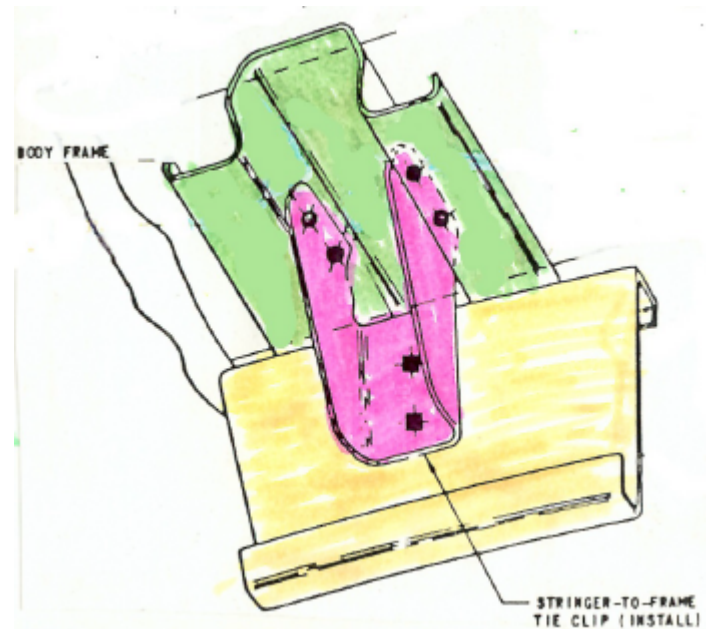
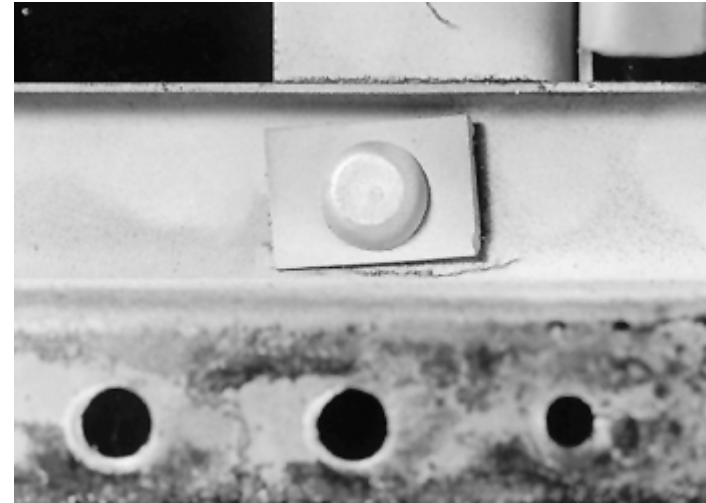
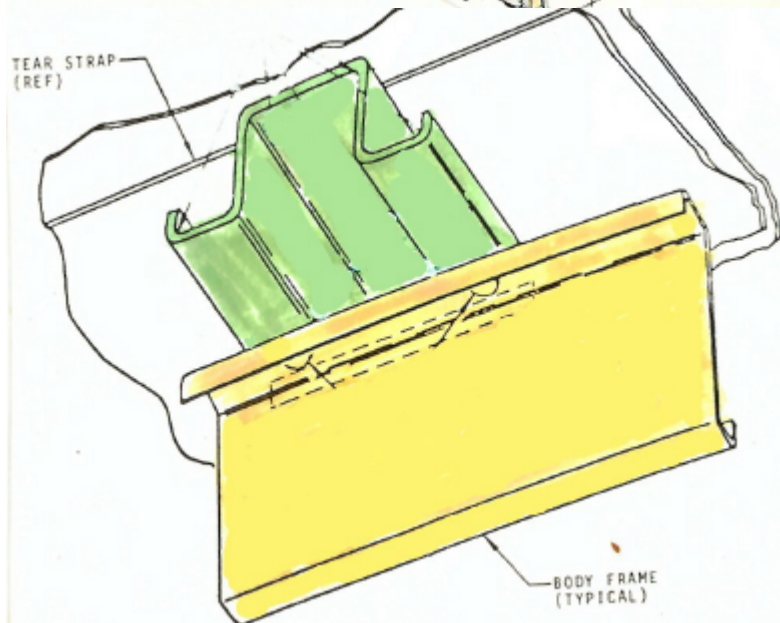
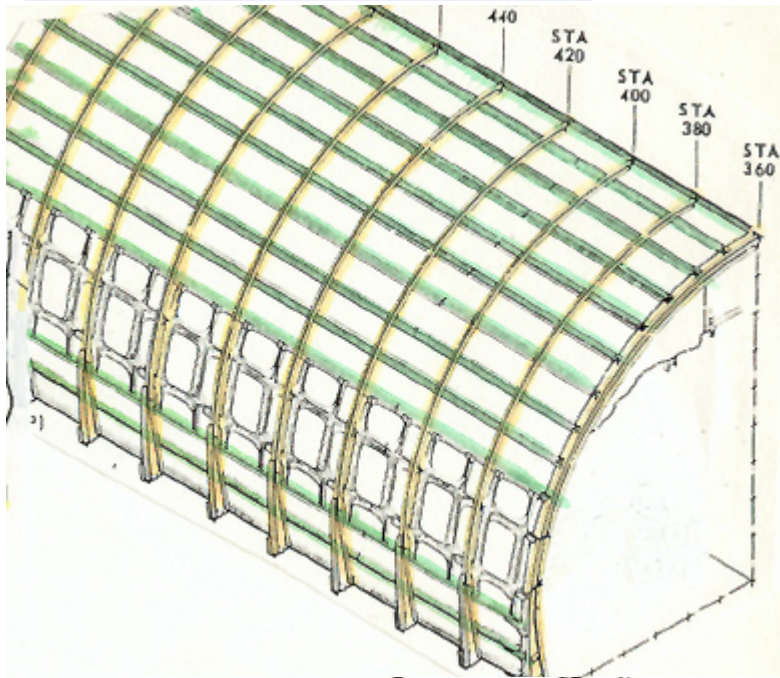


„Guillotine“ – Test (707 Struktur)

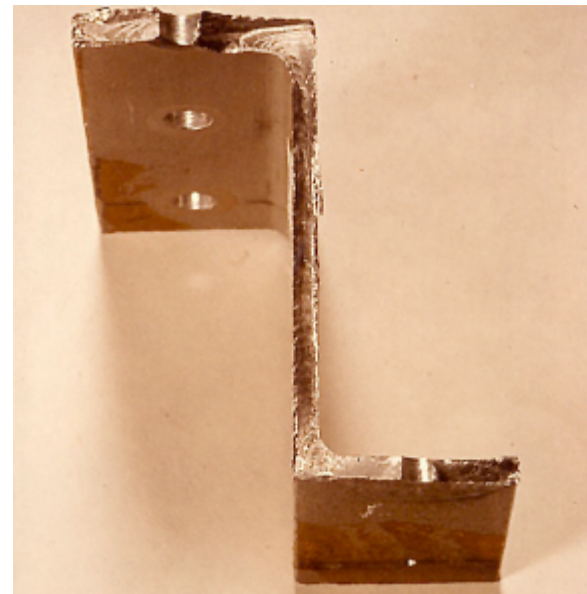
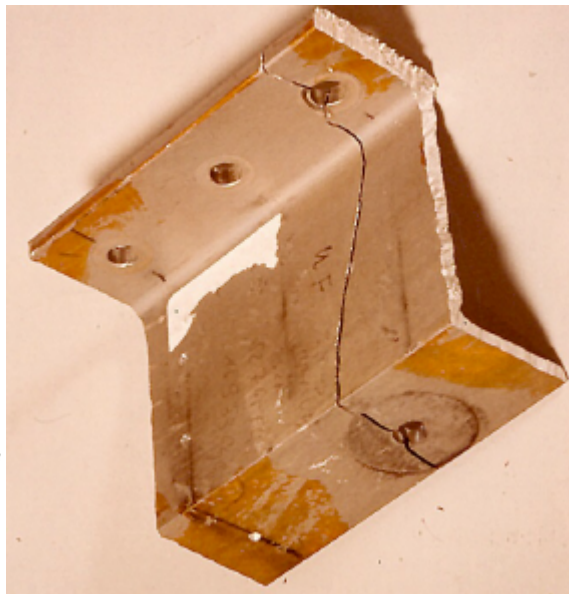
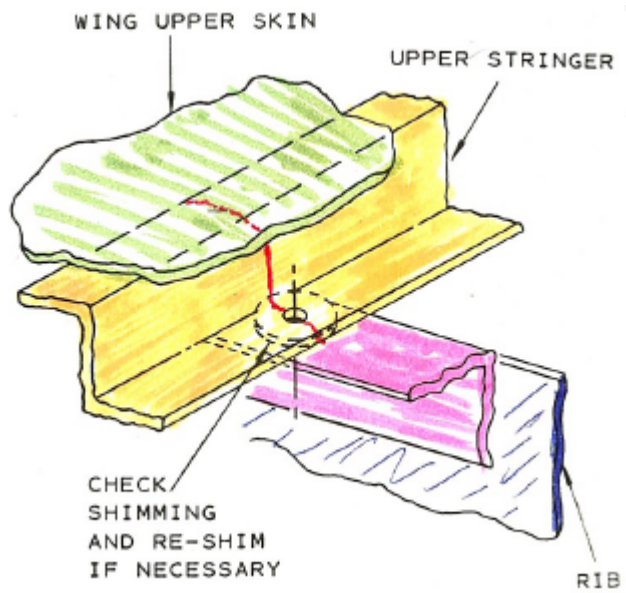
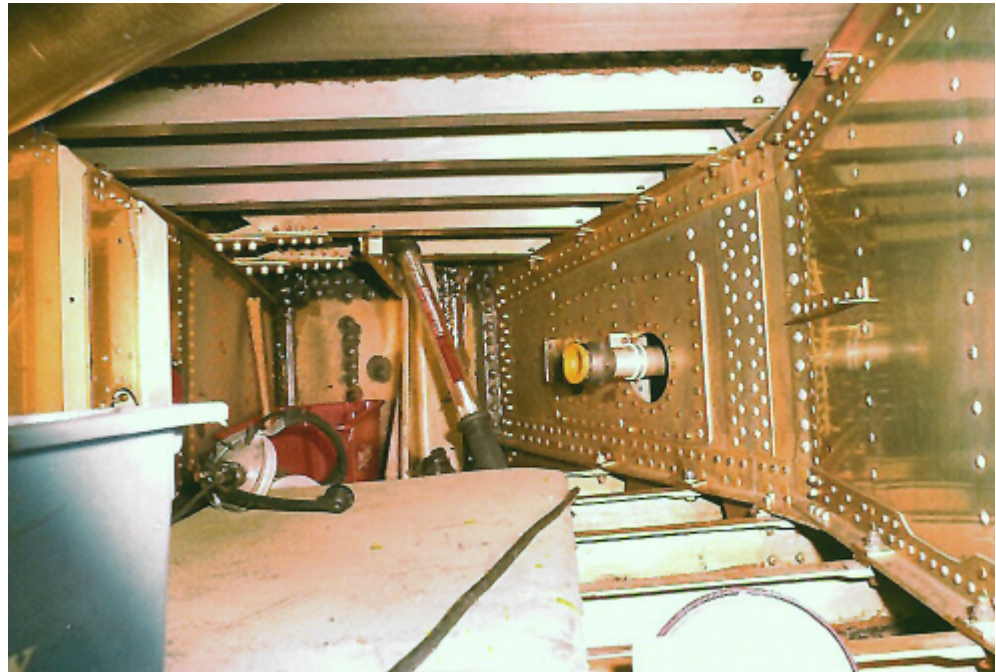
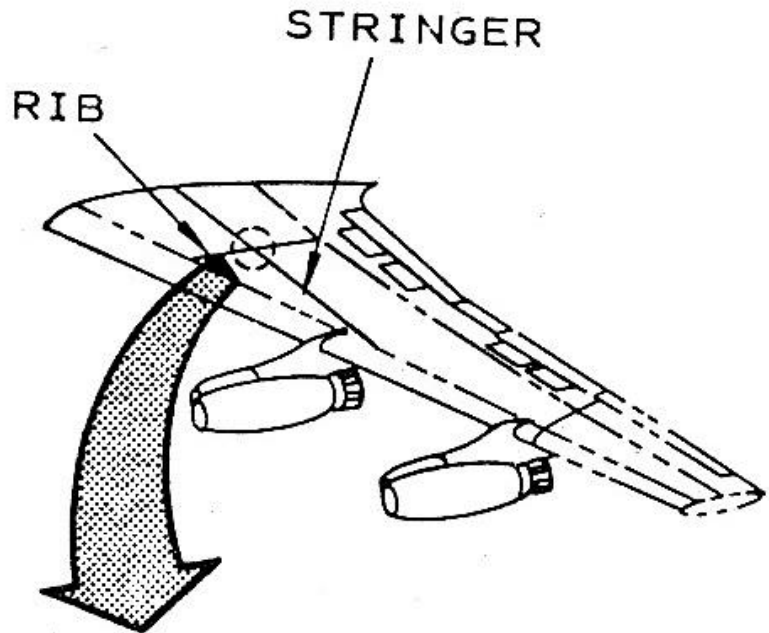




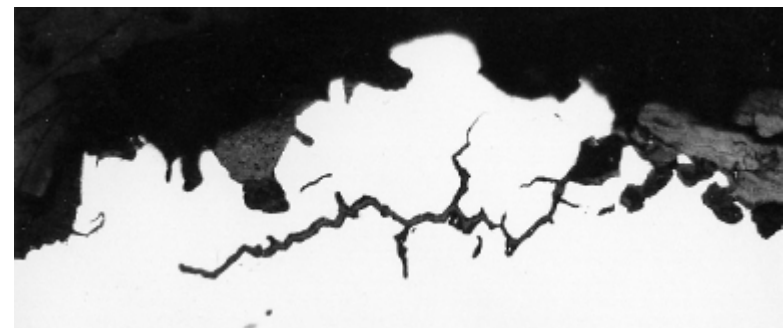
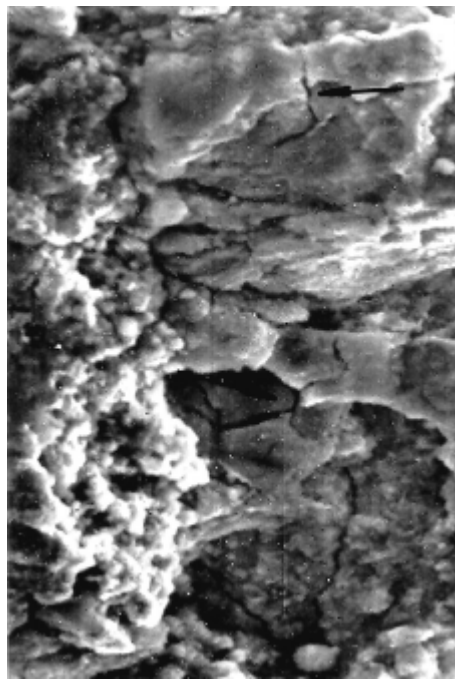
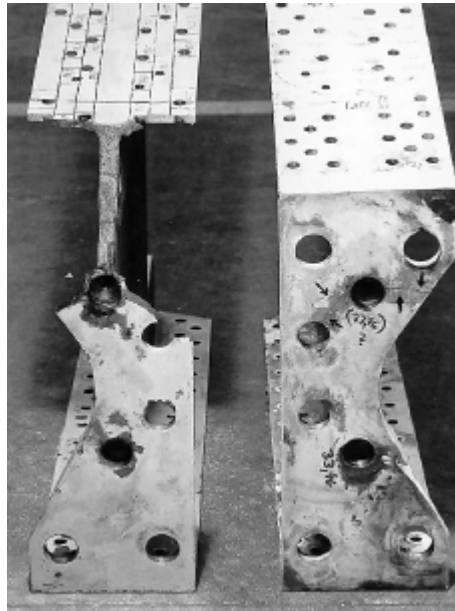
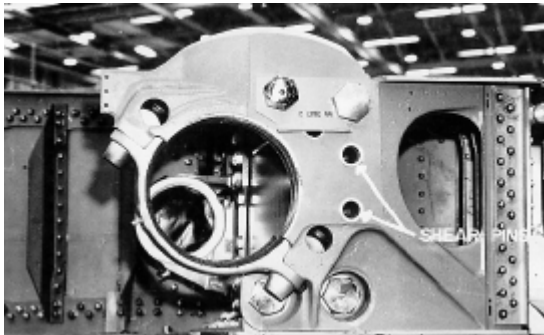
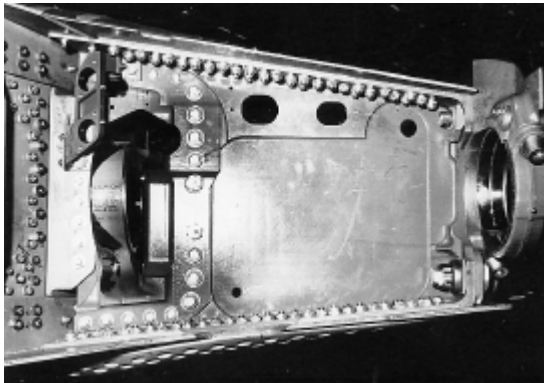
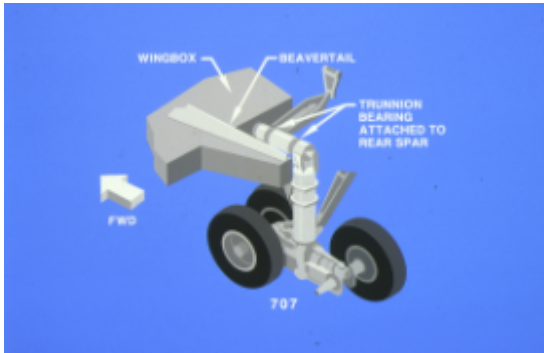
Betriebserfahrungen



Betriebserfahrungen



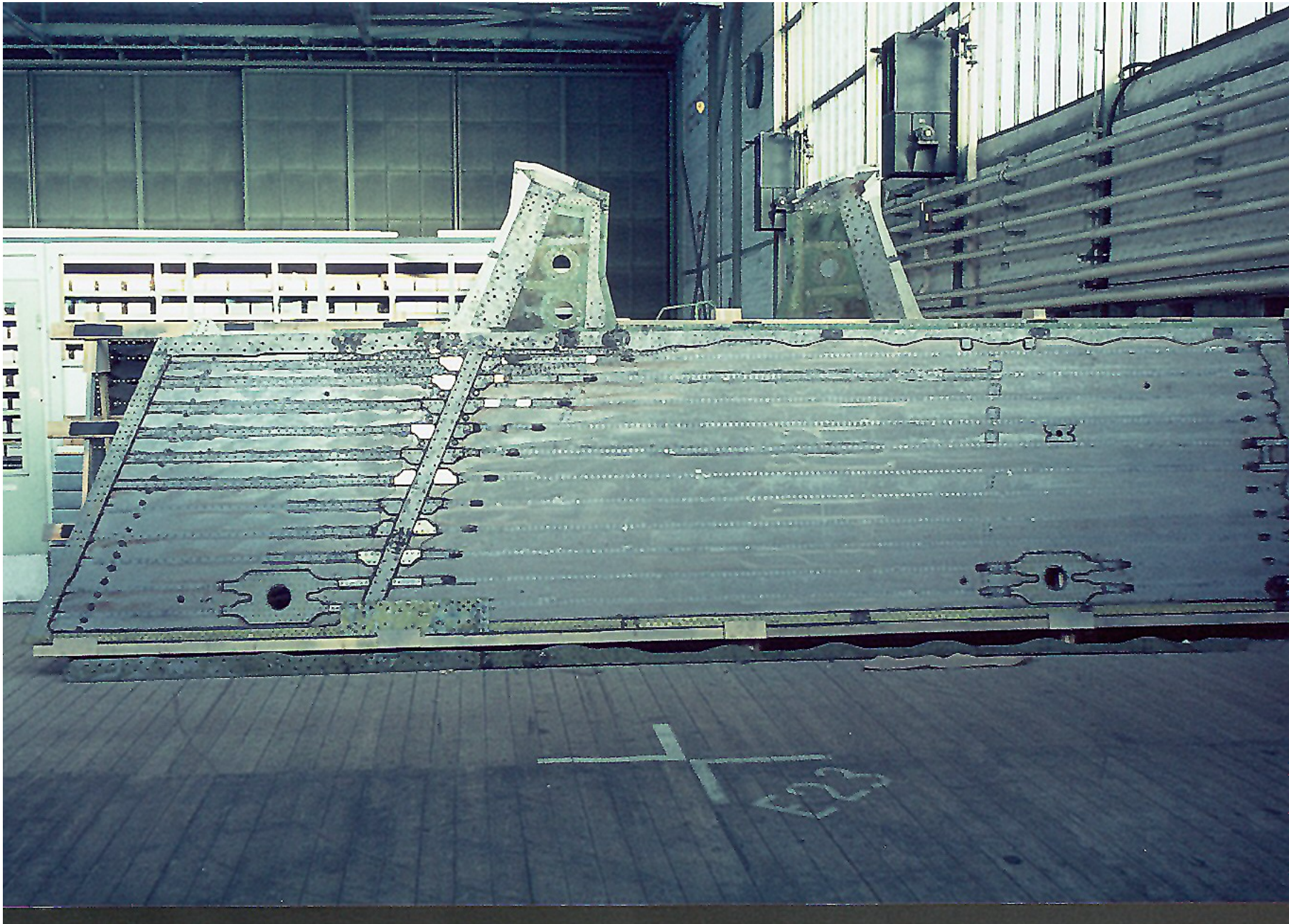
Betriebserfahrungen: 707 Fahrwerksaufnahme



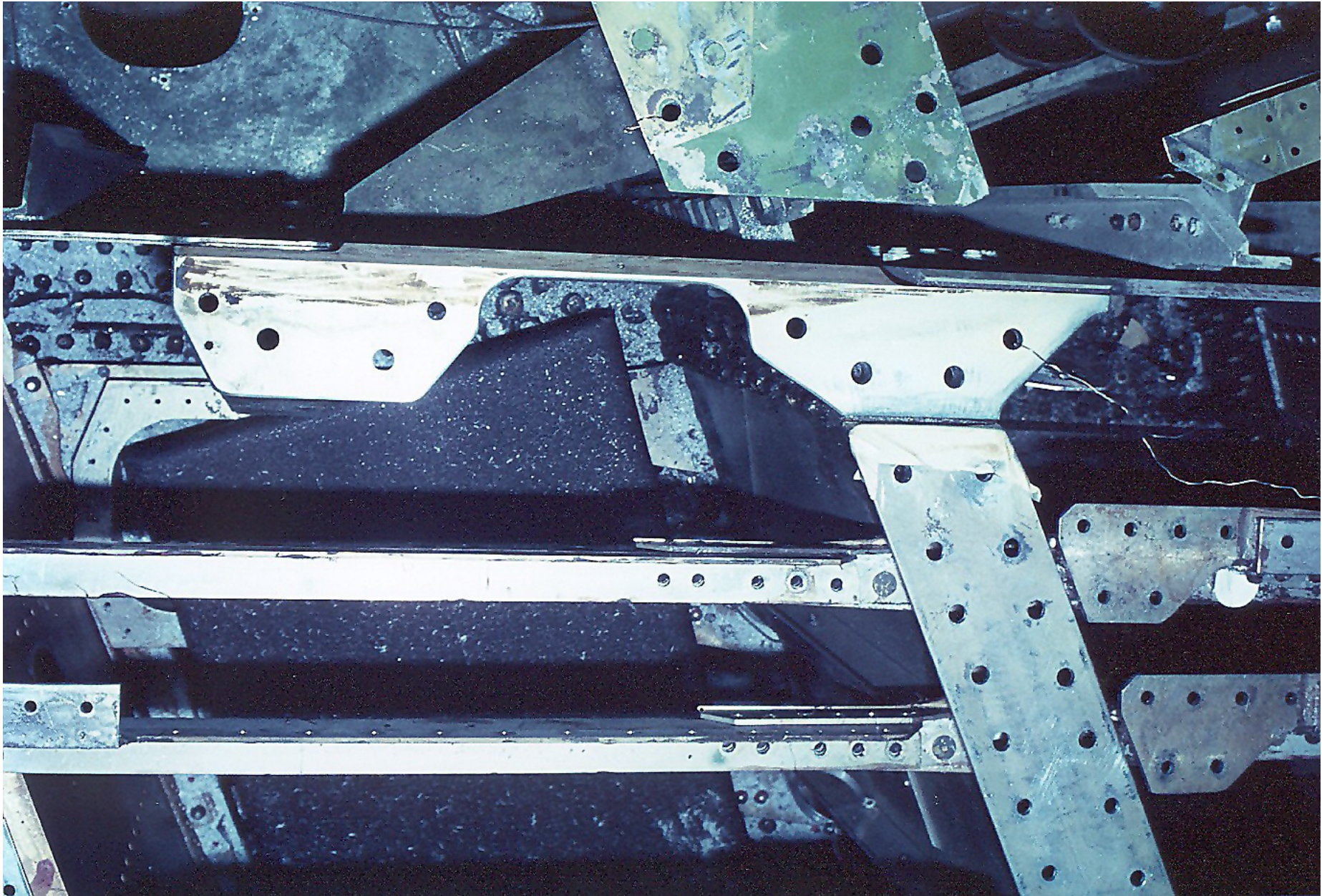
707 „Wing Life Extension Program“



707 „Wing Life Extension Program“



707 „Wing Life Extension Program“



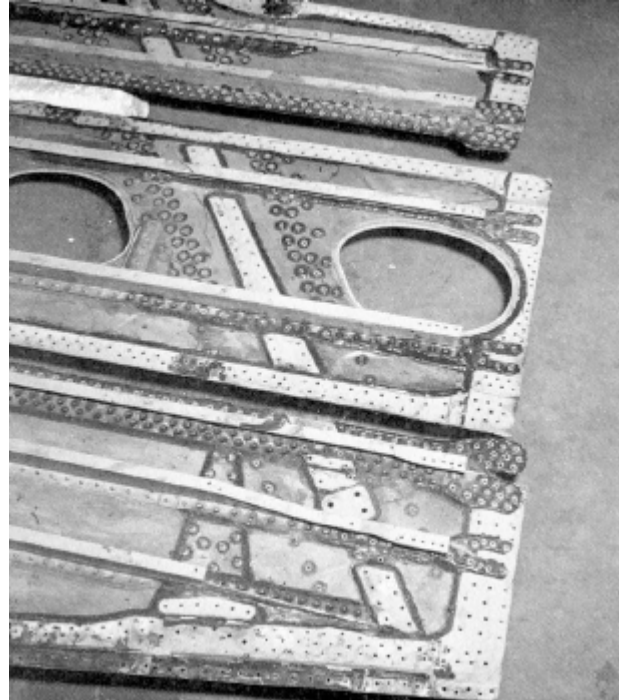
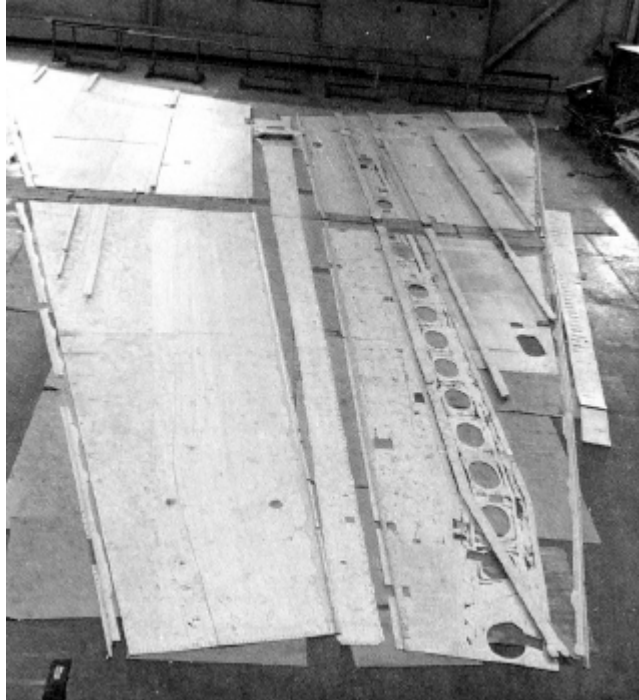
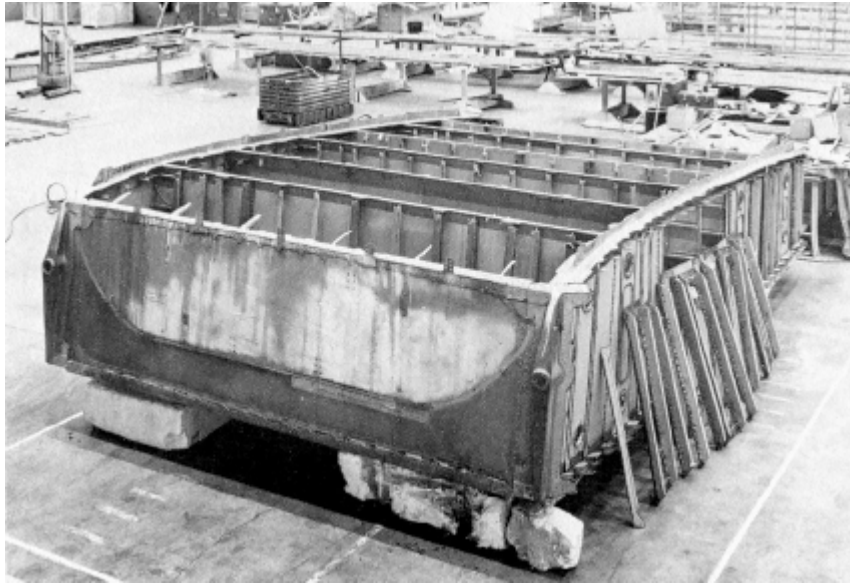
707 „Wing Life Extension Program“



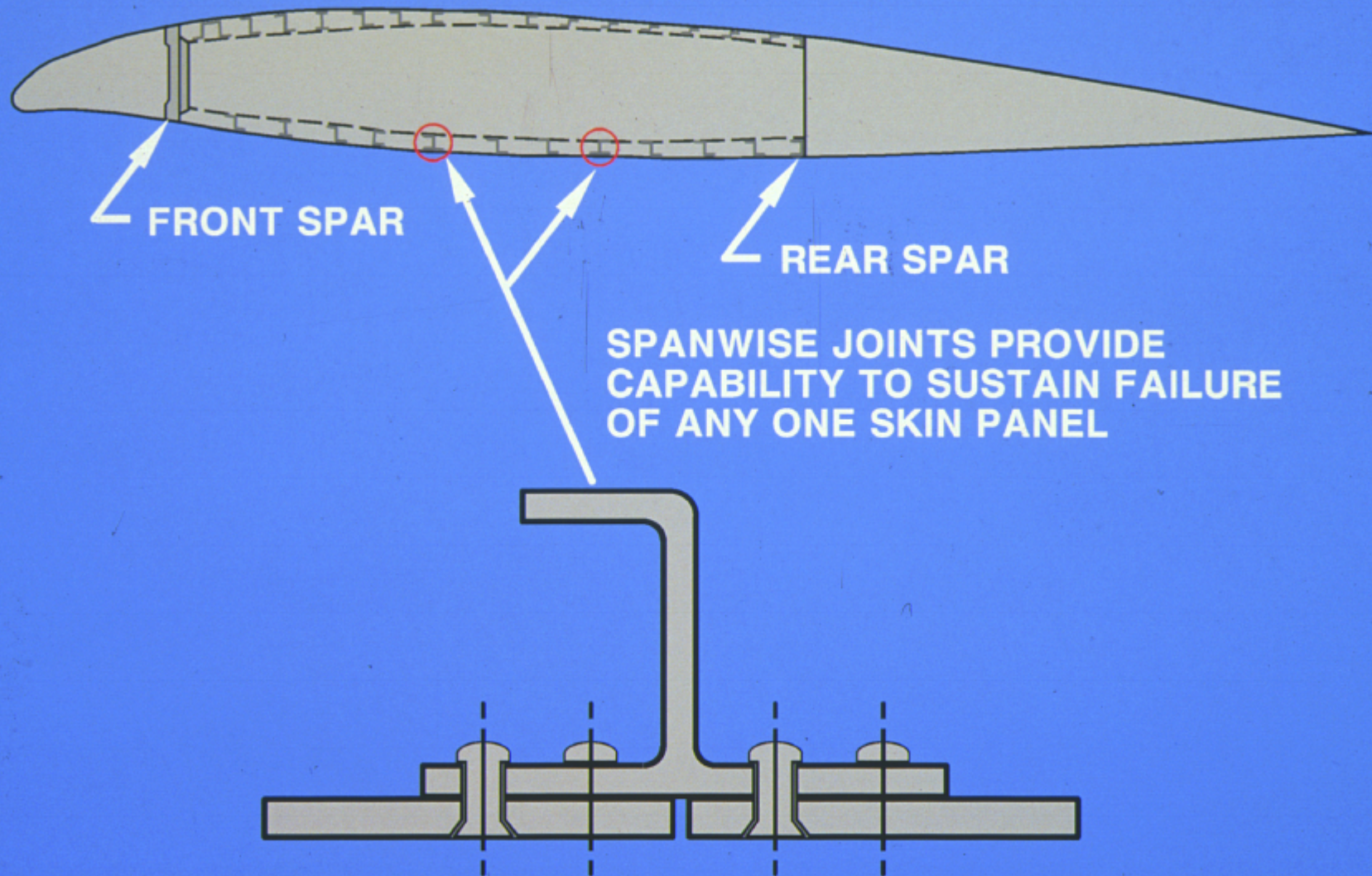
Weiterverwendung für „Tear Down Inspection“



Tear Down Inspection

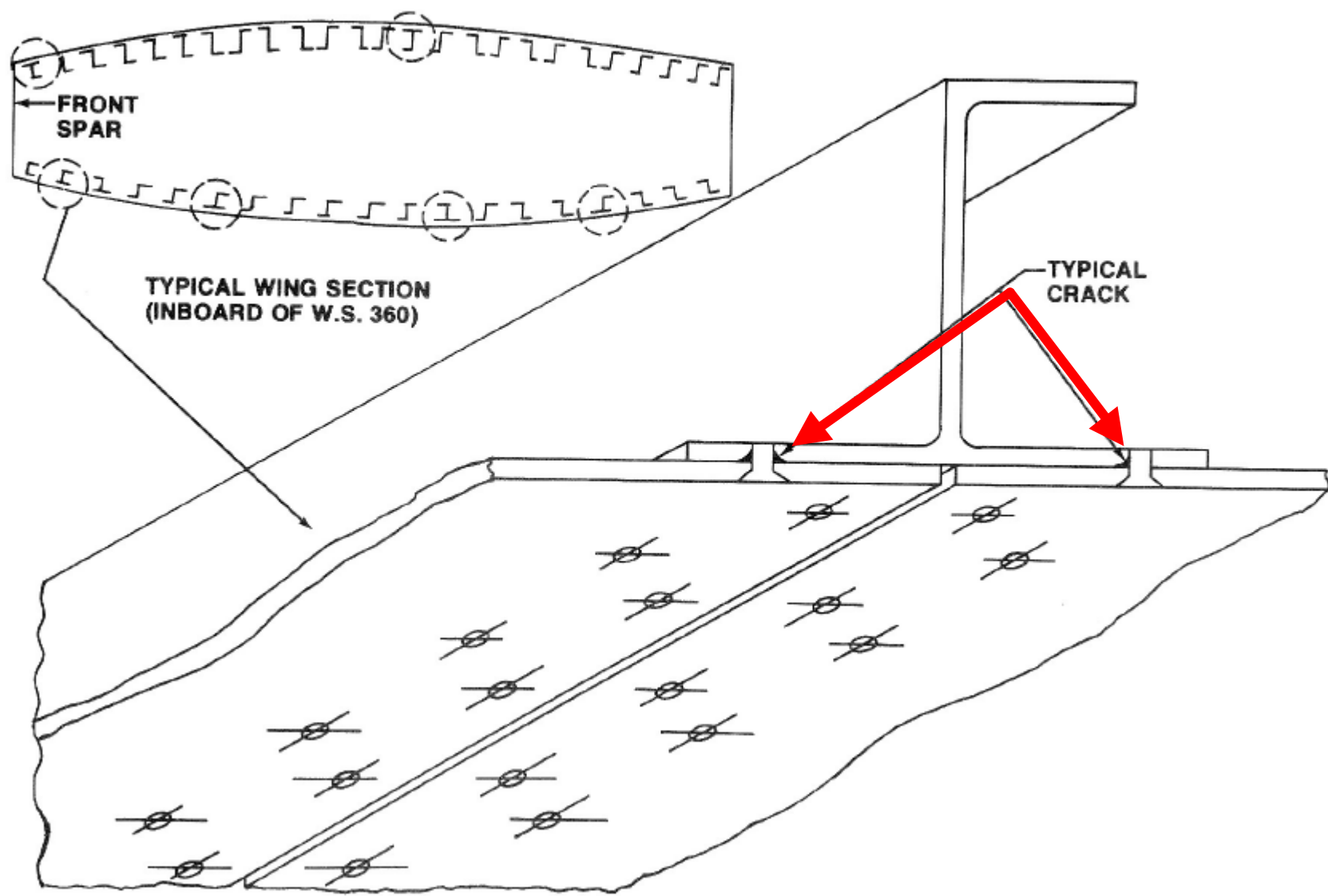


Tear Down Inspection: Ergebnisse



Tear Down Inspection: Ergebnisse

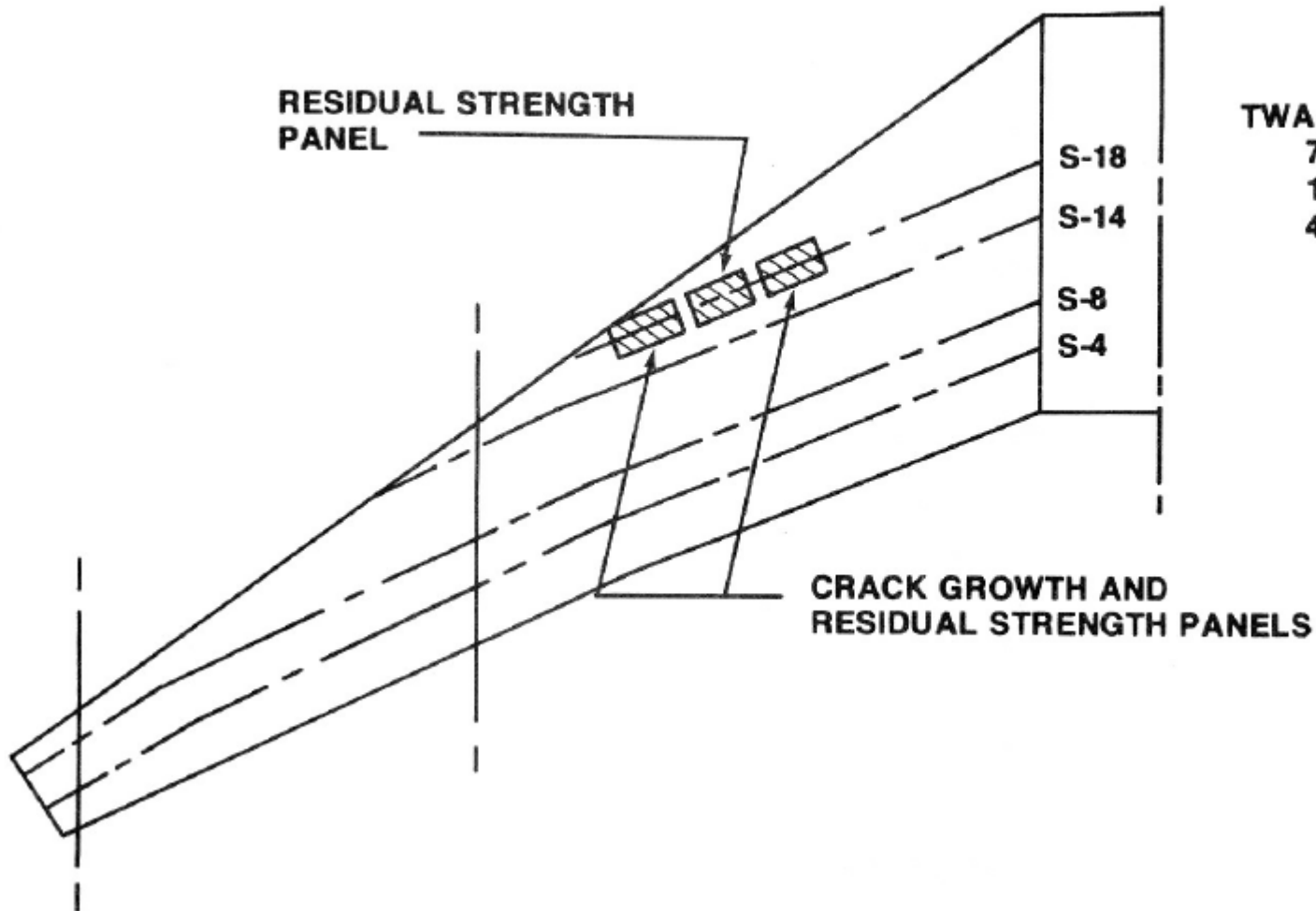
Typical Spanwise Skin Splice



Tear Down Inspection: Ergebnisse

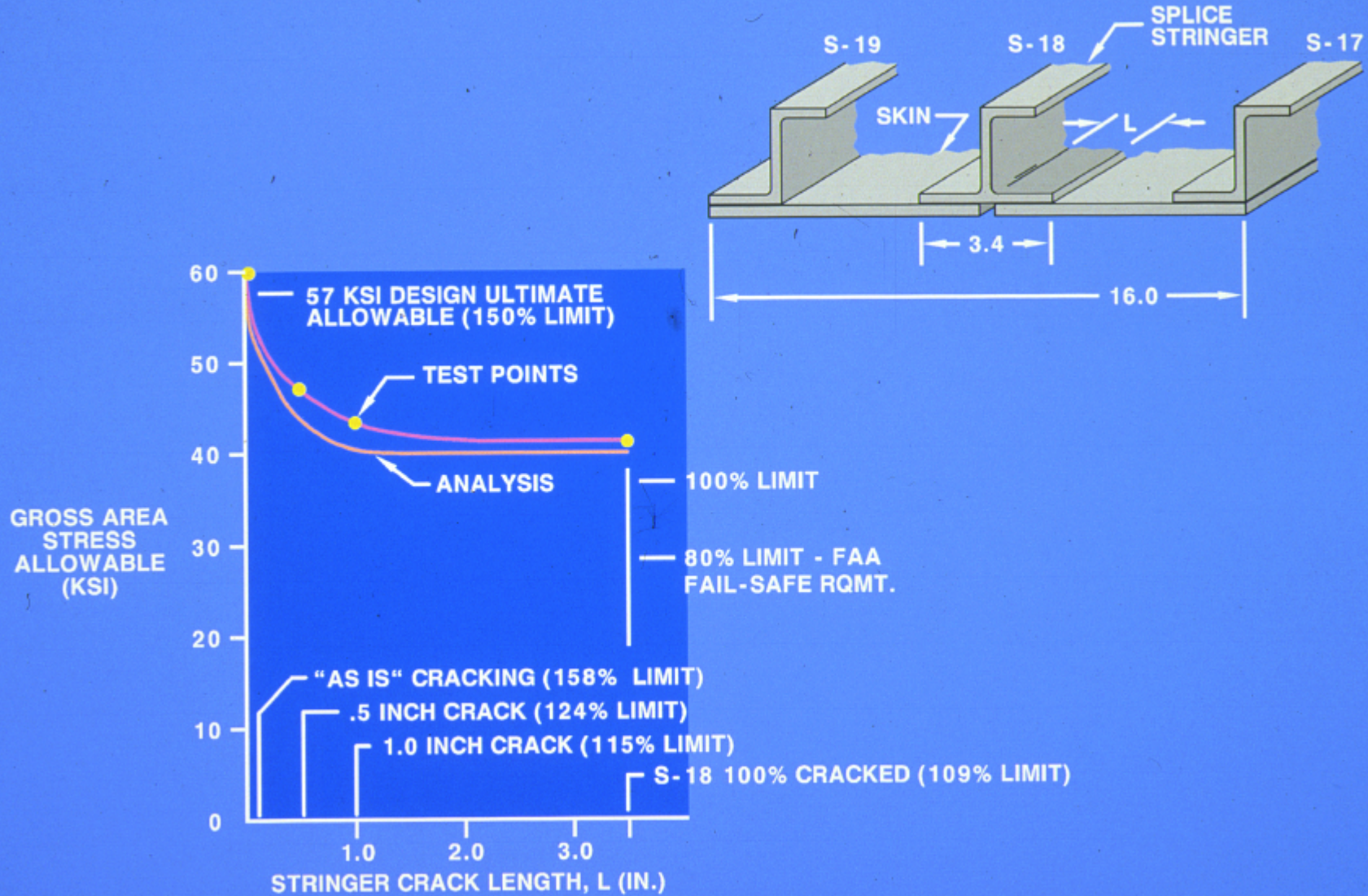
Testing – Panels

Lower Surface –L.H. Wing

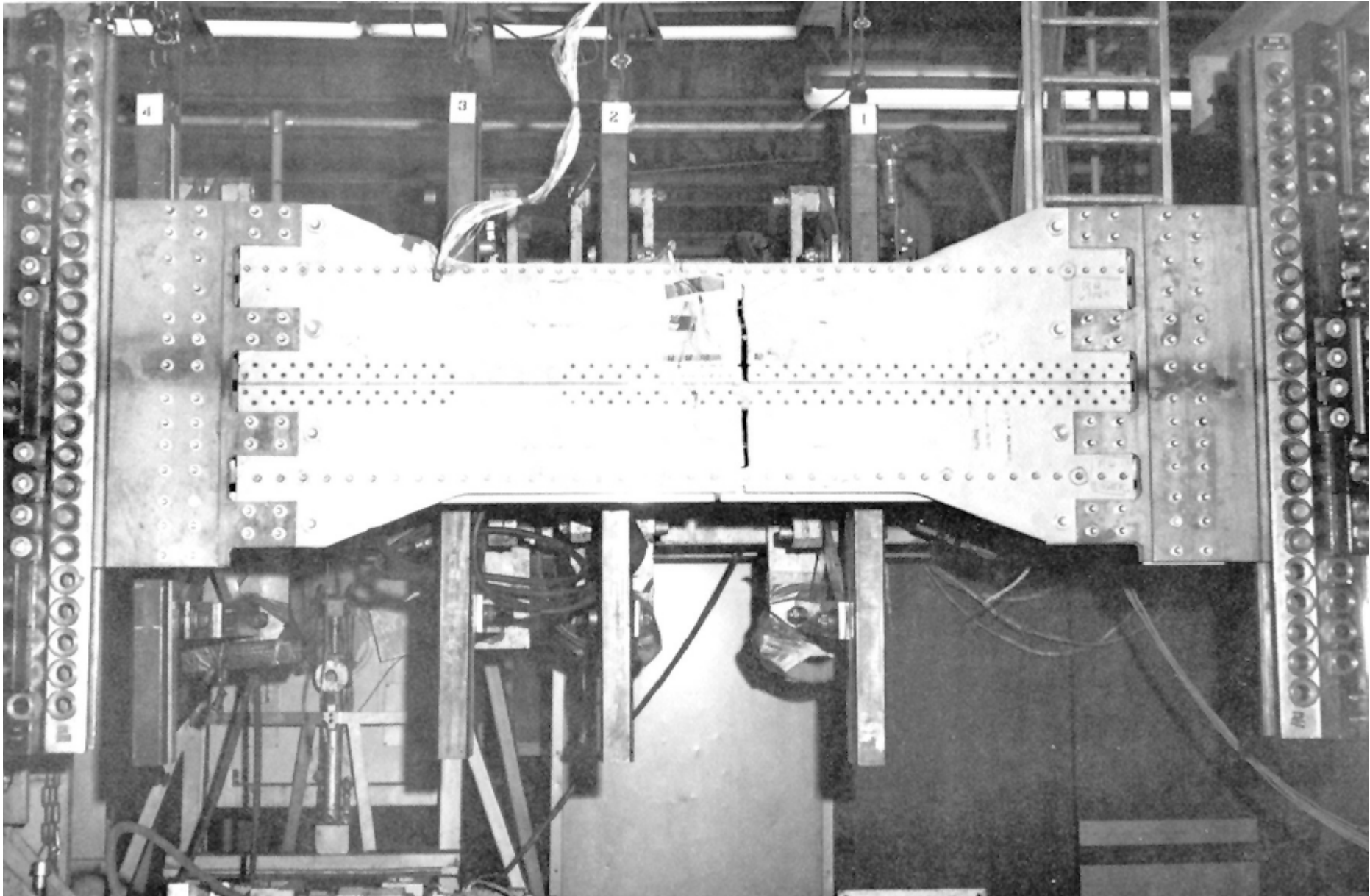


TWA TEARDOWN AIRPLANE
707-300 N761TW
13,600 LANDINGS
44,400 HOURS

Restfestigkeitsbetrachtung



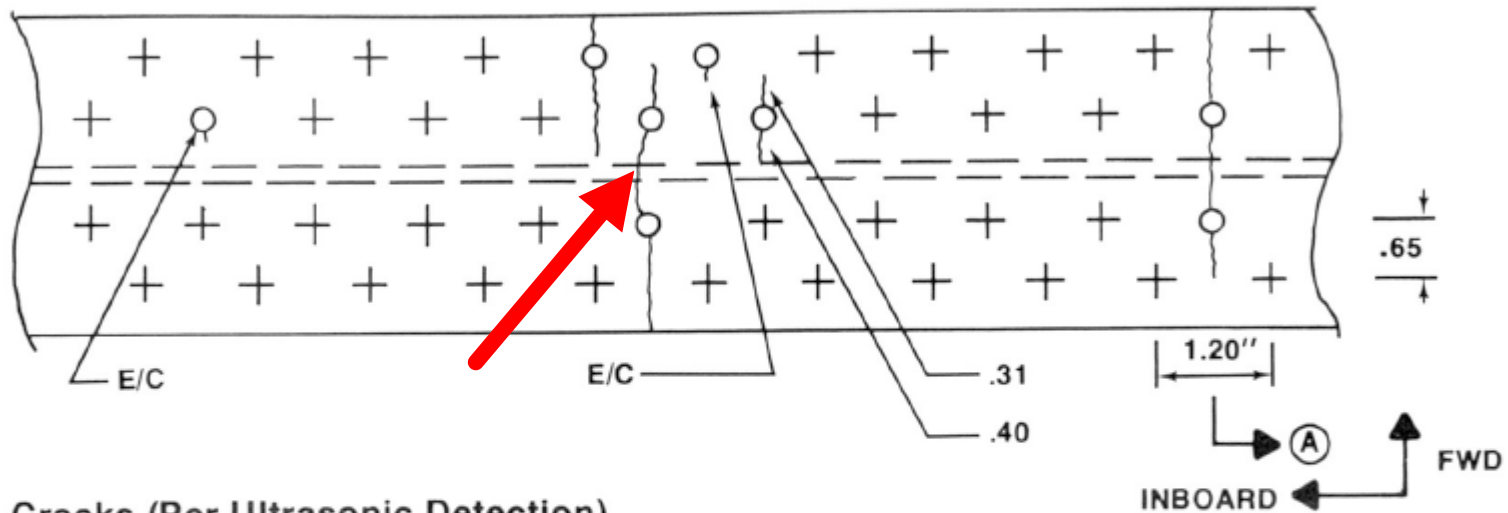
Tear Down Inspection: Ergebnisse



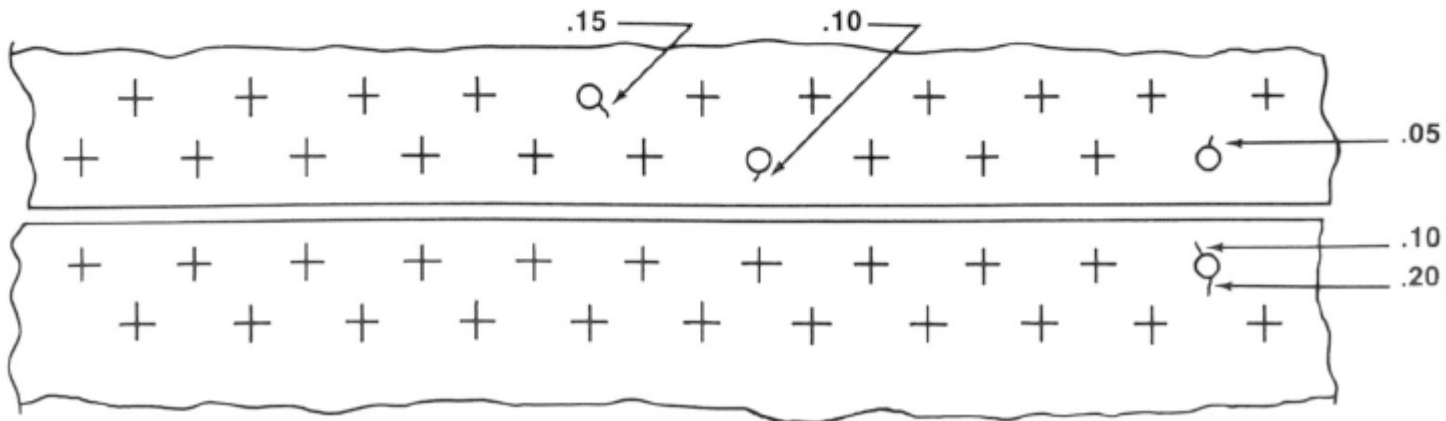
Tear Down Inspection: Ergebnisse

Fatigue Test of S-18 Inboard Panel From TWA (N761TW)

Stringer Cracks (Per Visual and Low Frequency Eddy Current Detection)



Skin Cracks (Per Ultrasonic Detection)

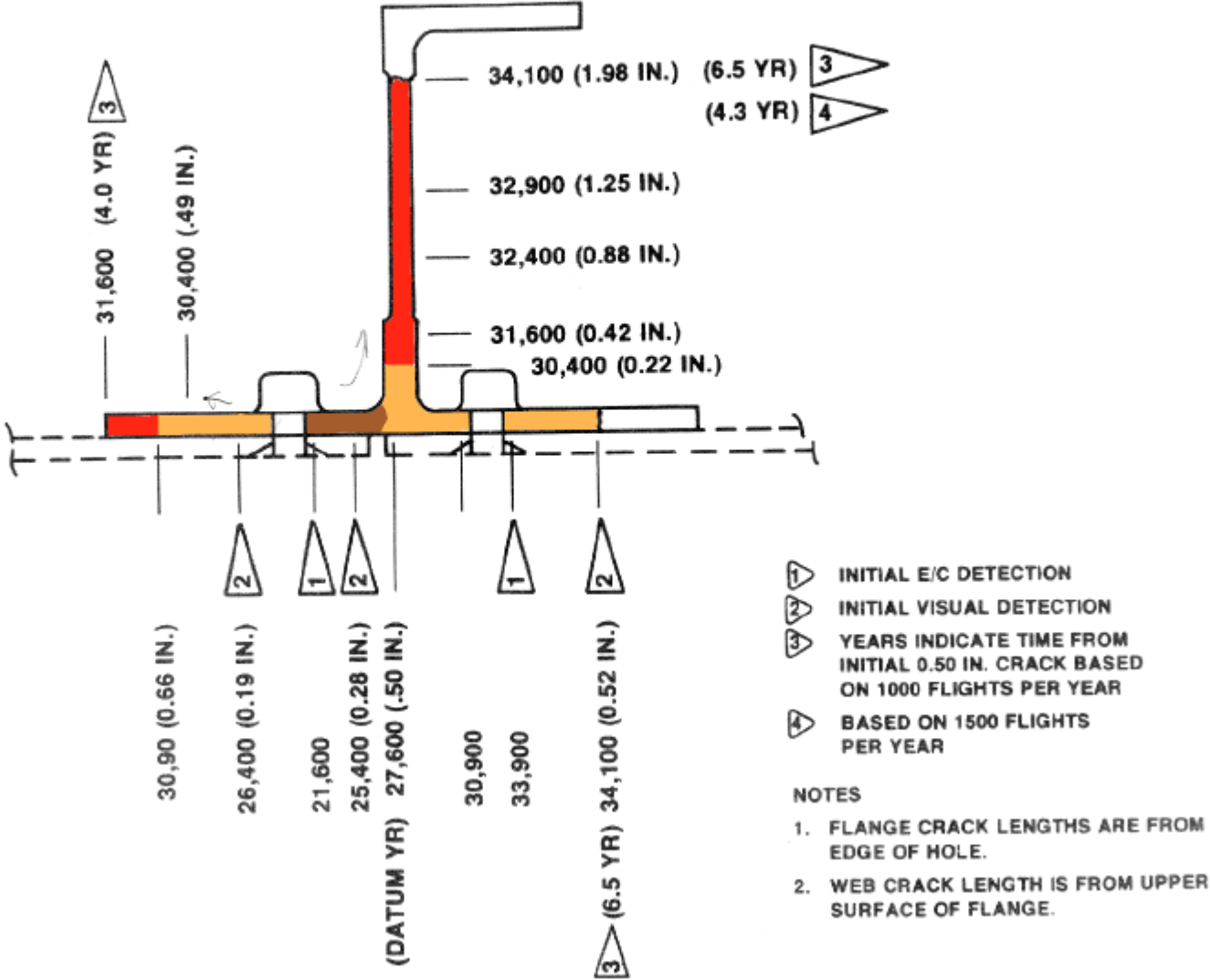


Equivalent Flights = 34,100

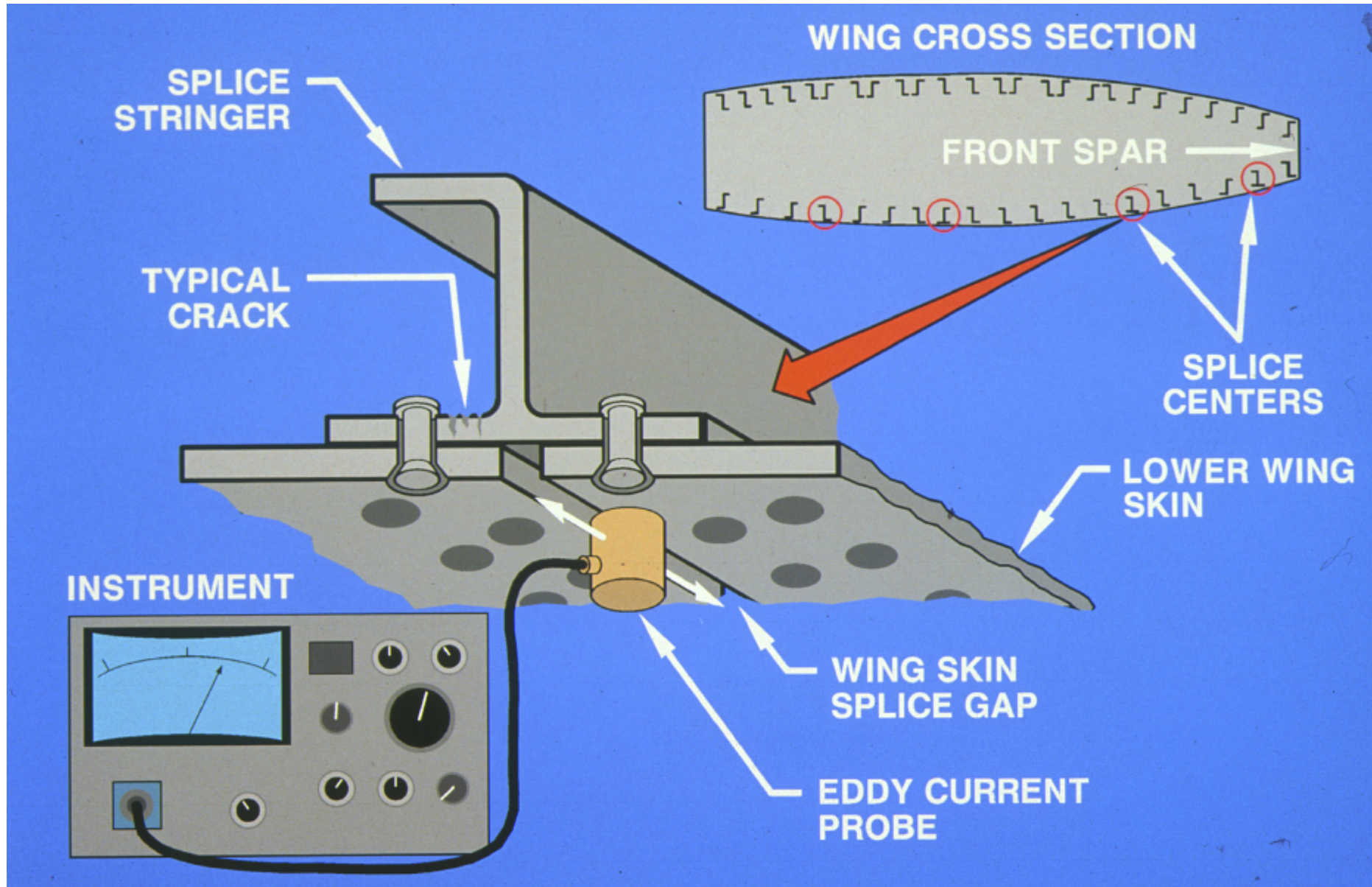
Tear Down Inspection: Ergebnisse

Fatigue Test of S-18 Inboard Panel From TWA (N761TW)

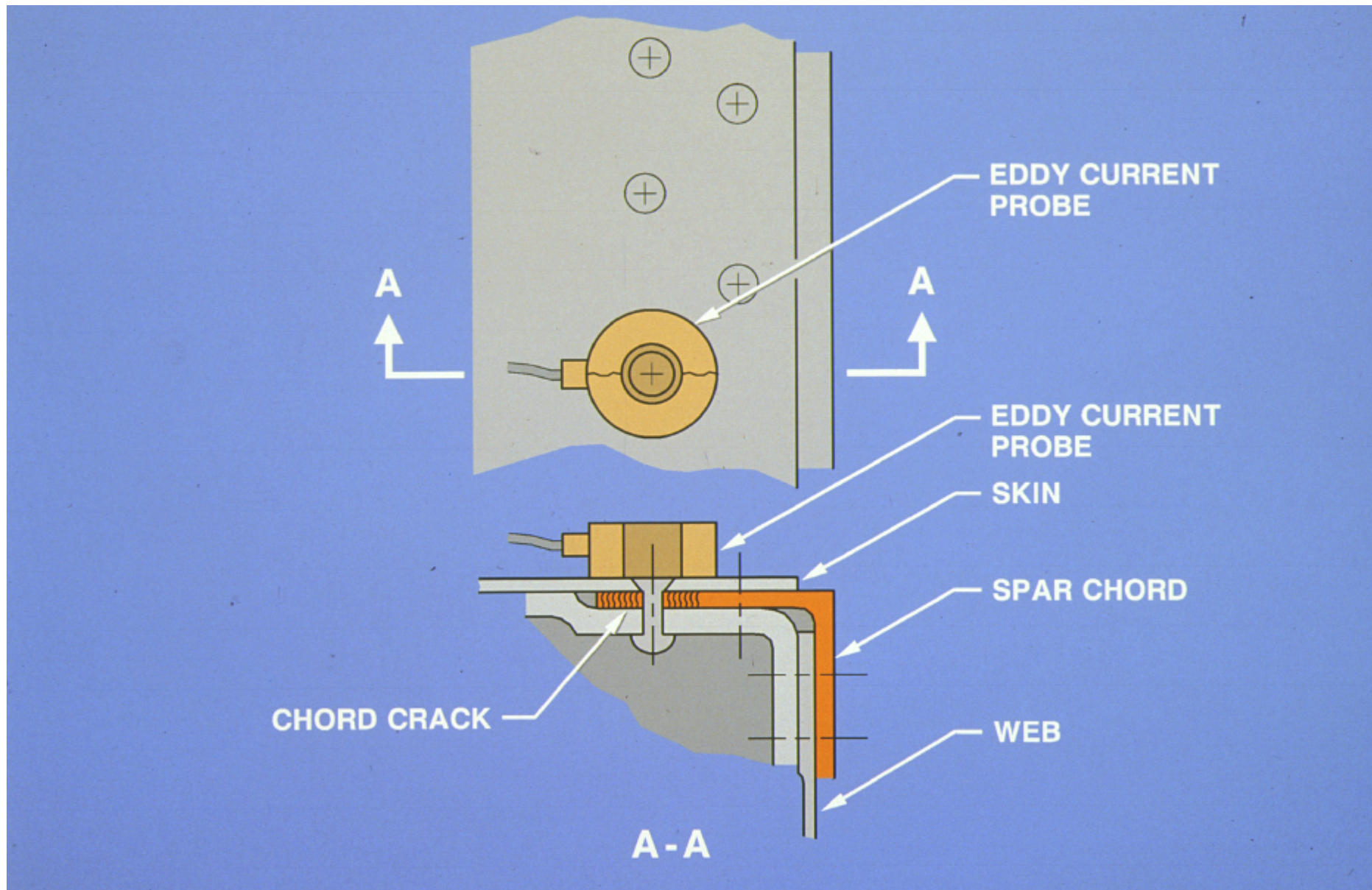
Stringer Crack Propagation—Equivalent Flights at **(A)**



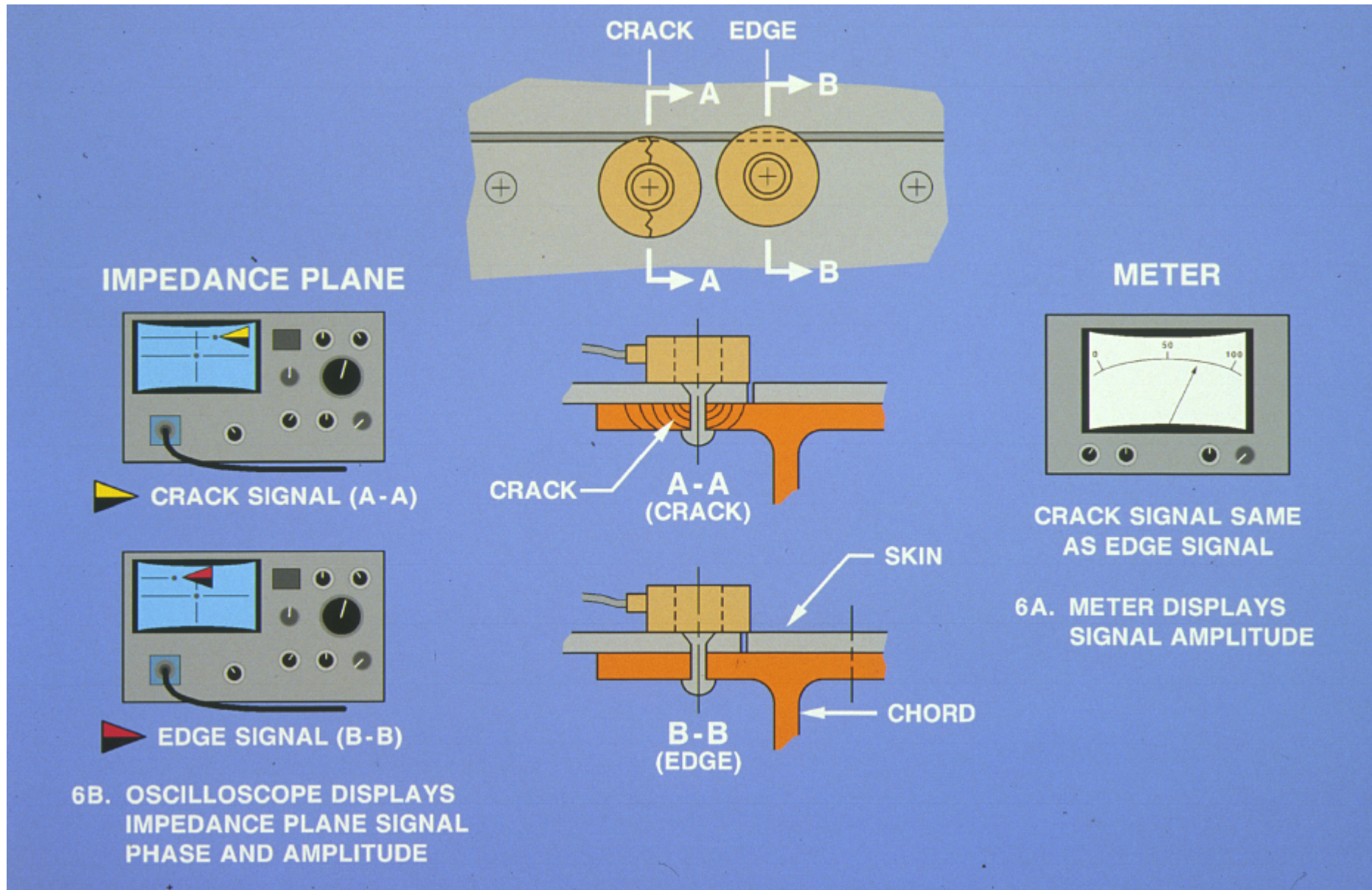
Entwicklung: Niederfrequenz Wirbelstromverfahren (NDT)



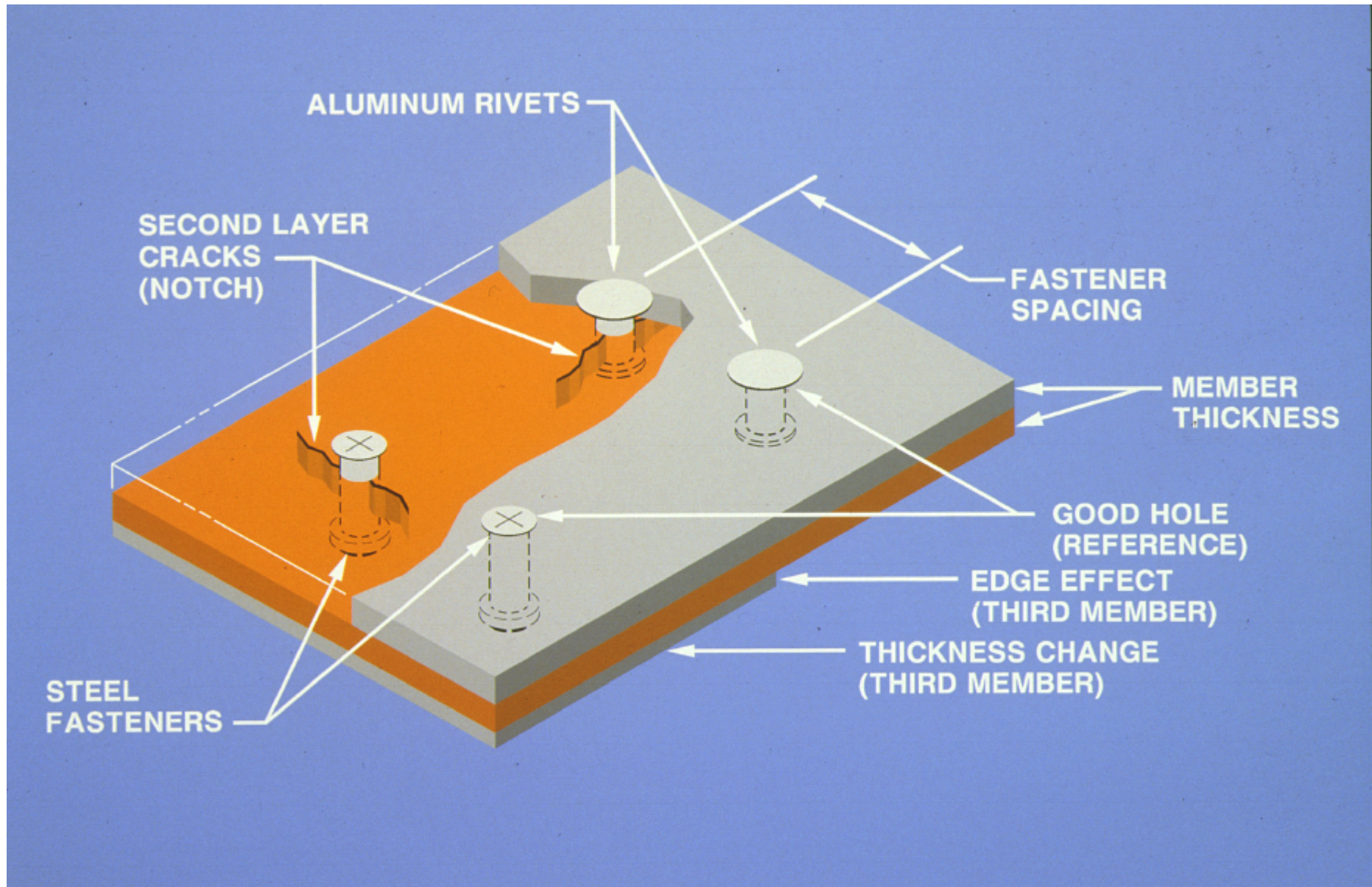
Entwicklung: Niederfrequenz Wirbelstromverfahren (NDT)



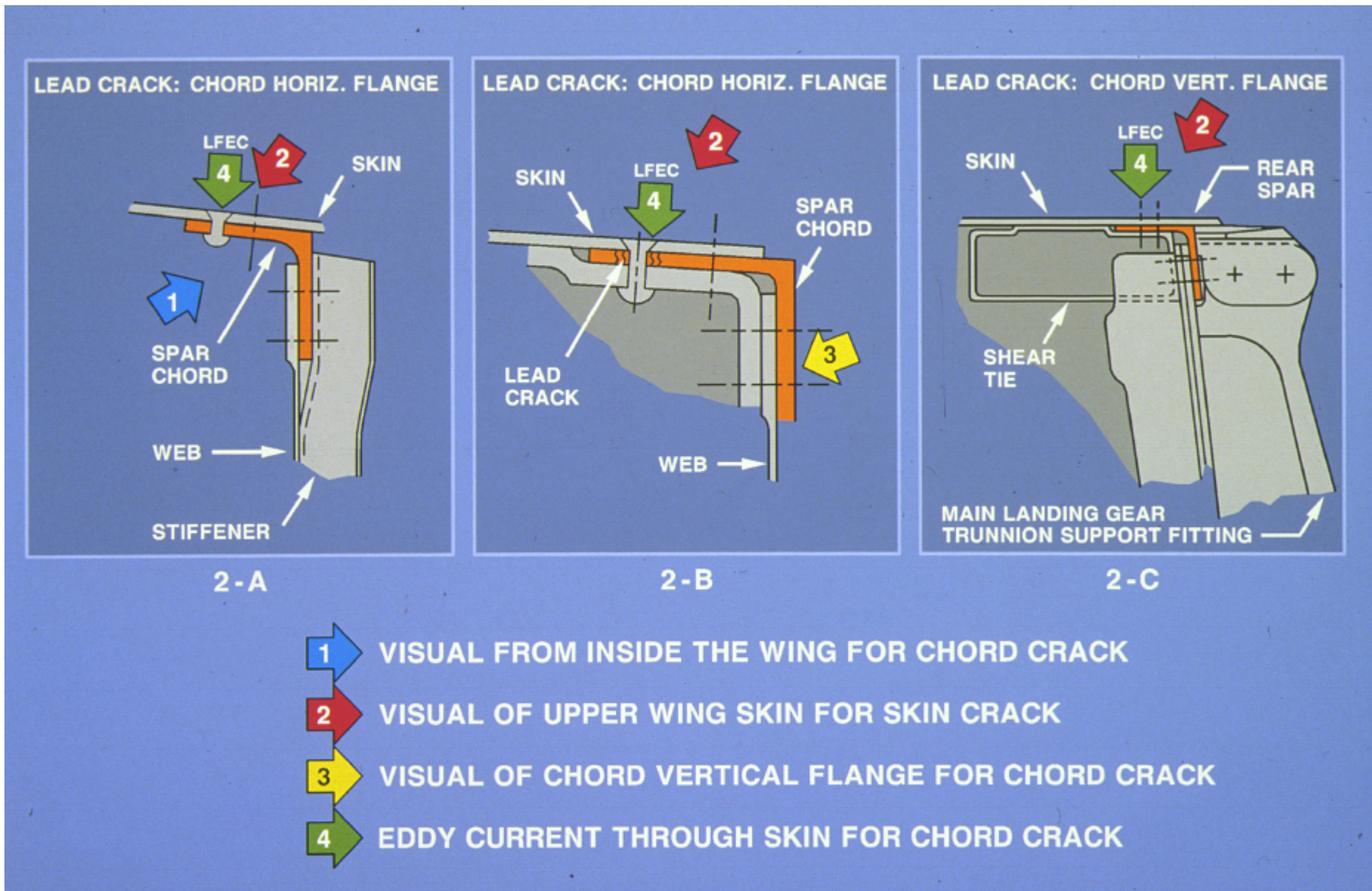
Entwicklung: Niederfrequenz Wirbelstromverfahren (NDT)



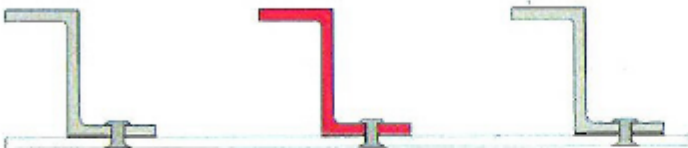
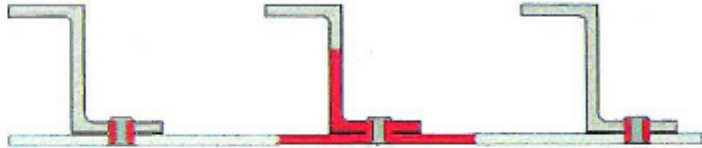
Niederfrequenz Wirbelstromverfahren (NDT): Prüfmodell



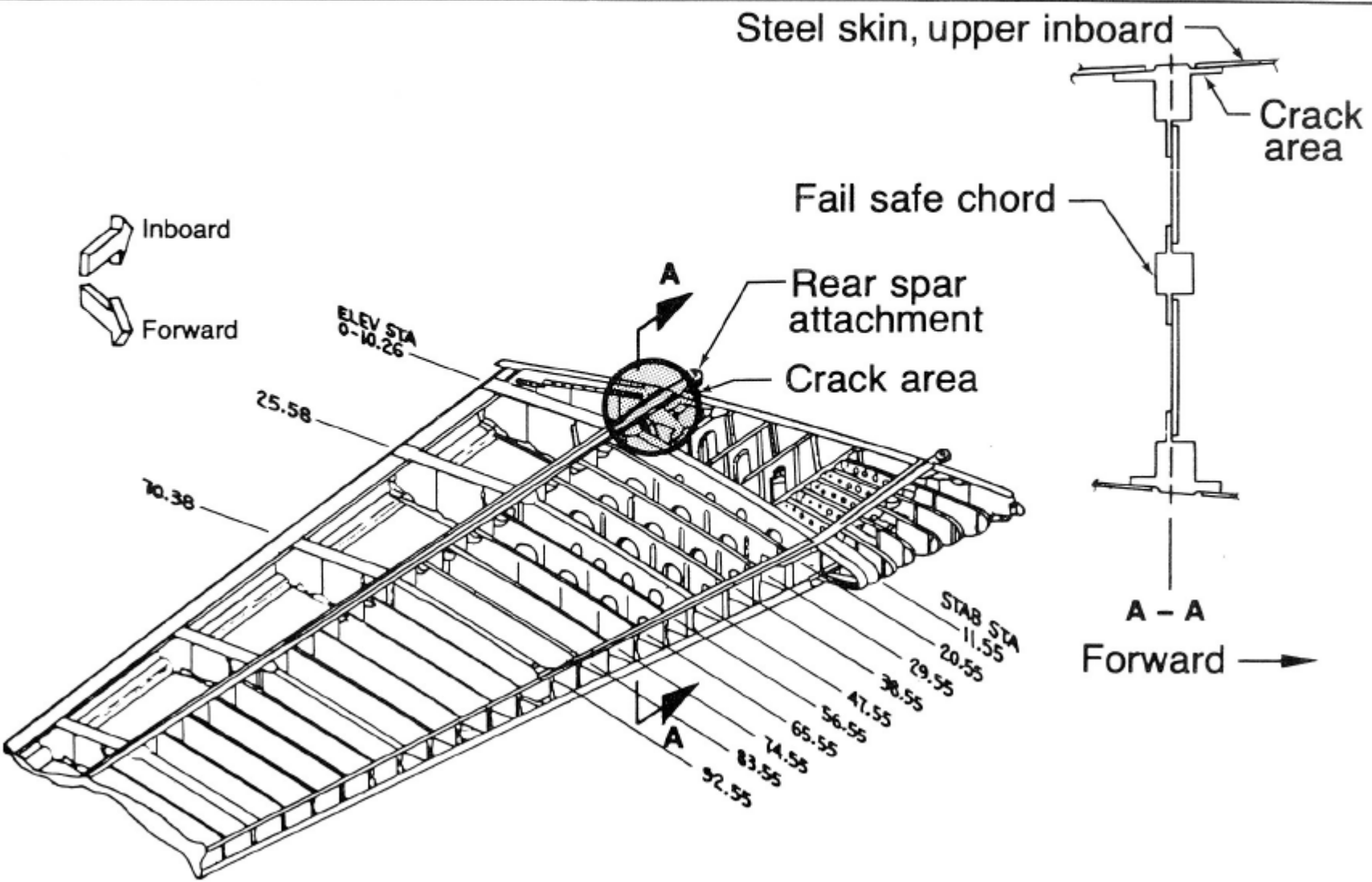
Kontrollarten für vermutete Risschäden (Lead Crack)



Änderung der Bauvorschriften: Fail-Safe / Damage-Tolerant

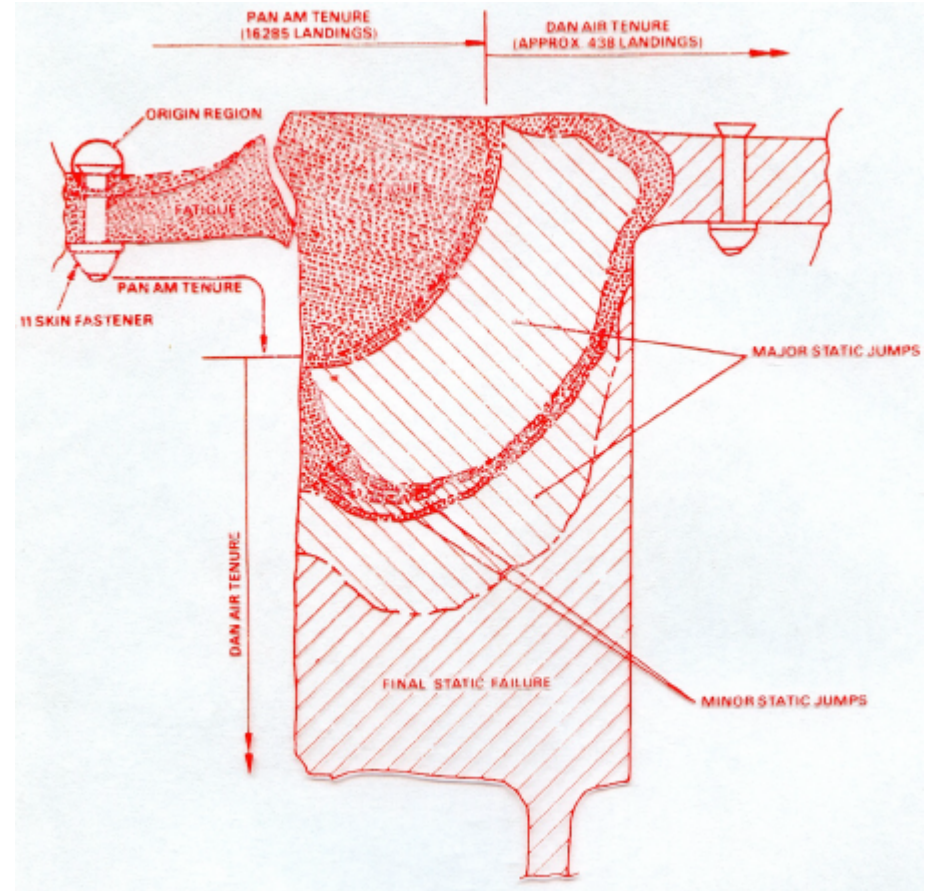
ANALYSIS	FAR 25.571(PRE-1978)	FAR 25.571(POST-1978)
RESIDUAL STRENGTH	<ul style="list-style-type: none"> ● SINGLE ELEMENT OR OBVIOUS PARTIAL FAILURE 	<ul style="list-style-type: none"> ● MULTIPLE ACTIVE CRACKS 
CRACK GROWTH	<ul style="list-style-type: none"> ● NO ANALYSIS REQUIRED 	<ul style="list-style-type: none"> ● EXTENSIVE ANALYSIS REQUIRED
INSPECTION PROGRAM	<ul style="list-style-type: none"> ● BASED ON SERVICE HISTORY ● FAA AIR CARRIER APPROVAL 	<ul style="list-style-type: none"> ● RELATED TO STRUCTURAL DAMAGE CHARACTERISTICS AND PAST SERVICE HISTORY ● INITIAL FAA ENGINEERING AND AIR CARRIER APPROVAL

707-300/400 Stabilizer Cracking





Unfallanalyse



Over-lay to Figure 6 - Fatigue Fracture details



CRACK PROGRESSION IN FATIGUE MODE



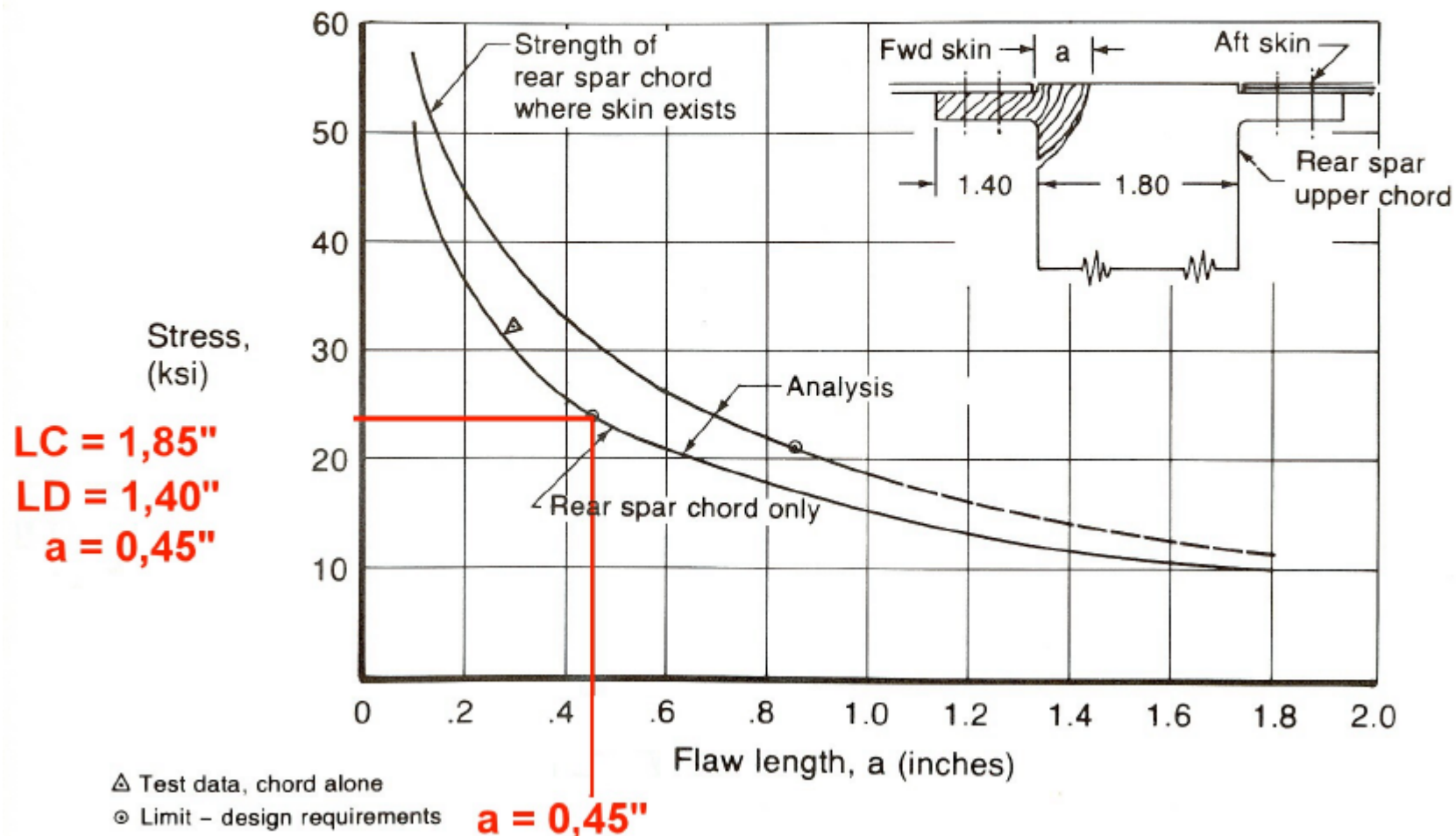
CRACK PROGRESSION AS "SINGLE" STATIC TENSILE JUMP



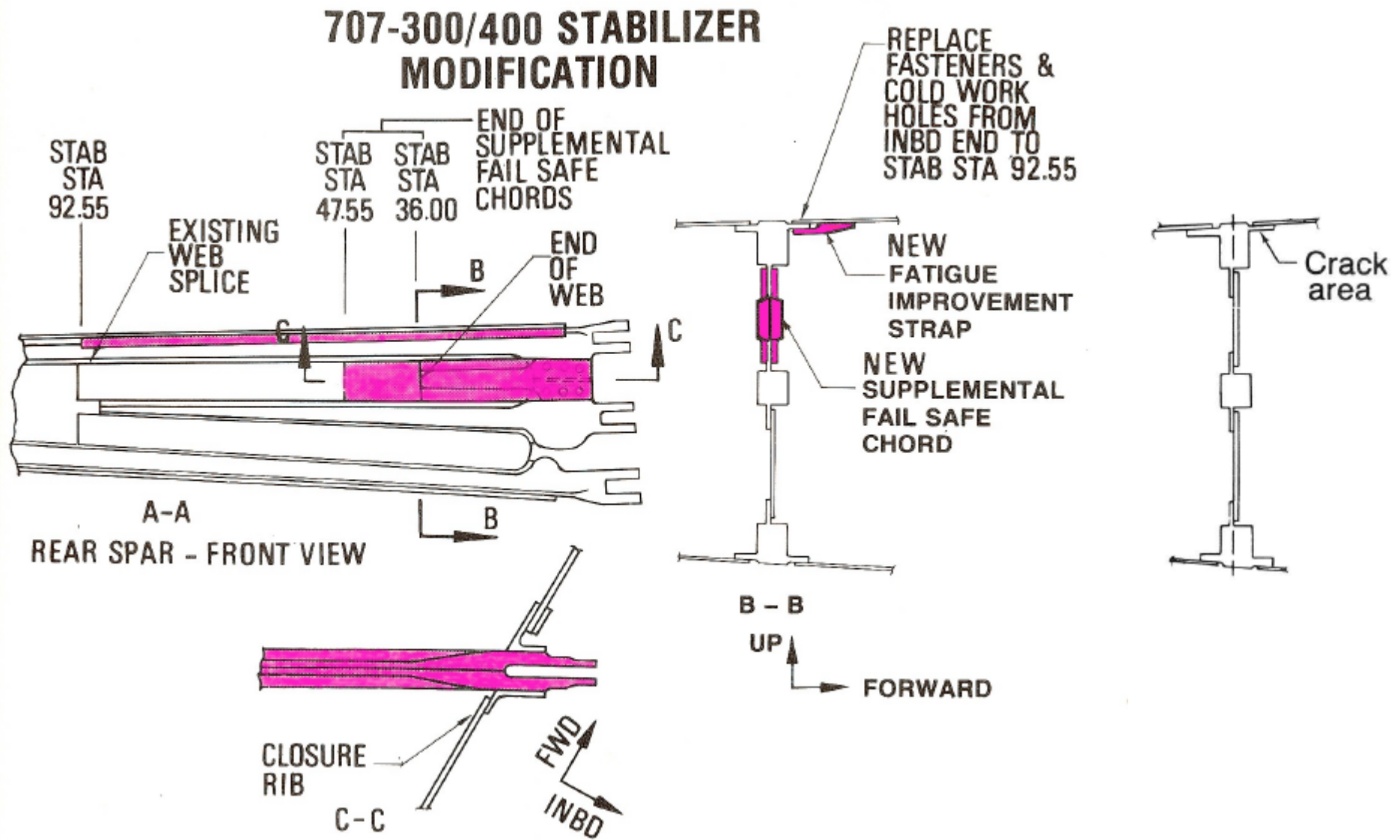
FINAL STATIC TENSILE FAILURE

Stabilizer Spar Chord

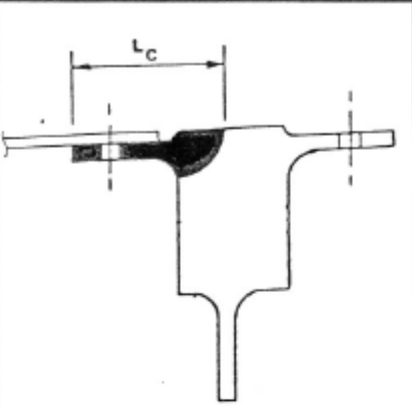
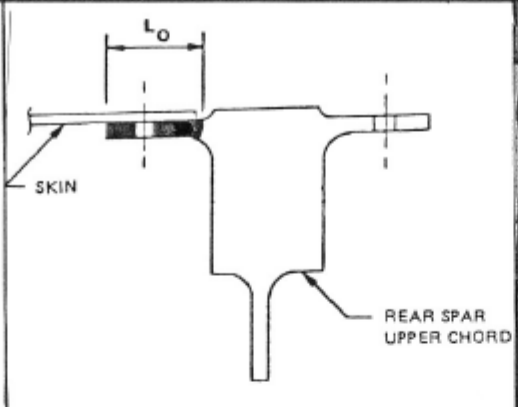
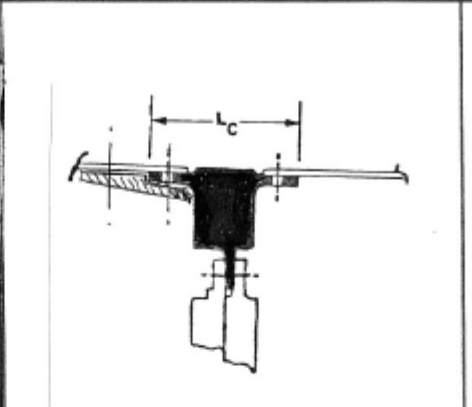
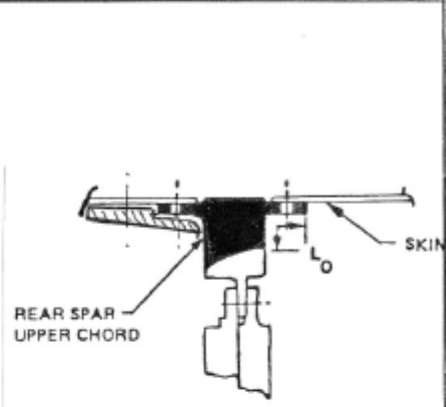
Residual Strength



707: Änderung der Höhenflossenstruktur



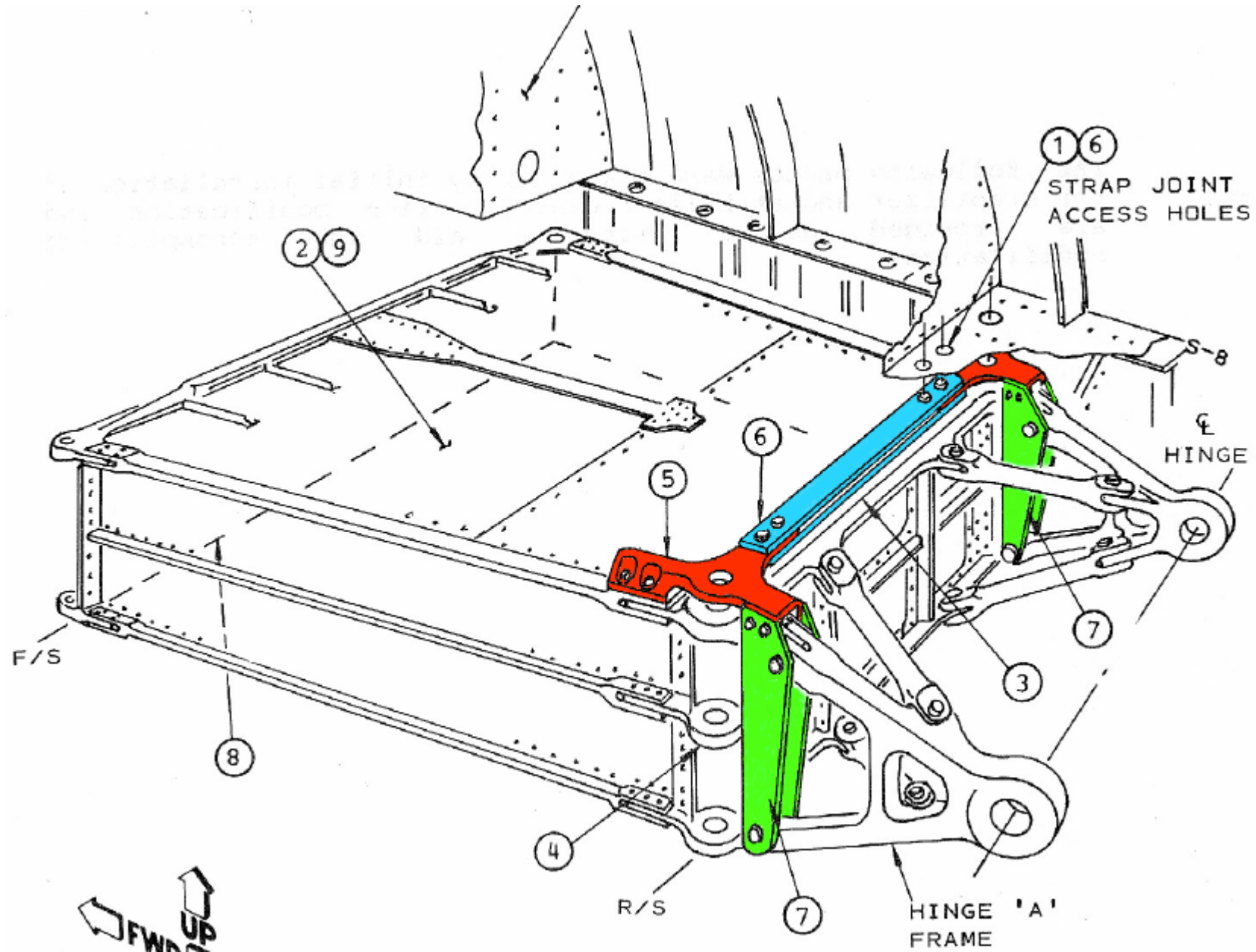
Einfluss der Modifikation auf die Schadenstoleranz

 <p style="text-align: center;">CRITICAL CRACK CONDITION</p> <p style="text-align: center;">$L_c = 1.85$</p>	 <p style="text-align: center;">DETECTABLE CRACK CONDITION</p> <p style="text-align: center;">$L_0 = 1.4$</p>	 <p style="text-align: center;">CRITICAL CRACK CONDITION</p> <p style="text-align: center;">$L_c = \text{COMPLETELY CRACKED CHORD}$</p>	 <p style="text-align: center;">DETECTABLE CRACK CONDITION</p> <p style="text-align: center;">$L_0 = \text{LARGE CHORD CRACK}$</p>
<p>FLIGHTS - DETECTABLE TO CRITICAL</p> <p style="text-align: right;">960 FLIGHTS</p>	<p>FLIGHTS - DETECTABLE TO CRITICAL</p> <p style="text-align: right;">SEE NOTE</p>		
<p>NOT MODIFIED</p>		<p>MODIFIED</p>	
<p>IMPACT OF MODIFICATION</p>			

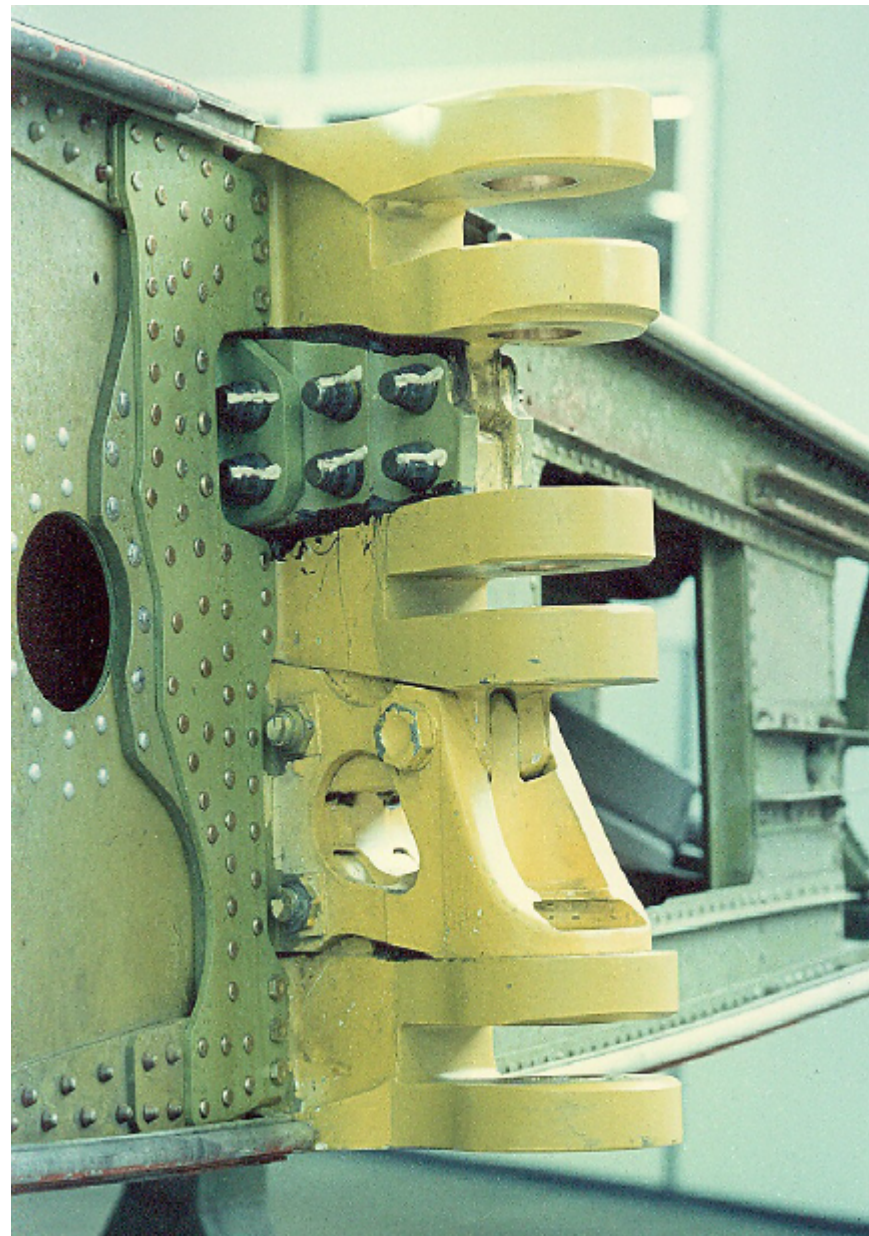
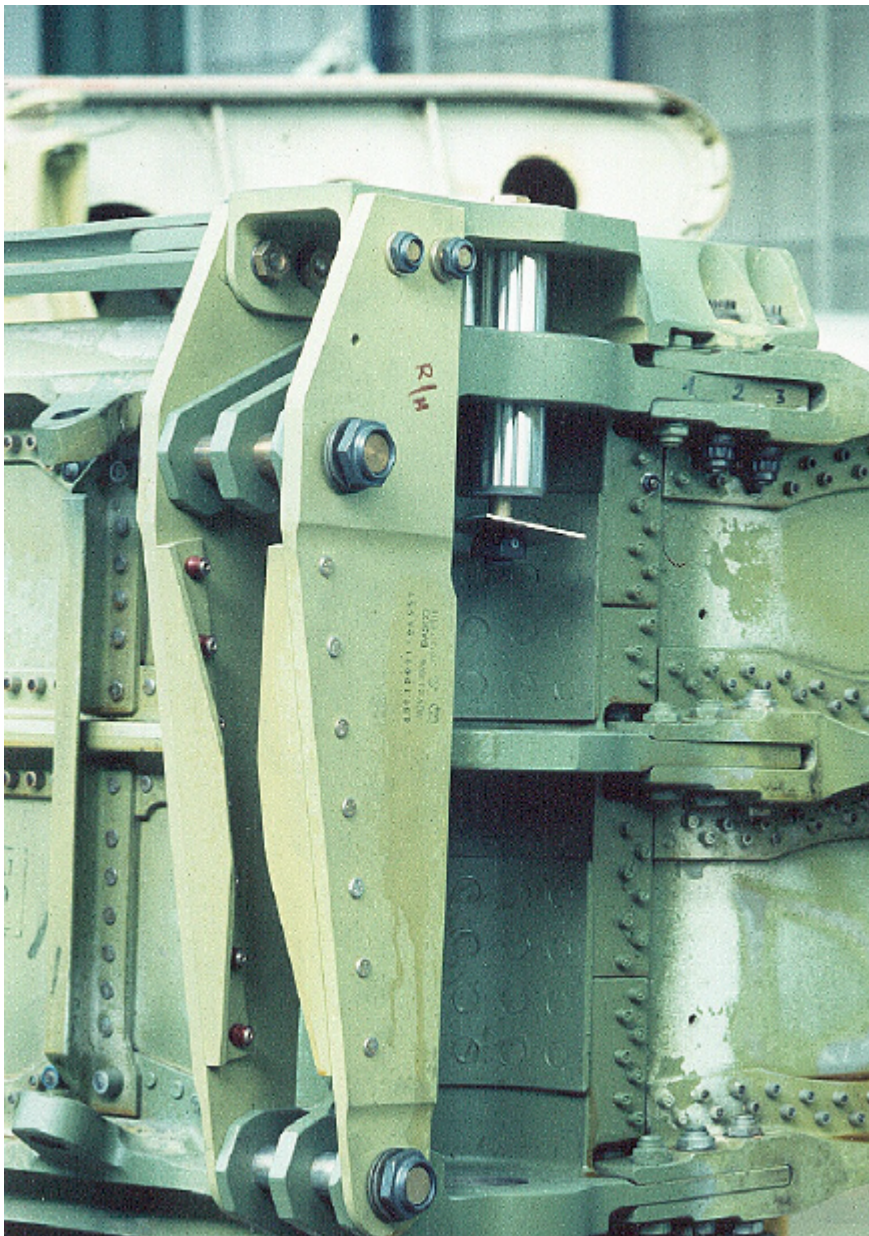
NOTES

The rear spar center chord provides an alternate load path and is capable of carrying operating loads for 2,000 flight with the rear spar upper chord completely cracked.

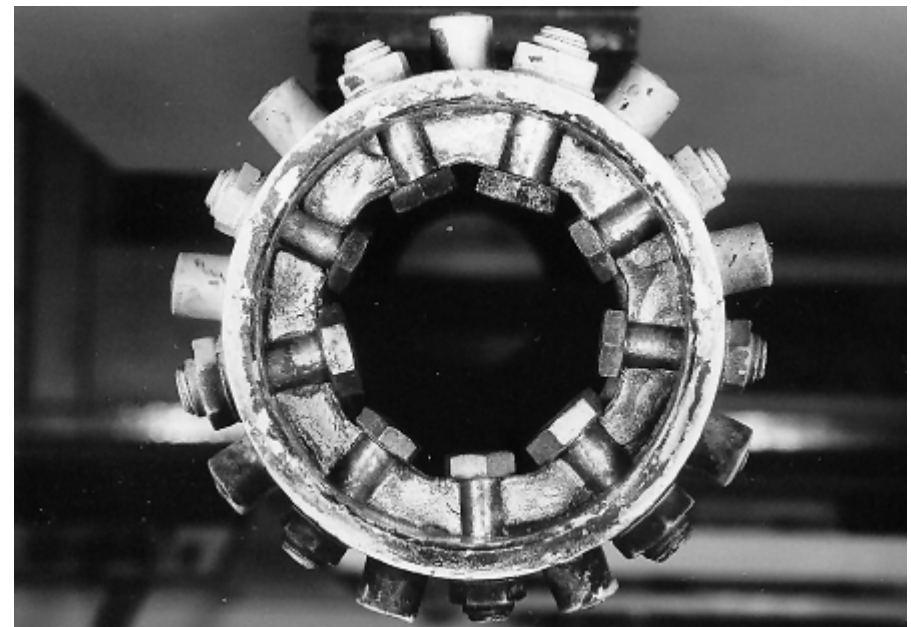
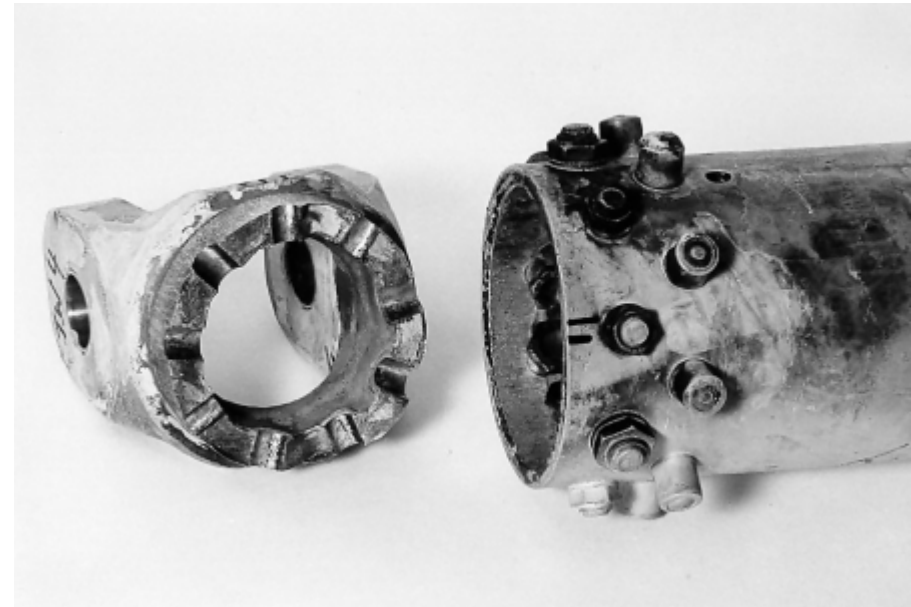
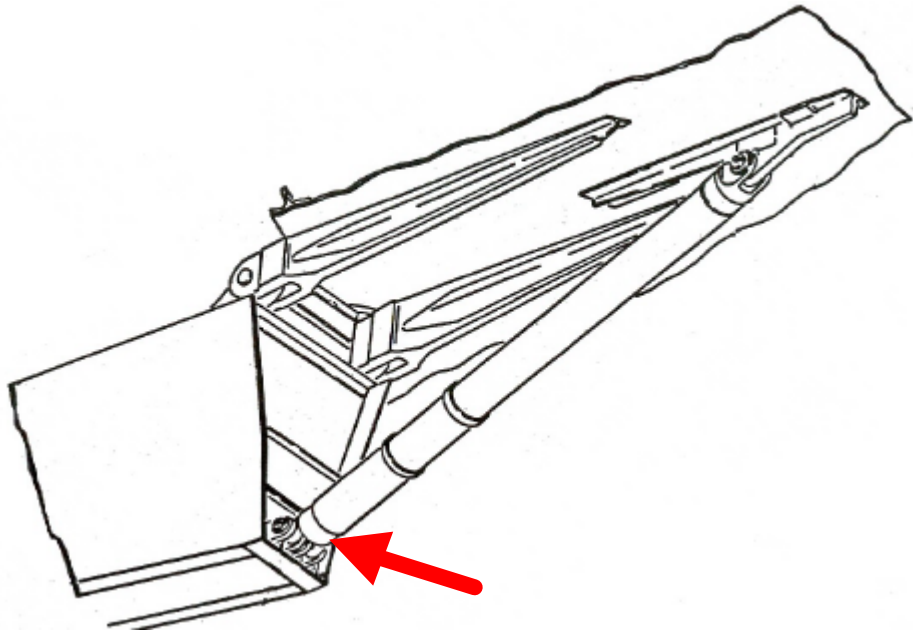
707 Höhenflossen – Mittelkasten, Einbau alternativer Lastwege



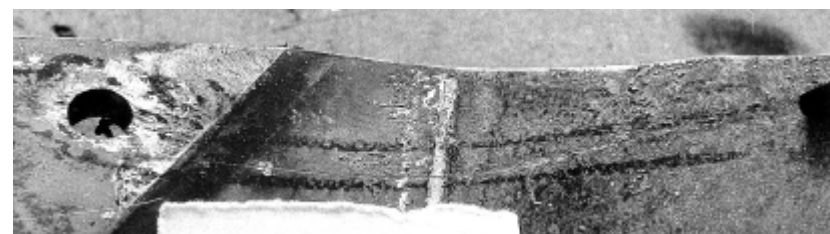
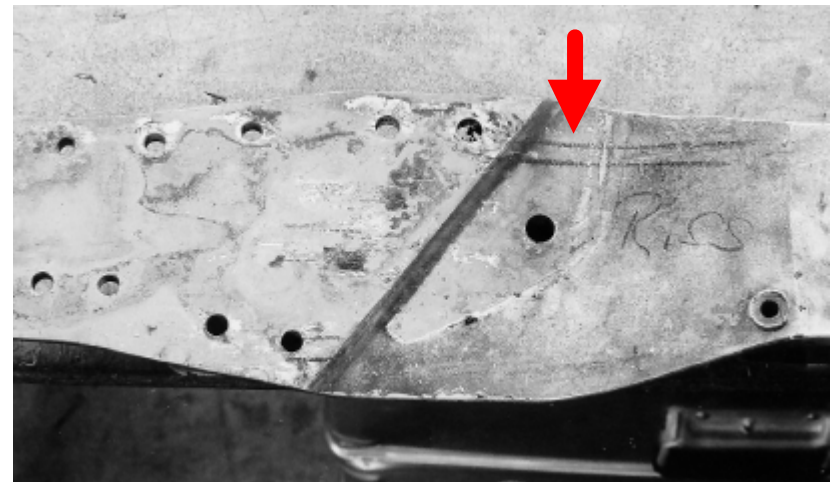
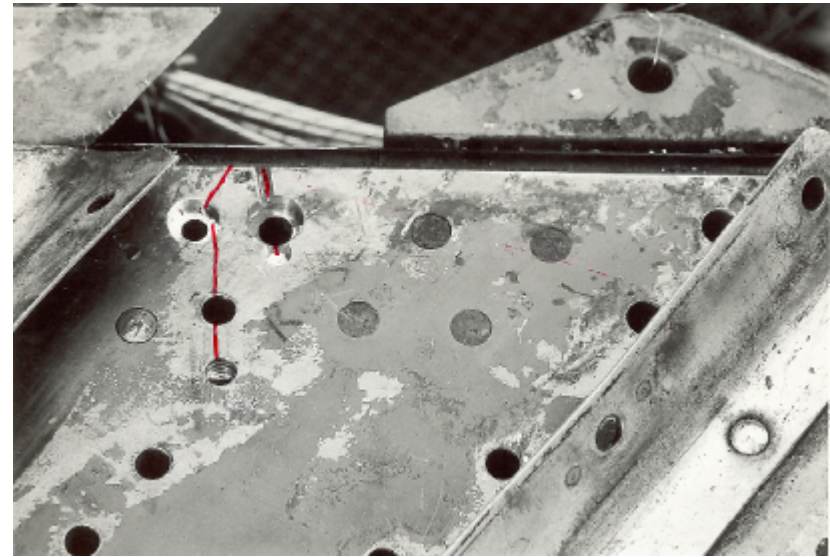
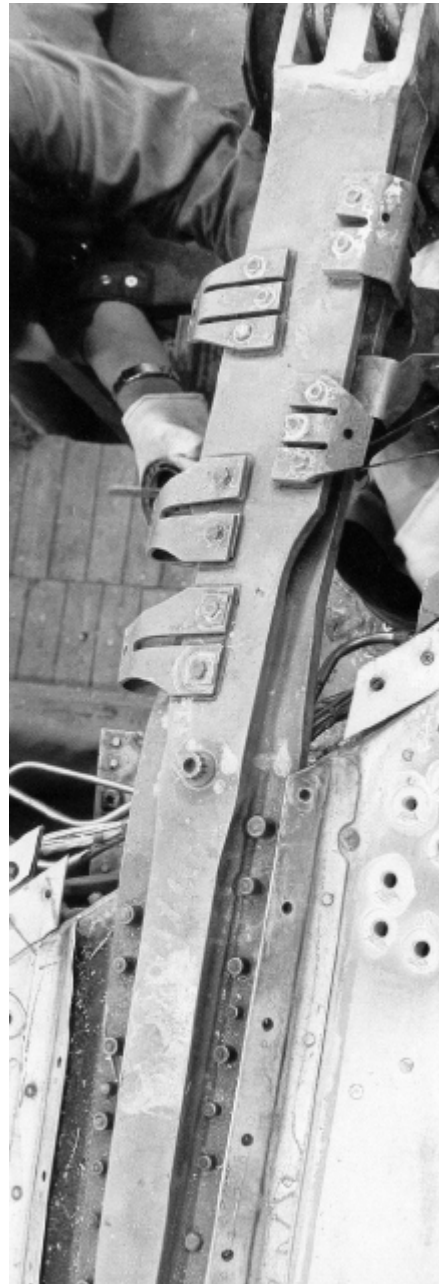
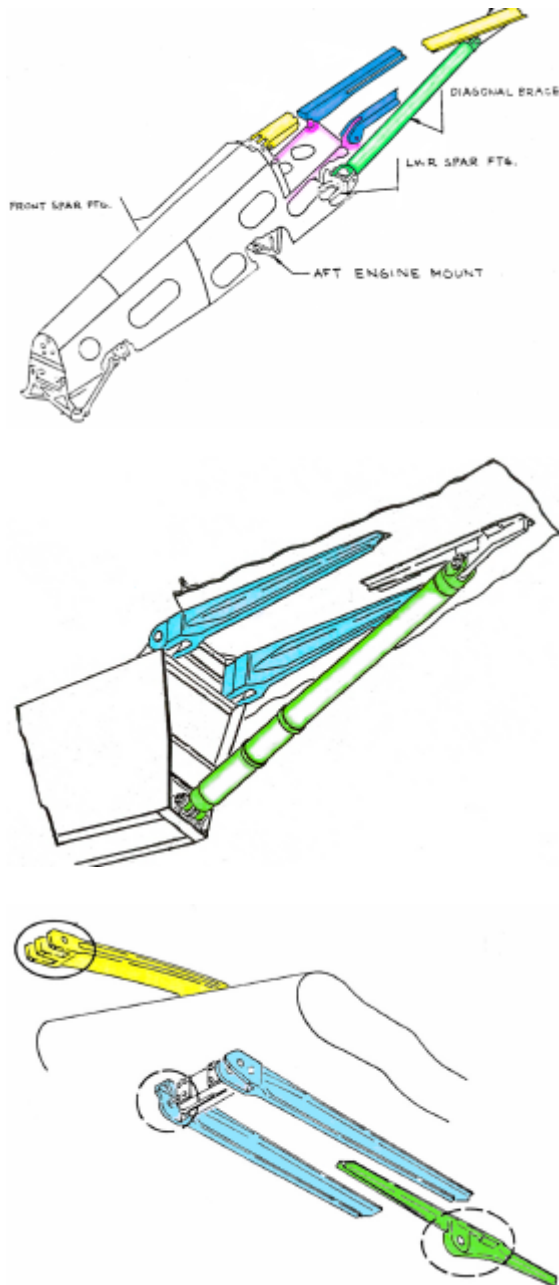
707: Änderung an der Höhenflossenstruktur



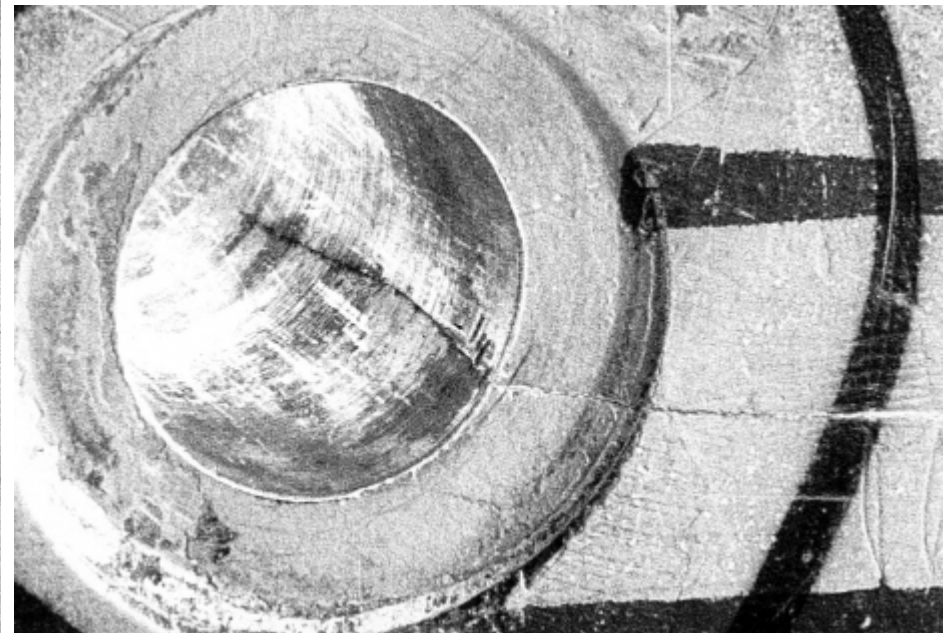
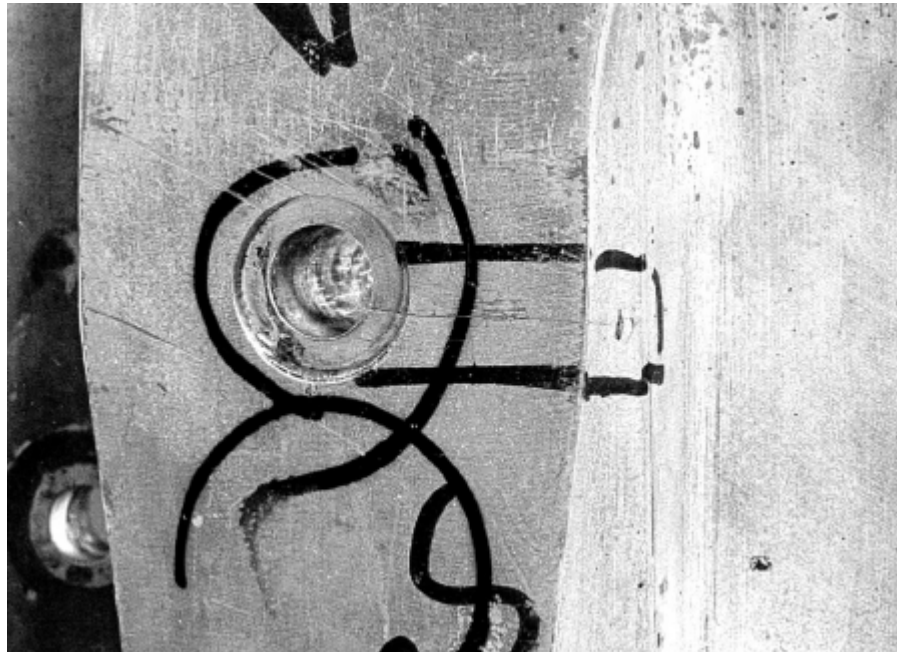
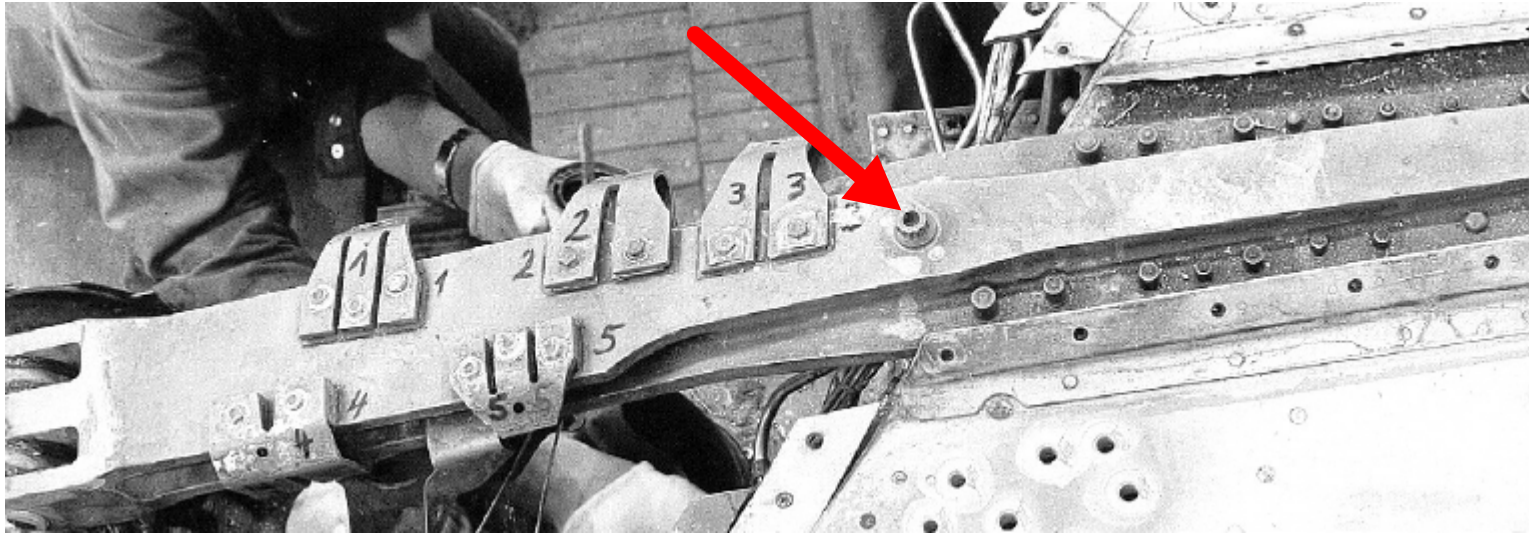
Verborgener Strukturschaden an der Diagonalstrebe (Triebwerkträger)



Triebwerksträger: Alternative Lastwege und Risschäden



Risschaden am oberen Aufhängebeschlag zum Triebwerkträger

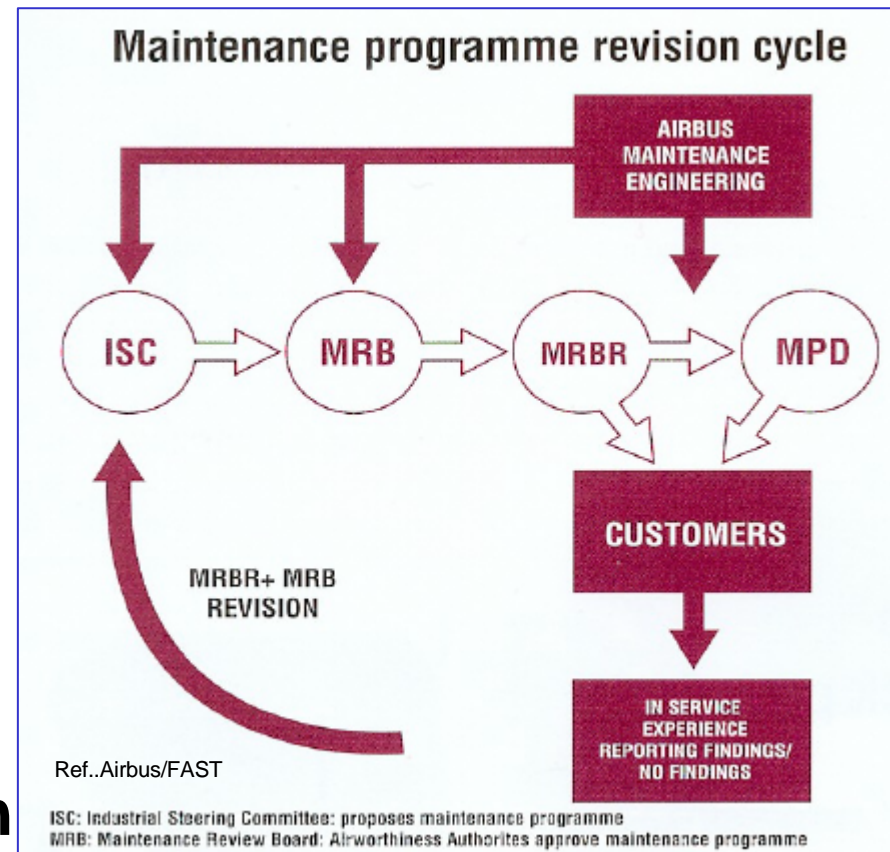


Entwicklung und Fortschreibung der Instandhaltungssysteme

- **Kernaussagen zur Instandhaltung**
 - **Die Struktur nach Fail-Safe/Damage-Tolerant Auslegung erfordert ein gründliches Inspektionsprogramm, mit welchem eine Schadenserkennung rechtzeitig vor Erreichen der Restfestigkeitsgrenze sichergestellt werden kann.**
 - **Datenerfassung zum Nachweis der Richtigkeit der Zulassungsgrundlagen der Konstruktion**
 - **Erforderlich ist eine engste Zusammenarbeit zwischen Hersteller, Halter und Behörden**
 - **Effektivität der Instandhaltung wird durch Zuverlässigkeitsparameter überwacht**

Rollenfunktion und Verantwortlichkeiten für die Instandhaltung

- **Hersteller**
 - Nachweisanalysen, Testergebnisse
 - Auswertung der Betriebsergebnisse
 - Empfehlungen zur Instandhaltung
- **Halter**
 - Wartung, Überholung,
 - Berichterstattung
- **Behörden**
 - Überwachung, Auflagen



VARIOUS MAINTENANCE CHECK NOMENCLATURE

"L" CHECK

BASIC OVERHAUL

CHECKS A, B, C, D, E, F, G

IL - CHECK

TRIP CHECK

SERVICE CHECK

HEAVY SERVICE

BASIC CHECK PERIOD

PACKAGE SERVICE

"K" CHECK

POSTFLIGHT CHECK

CHECKS 1, 2, 3, 4, 5, 6

HOSPITALIZATION CHECK

DAILY CHECK

NON-TRANSIT CHECK

INTERMEDIATE CHECK

ANNUAL VISIT

$A + B/2 + C/4 + D/24$

PHASE CHECK C/?

INTER SUPPLEMENTARY CHECK

MAIN BASE CHECK

FIELD SERVICE

FIELD BASE VISIT

STRUCTURAL INSPECTION

MID CHECK

TERMINATOR CHECK

OPTIMIZED CHECK

AGING CHECK

DART CHECK

CONTINUOUS MAINTENANCE

FLEET BASE SERVICE

TARAN CHECK

CONDITION MONITORING CHECK

das magische quadrat



Die Balance

SICHERHEIT

SCHADENS-TOLERANZ

–RISS-FORTSCHRITT

–REST-FESTIGKEIT

- SCHADENSERKENNUNG

WIRTSCHAFTLICHKEIT

DAUERHAFTIGKEIT

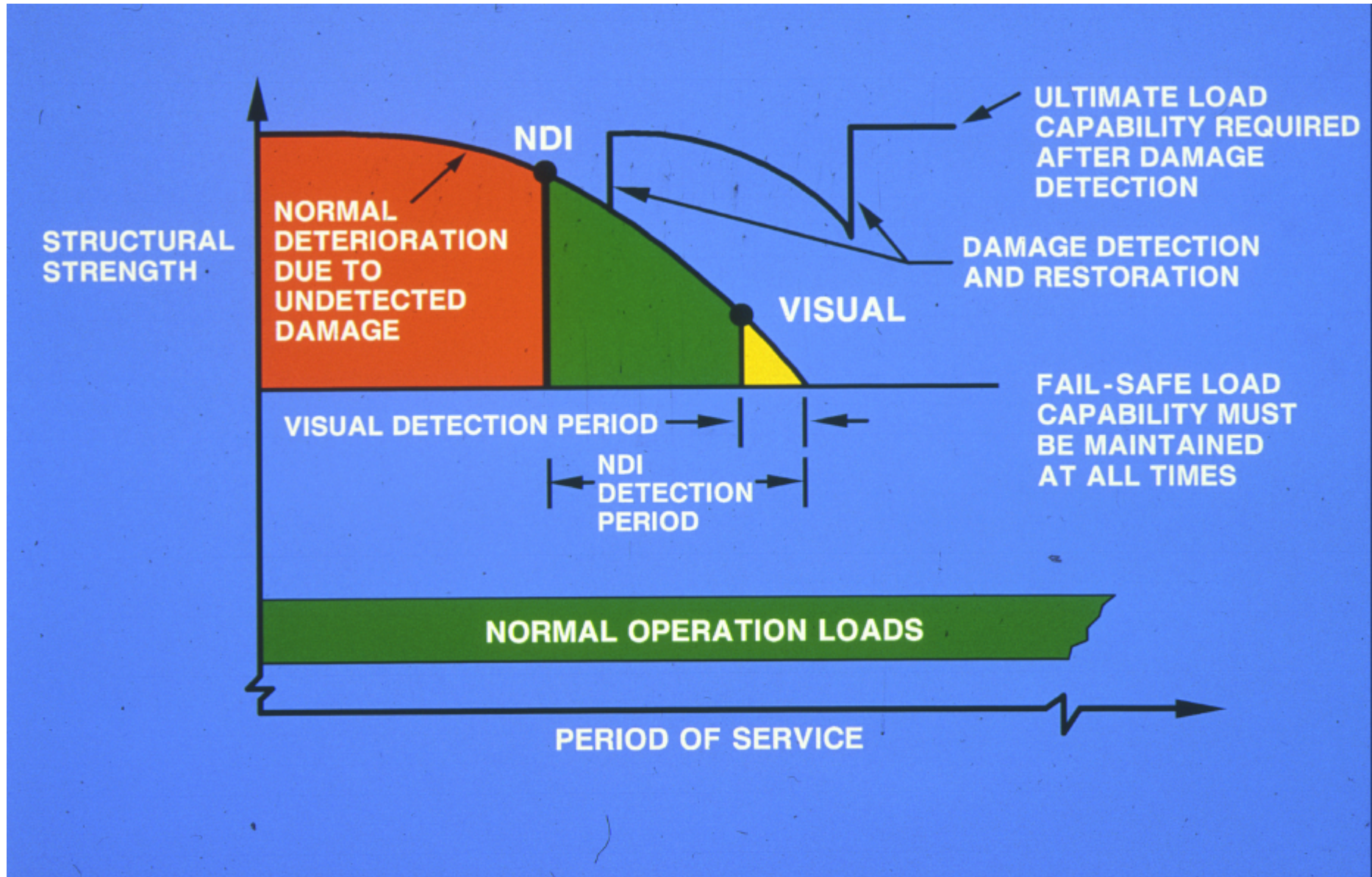
–ERMÜDUNG

–KORROSION

–WARTUNG

–ÜBERHOLUNG

Beurteilung des Materialzustands



Struktureinteilung

Kategorie 1: **Sekundäre Struktur**

Die Sicherheit des Flugzeuges ist gewährleistet durch den Nachweis, dass der Flug ohne Zwischenfall beendet werden kann, für den Fall, dass ein Bauteil die Fähigkeit seiner Funktion verliert, oder sich aus dem Strukturverband des Flugzeuges löst.

Das Instandhaltungsprogramm für diese Teile ist hauptsächlich durch wirtschaftliche Gesichtspunkte beeinflusst, als Konsequenz einer großen Beschädigung, oder dem Verlust des Bauteils.

Struktureinteilung

Kategorie 2: Schadenstolerante Struktur, an der eine Beschädigung offensichtlich erkennbar wird, oder sich durch ein Fehlverhalten bemerkbar macht, bevor ein kritisches Ausmaß erreicht wird.

In dieser Kategorie ist die Sicherheit des Flugzeuges dadurch gewährleistet, dass selbst bei einer großen Beschädigung noch ausreichend Restfestigkeit zur Verfügung steht.

Der Schaden ist dabei so offensichtlich erkennbar, dass er selbst von dem Personal bemerkt wird, welches nicht für die Durchführung von Strukturkontrollen verantwortlich ist.

Ein Instandhaltungsprogramm für diese Strukturbauteile ist auch durch wirtschaftliche Aspekte geprägt, wenn es darum geht, die Beschädigung im frühzeitigen Stadium festzustellen.

Struktureinteilung

Kategorie 3: Schadenstolerante Struktur, an der die strukturelle Integrität der Bauelemente im Strukturverband durch eine rechtzeitige Schadenserkennung im Rahmen eines planmäßigen Inspektionsprogramms sichergestellt wird.

Alle Kategorie 3 - Kontrollen sind für ältere Flugzeuge im Supplemental Structural Inspection Program (SSIP) festgelegt. Folgende Einflüsse wurden bei der Festlegung der Kategorie 3 SSI – Punkte berücksichtigt:

- Konsequenzen im Falle einer Rissbeschädigung
- Zugänglichkeit und Inspizierbarkeit des Strukturelementes
- Belastungszustand (Stress environment)
- Einfluss durch Mehrfachschäden (Multiple cracking)
- Redundanzfähigkeit des Strukturelements (Structural Redundancy)

Struktureinteilung

Kategorie 3: Schadenstolerante Struktur, an der die strukturelle Integrität der Bauelemente im Strukturverband durch eine rechtzeitige Schadenserkennung im Rahmen eines planmäßigen Inspektionsprogramms sichergestellt wird.

Die Richtlinien des Inspektionsprogramms für die Feststellung Ermüdungsschäden, sind den Erfordernissen der strukturellen Charakteristik angepasst, in dem die Restfestigkeit, die Rissfortschrittsgeschwindigkeit und die Erkennbarkeit des Schadens berücksichtigt wird.

Andere Inspektionsprogramme an den selben oder an ähnlichen Strukturelementen, welche auf die Erfordernisse für die Erkennung von Korrosionsschäden, Spannungsriss - Korrosion und Zufälligkeitsschäden („accidental damage“) ausgerichtet sind, basieren auf die Erfahrung des Halters z.B.: Korrosionsverhütungs und Nachweisprogramm („CPCP“)

Struktureinteilung

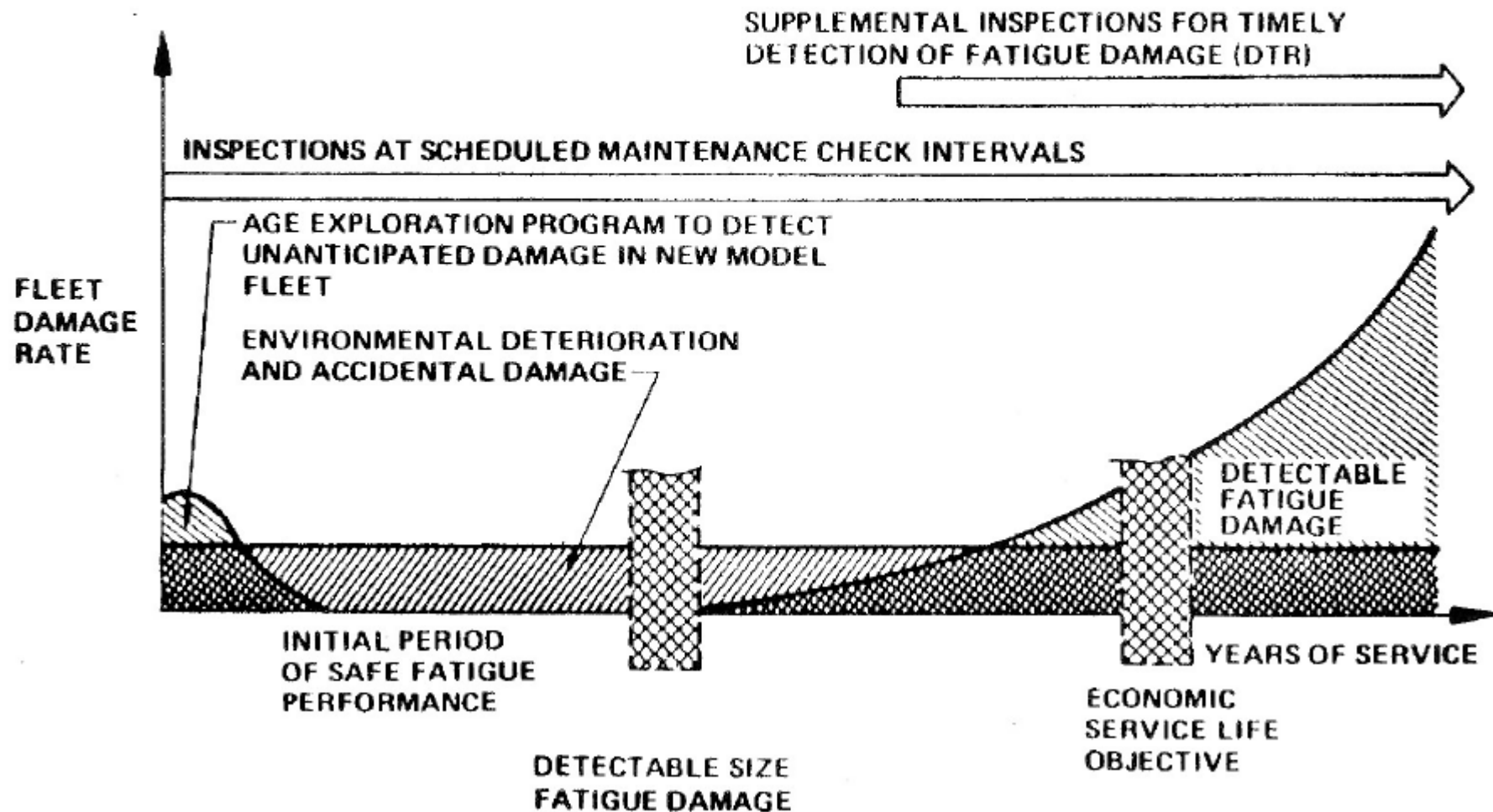
Kategorie 4: Ausfallsichere Struktur (Safe-Life)

Die Sicherheit ist durch eine konservative Begrenzung der Ermüdungslebensdauer gewährleistet.

Ein typisches Beispiel für eine ausfallsicheres Bauteil ist die Struktur des Fahrwerkes.

Für derartige Strukturkomponenten basiert das zu erstellende Instandhaltungsprogramm auf die Erfahrung des Halters. Es soll sicherstellen, dass jegliche Art von Korrosion, Spannungsriss-Korrosion oder zufällige Beschädigung entdeckt und repariert werden kann.

DAMAGE AND INSPECTION PROGRAM PHASES IN A FLEET OF AIRCRAFT



Wirtschaftliche Nutzungsdauer, beabsichtigte Betriebszeiten

	Ju 52	707	A300-600	A380
DSG	5 Jahre 8.000 FH 3.200 FC	20 Jahre 60.000 FH 20.000 FC	20 Jahre 100.000 FH 16.600 FC	25 Jahre 140.000 FH 19.500 FC
Threshold 1. D-Check	1 Jahr 1.600 FH 640 FC	1 Jahr *4) 3.500 FH 1.250 FC	10 Jahre 50.000 FH 8.000 FC	12 Jahre *1) 56.000 FH *2) 7.600 FC *2)
Intervalle *3)	1 Jahr ca. 450 FH ca. 750 FC	4 – 8 Jahre 18.000 FH 5.000 FC	5 Jahre 25.000 FH 4.000 FC	6 od.12 Jahre *1) 28.000 FH *2) 3.800 FC *2)

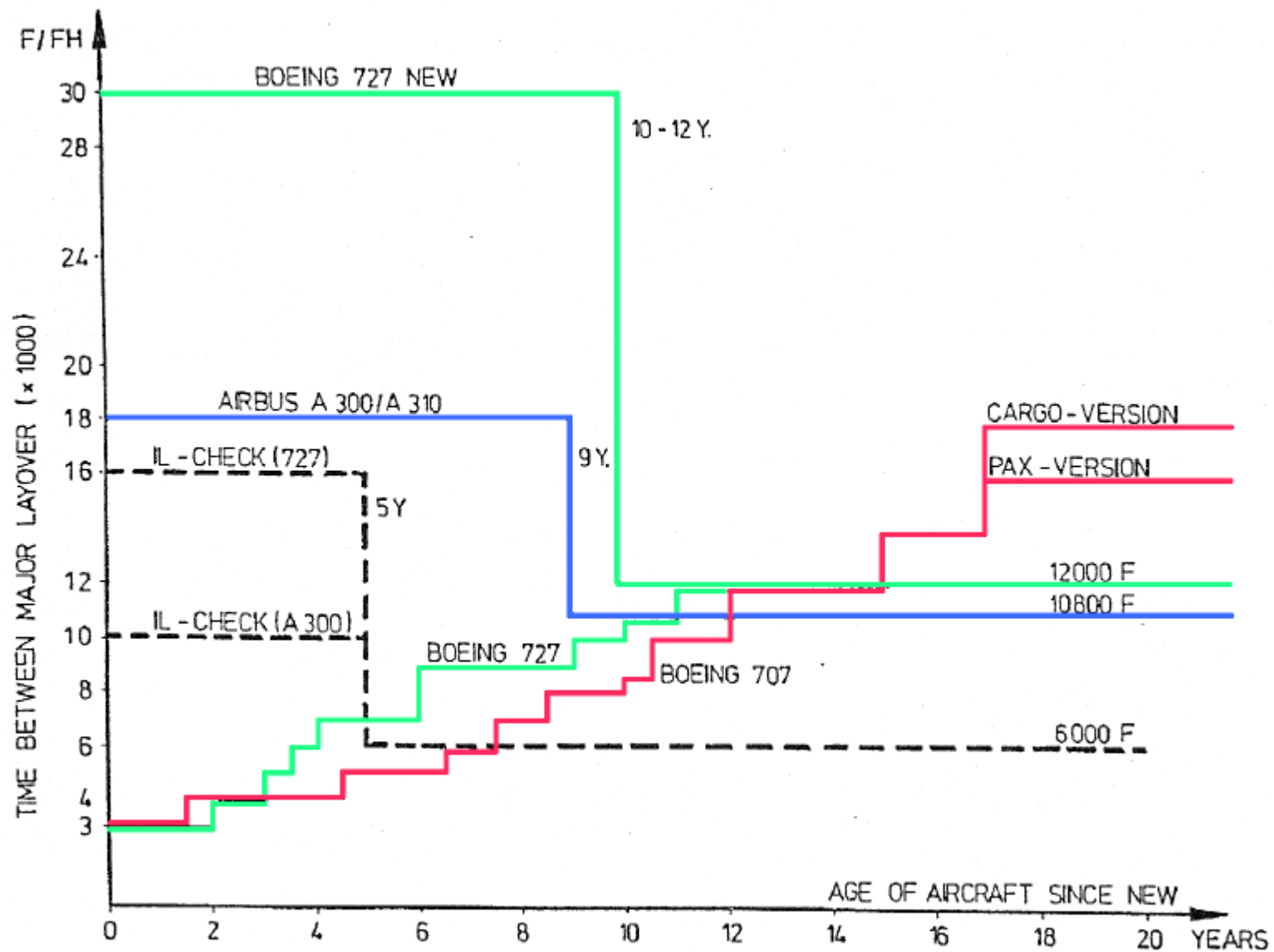
*1) Zonal

*2) Directed

*3) D – AQUI

*4) 1958

Optimierung der Instandhaltungsintervalle



Zuverlässigkeit der Schadenserkennung

P1: Die Wahrscheinlichkeit ein Flugzeug mit einem Schaden zu kontrollieren:

- Flugzeuge mit der der höchsten Anzahl an Flugzyklen (Fleet Leaders) bieten die beste Gelegenheit, erste Befunde von Ermüdungsschäden im Flottenverband in Erfahrung zu bringen.
- Gezielte Strukturkontrollen an “Fleet Leader” Flugzeugen (Kandidaten) bewirken das beste Ergebnis eines effektiven und leistungsfähigen Inspektionsprogramms.
- Ergebnis: Ist ein Ermüdungsschaden im Flottenverband aufgetreten, dann hängt die Wahrscheinlichkeit ein Flugzeug mit einem positiven Befund zu kontrollieren, von folgenden Gegebenheiten ab:
 - Die Anzahl der kontrollierten Flugzeuge
 - Die Anzahl der durchgeführten Flugzyklen an den kontrollierten Flugzeugen

Zuverlässigkeit der Schadenserkennung

P2: Die Wahrscheinlichkeit einen Schaden zu entdecken, dessen vermutliches Auftreten im Detail beschrieben wird, hängt von folgenden Gegebenheiten ab:

- **Genauer Kontrollbereich**
- **Zugänglichkeit und Einsehbarkeit des Details**
- **Kontrollart /- methode**
- **Kontrollereignis (A-, B-, C-, D- Check)**
- **Umgebungseinflüsse des Haltes, des Prüfers oder des Befundaufnehmers, basierend auf dessen Erfahrung und die angewandte Wartungspraxis.**

Zuverlässigkeit der Schadenserkennung

P3: Die Wahrscheinlichkeit des Auffindens eines Rissbefundes

- Für einen Kontrollpunkt, welcher sich auf ein Detail eines vermuteten Schadens am Flugzeug bezieht, ist die Wahrscheinlichkeit eines Rissbefundes eine Funktion von:
 - **Kontrollart / Kontrollmethode**, (z.B.: Sichtkontrolle, Ultraschall, Wirbelstrom, etc.)
 - **Schadensgröße zum Zeitpunkt der Kontrolle**
 - **Verschiedene Variablen, welche einer genauen analytischen Voraussage entgegenstehen:**
wie z.B. Erfahrung und Aufmerksamkeit des Prüfers oder des Befundaufnehmers, Beleuchtungsverhältnisse, etc.
Dieses schließt auch eine umfassende Untersuchung und Analyse aller entdeckten oder vermutlich im Betrieb unentdeckten Ermüdungsbefunde mit ein.

Zuverlässigkeit der Schadenserkennung

DAMAGE DETECTION PARAMETERS

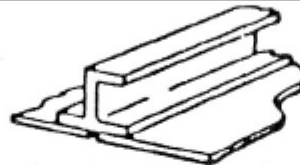
● DETECTION RELIABILITY

Stichprobenprogramm



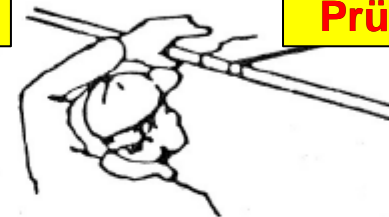
PROBABILITY OF INSPECTING AN AIRCRAFT WITH DAMAGE

Instandhaltungsprogramm

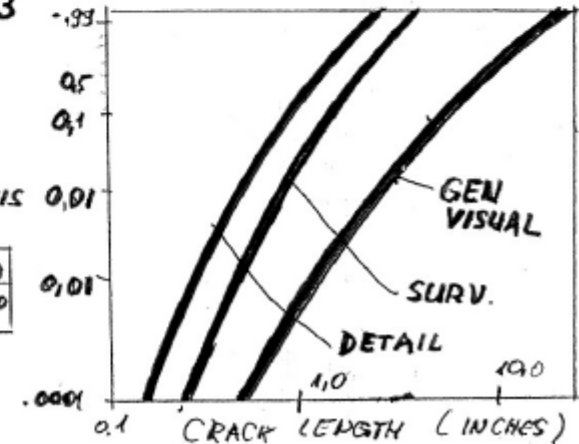
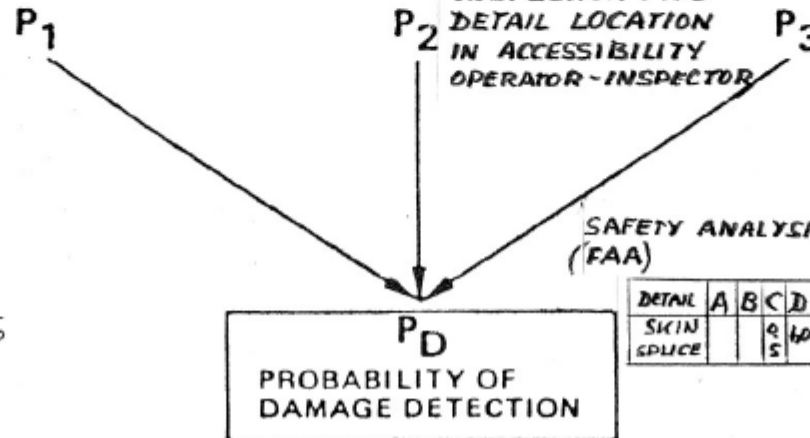
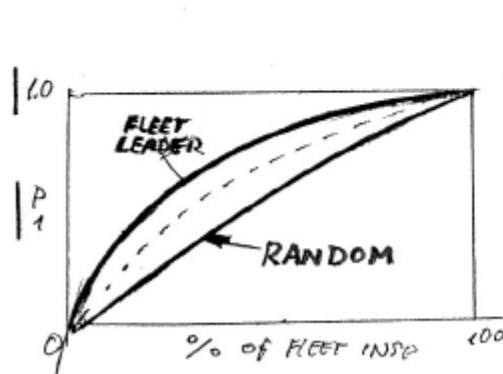


PROBABILITY OF INSPECTING DETAIL CONSIDERED

Prüfpraxis



PROBABILITY OF DETECTING DAMAGE



Definition der Kontrollarten

Methoden	Beschreibung	Anwendung
Walkaround	Beobachtung vom Boden aus, zur Feststellung von offensichtlichen Beanstandungen (z.B. Leckagen, Strukturschäden)	Preflight
Allgemeine Sichtkontrolle	Sichtkontrolle von Flügel- und Rumpfunterseite, Türen, Türausschnitte und Fahrwerkschächte	A – Check
Zustandskontrolle (Surveillance)	Sichtkontrolle von definierten Struktur- oder Systemkomponenten aus einer Distanz, welche als ausreichend angesehen wird, um offensichtliche Mängel festzustellen.	C – Check D – Check (allgemein)
Detaillierte Sichtkontrolle	Eingehende Sichtkontrolle an genau beschriebenen Strukturelementen oder Systemdetails. Die vermutete Schadensart ist dabei anzugeben.	D – Check (spezielle Kontrollpunkte)
Spezielle Detailkontrolle (ZFW)	Detailkontrolle an genau beschriebenen Struktur- oder Systemelementen – insbesondere auch bei verborgener Zugänglichkeit. Die Anwendung dieser Methoden ist eindeutig festzulegen und auf die vermutete Schadensart abzustimmen. Hierbei kommen eine oder mehrere zerstörungsfreie Prüfverfahren zur Anwendung: A) Ultraschall B) Röntgen C) Wirbelstrom D) Farbeindring- Verfahren E) Magnetfeld- Verfahren F) Schallprüfung durch Abklopfen	D – Check (spezielle Kontrollpunkte)

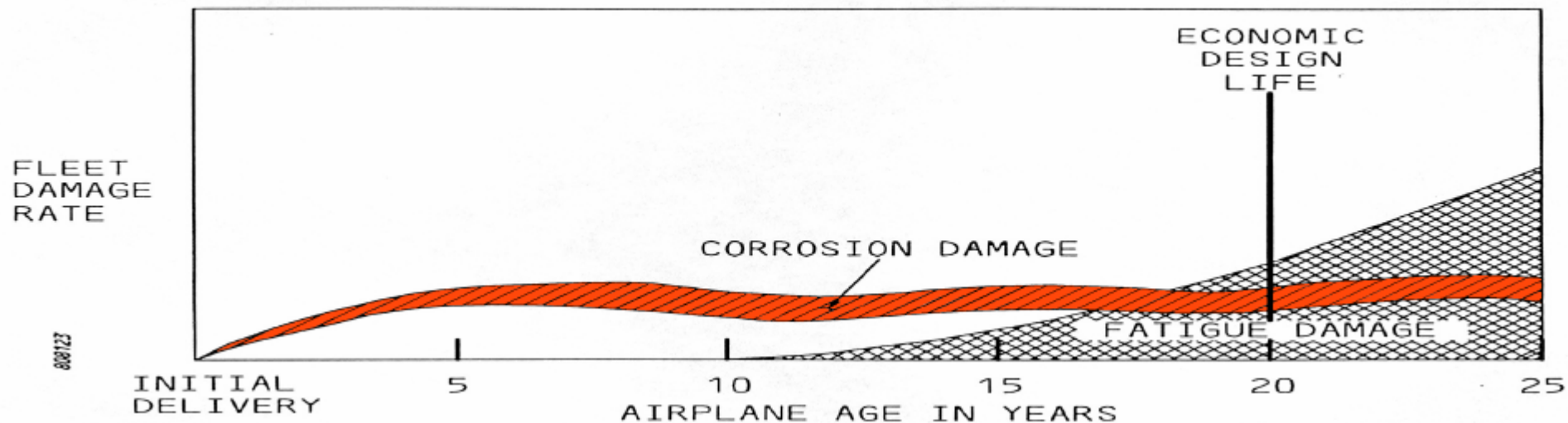
Abschätzung erkennbarer Risslängen

Methoden	Material	Risstyp	Erkennbare Risslänge
Röntgen	Metalle Nichtmetalle	Oberfläche, unter der Oberfläche, Innenschichten (verschiedene Materialschichten)	11,5 mm in 12 mm Material 16,5 mm in 18 mm Material 25,4 mm in 32 mm Material
Ultraschall	Metalle einige Nichtmetalle	Oberfläche, unter der Oberfläche (nur in der ersten Materialschicht)	1,5 mm in Bohrung, Öffnung 2,5 mm allgemeine Struktur
Wirbelstrom (Hochfrequenz)	Metalle	Oberfläche, nahe unter Oberfläche (bis 0,25 mm tief: Alu & Ti)	0,8 mm in offenen Bohrungen 2,5 mm auf Oberflächen
Wirbelstrom (Niederfrequenz)	Metalle (nicht-magnetisch oder schwaches Eindringvermögen)	Oberfläche, nahe unter der Oberfläche bis 8,5 mm tief, verdeckte Materialschicht bis 8,5 mm Tiefe	5,0 mm durch 2,5 mm Dicke 6,3 mm durch 3,8 mm Dicke 12,5 mm durch 6,3 mm Dicke 25,4 mm durch 8,5 mm Dicke
Magnetfeldverfahren	Stahl, magnetische nichtrostende Stähle	Oberfläche nahe unter der Oberfläche	2,5 mm Oberflächenriss
Farbeindringverfahren	Metalle	Oberfläche	3,8 mm
Sichtkontrolle	Metalle	Oberfläche	25,4 mm

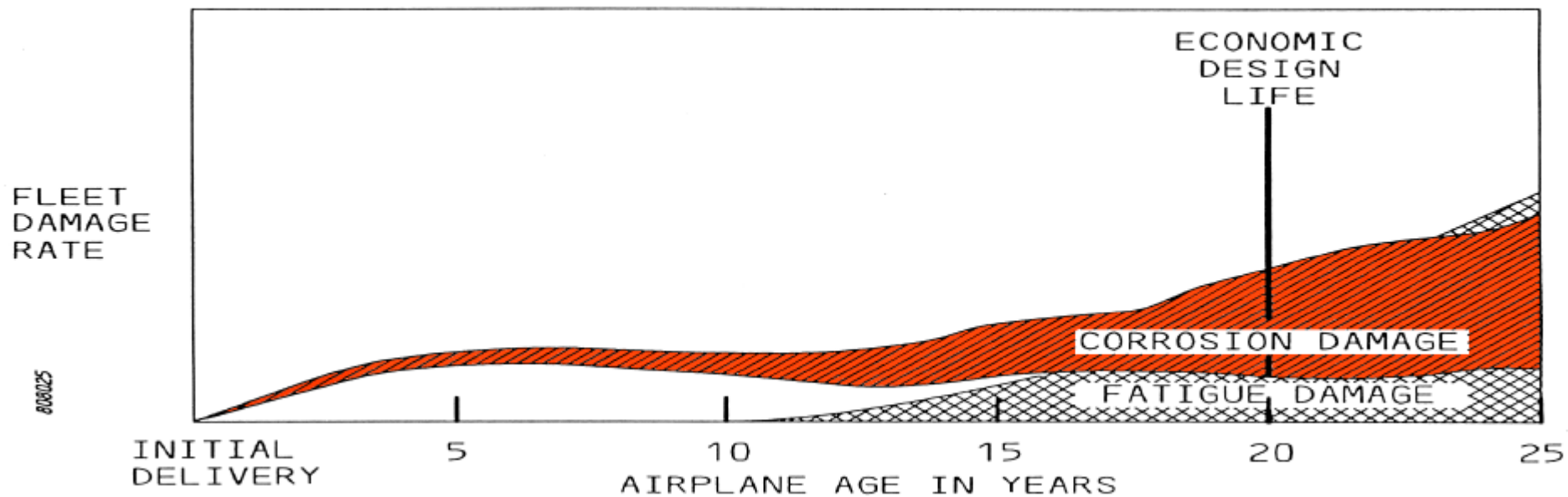
Instandhaltungsproblematik: *Korrosion*

- **Ab 1978: starke Zunahme der Korrosionsbefunde**
 - Flugzeuge wechseln die Besitzer**
 - »**Klimawechsel**
 - »**Einsatzprofil (High - Low Utilization, Klima etc.)**
 - »**Massentourismus (Pilgerflüge)**
 - »**Frachteinsatz (Tiertransporte, Chemiekalien)**
- **1982: Totalverlust eines Flugzeuges wegen vermutetem Korrosionsschadens über Taiwan**
- **Ab 1986: Hersteller führen weltweite Überprüfung von Flugzeugen auf ausgewählten Instandhaltungsbasen vor**
- **1988: "Aloha - Unfall"**
 - Einführung des "C P C P- Programms"**

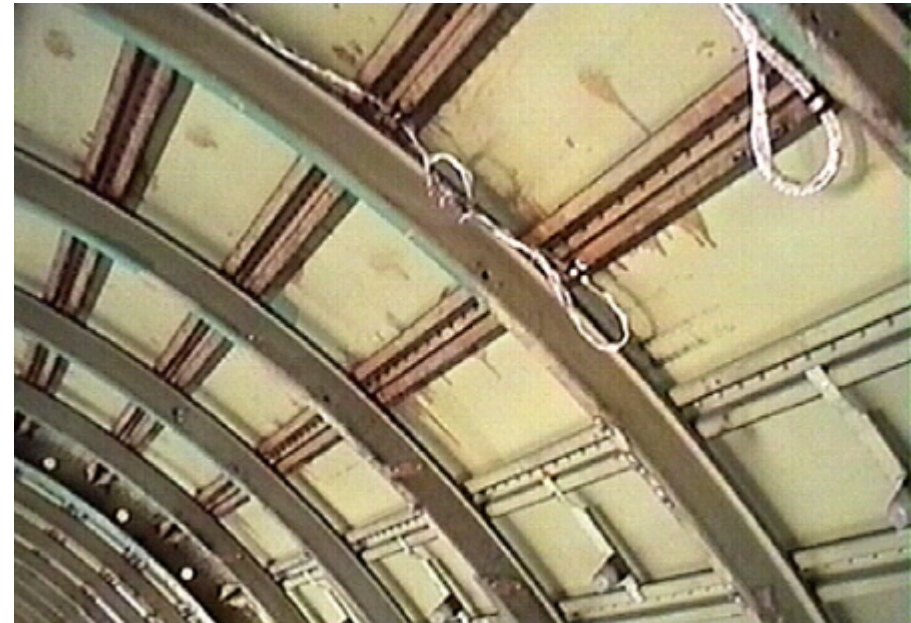
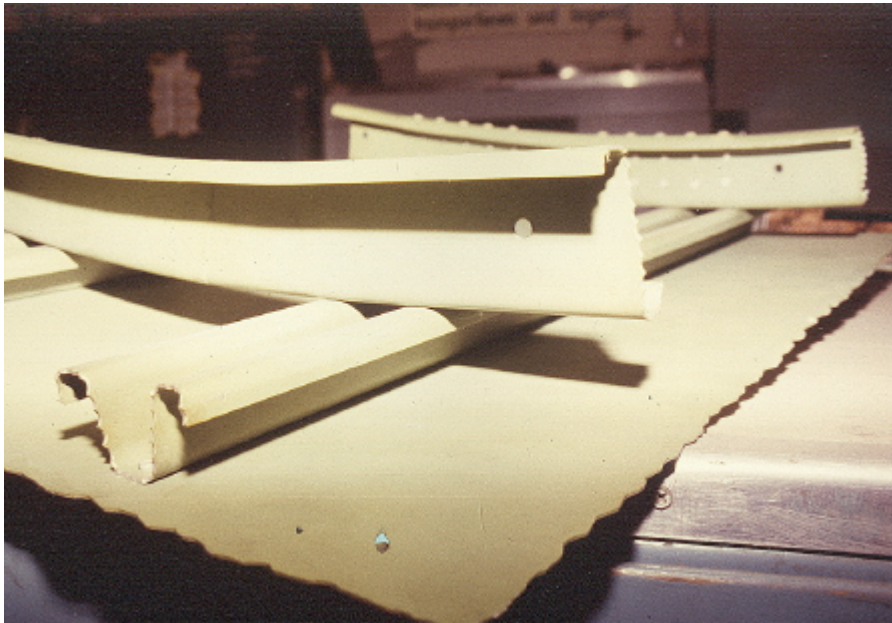
ASSUMED FLEET DAMAGE RATE



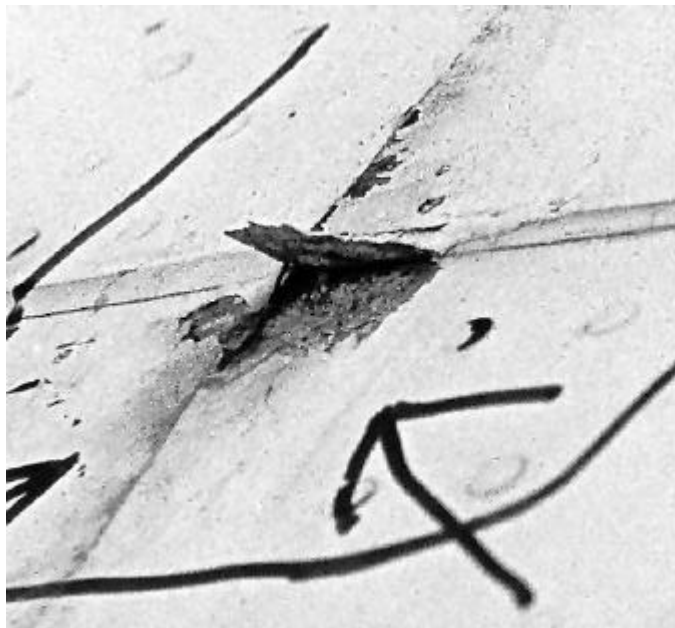
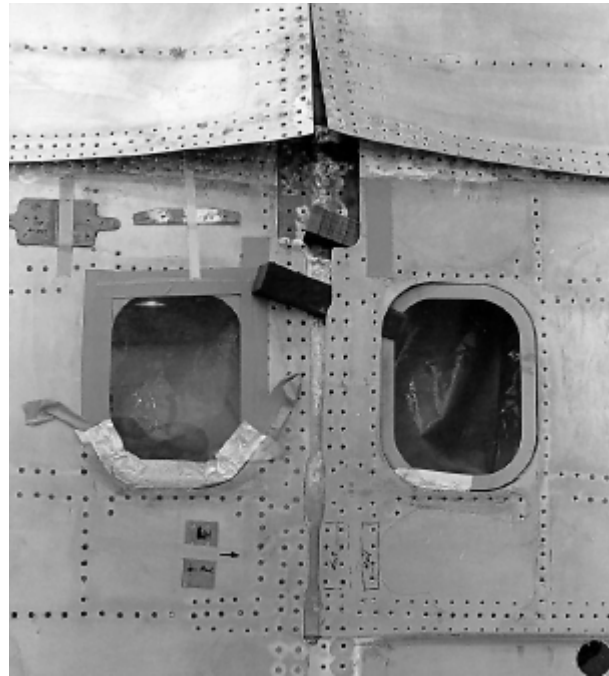
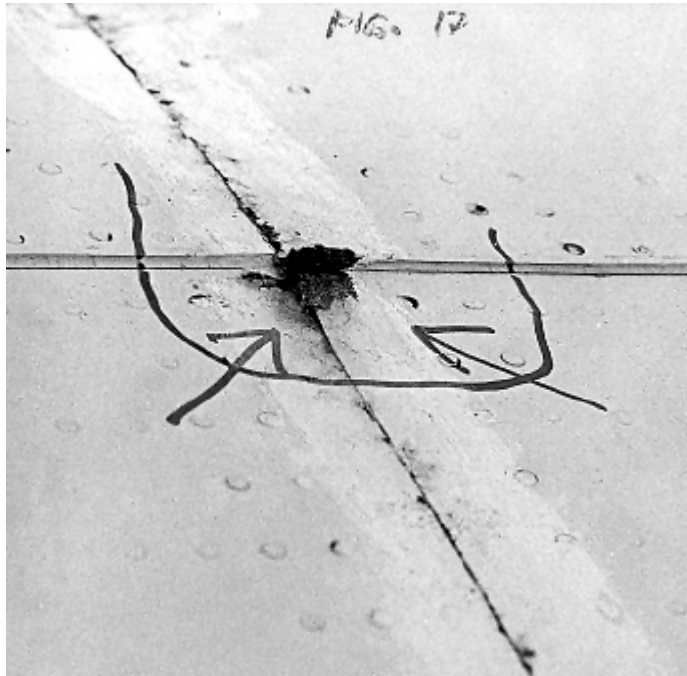
OBSERVED FLEET DAMAGE RATE



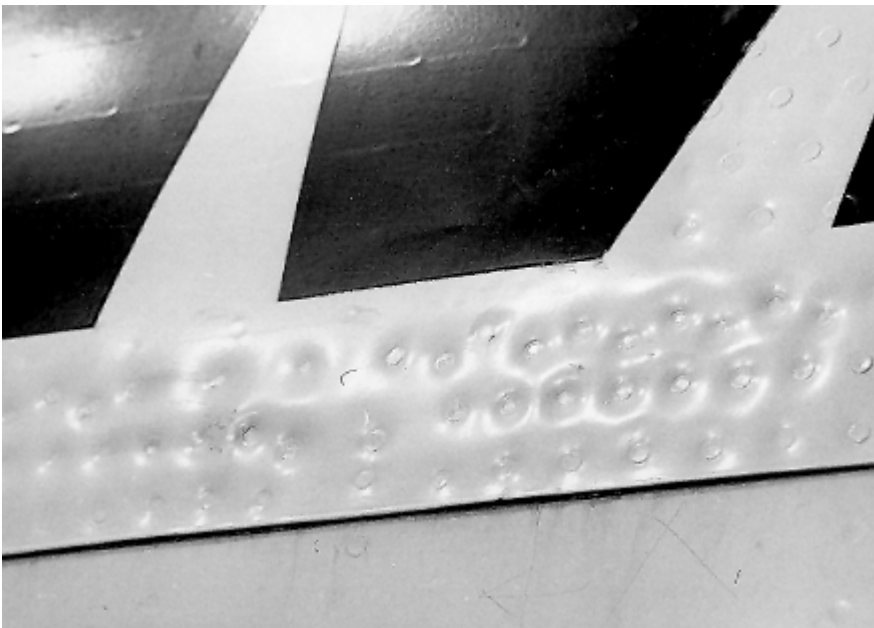
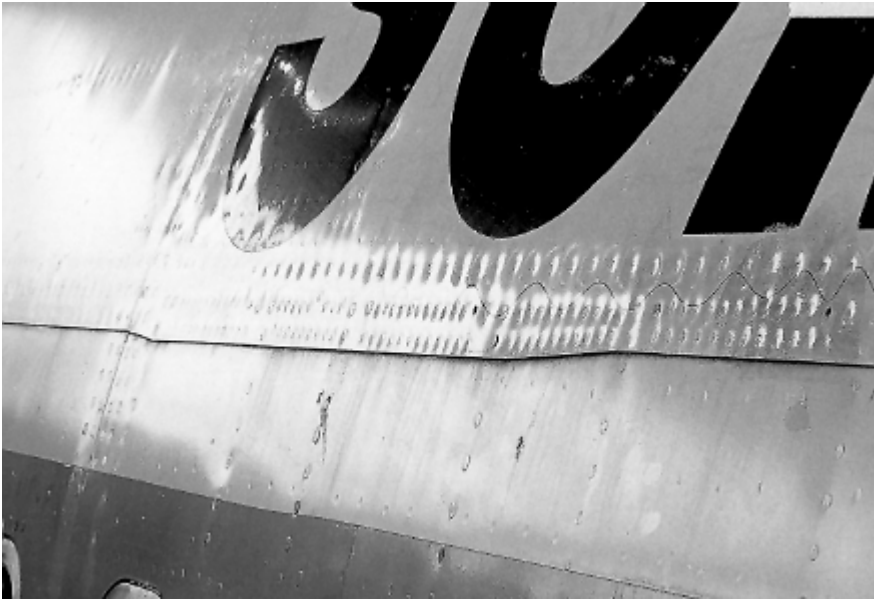
Erste Korrosionsbefunde



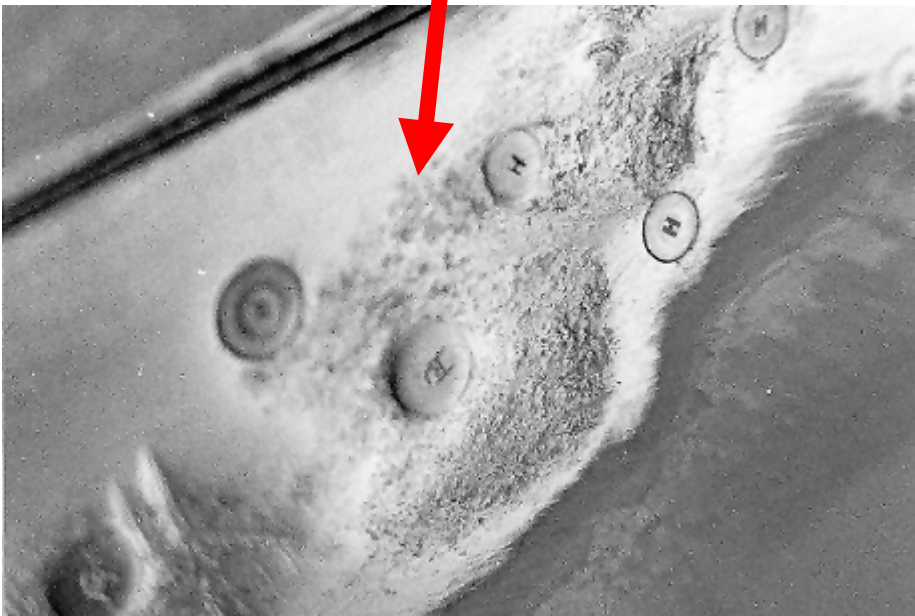
Beispiele von Korrosionsschäden an Rumpf - Beplankungsstößen



Beispiele von Korrosionsschäden an Rumpf - Beplankungsstößen



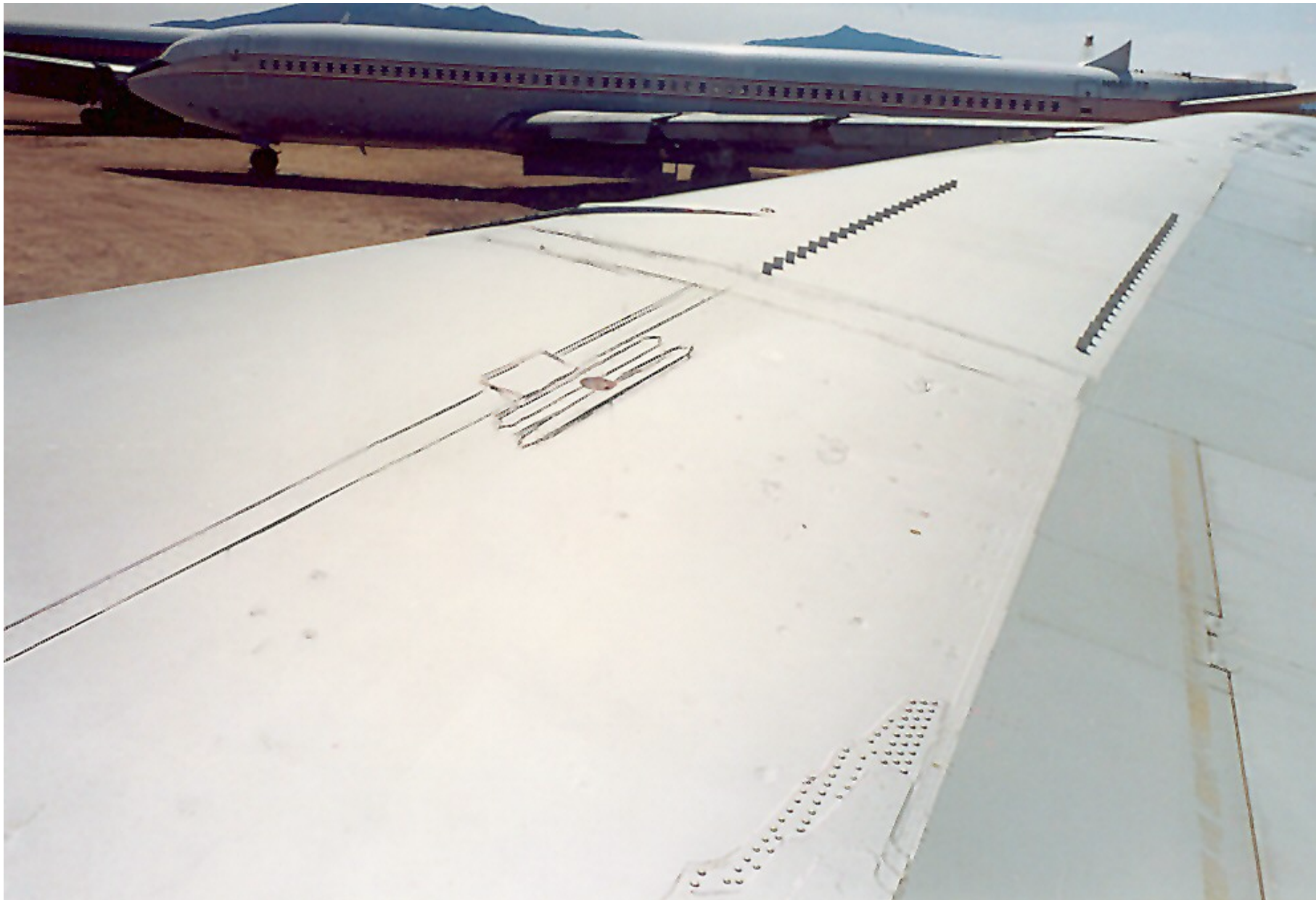
Unsachgemäße Entfernung von Korrosionsschäden



Unsachgemäße Entfernung von Korrosionsschäden



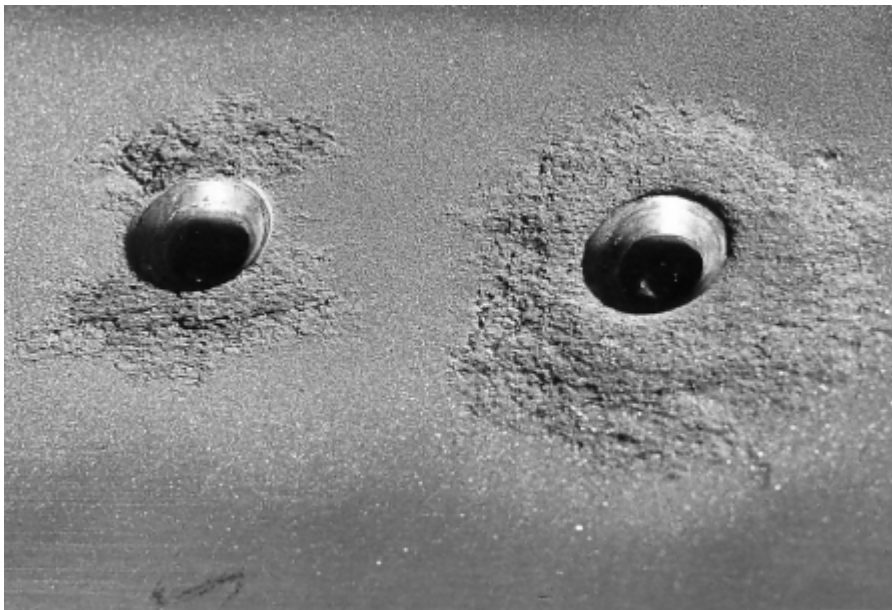
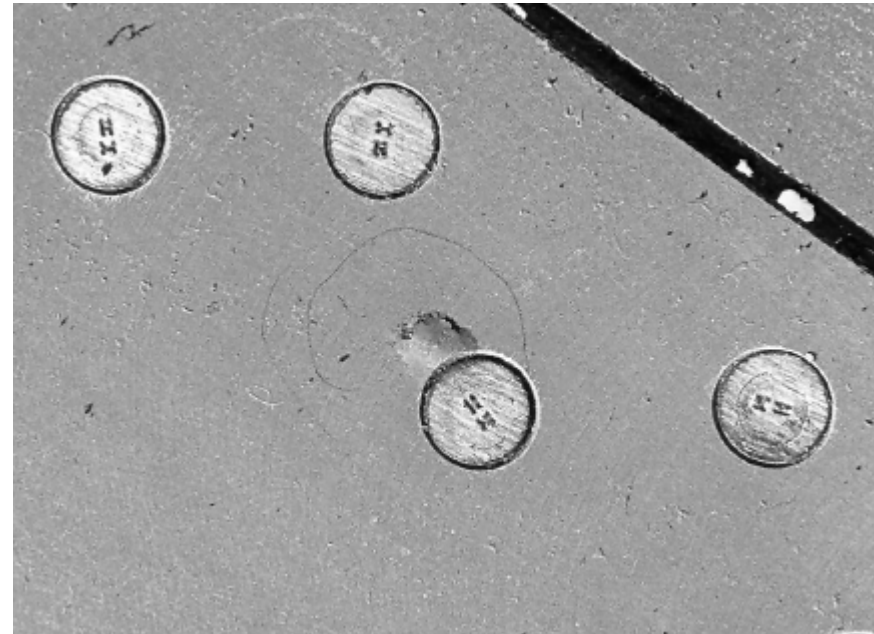
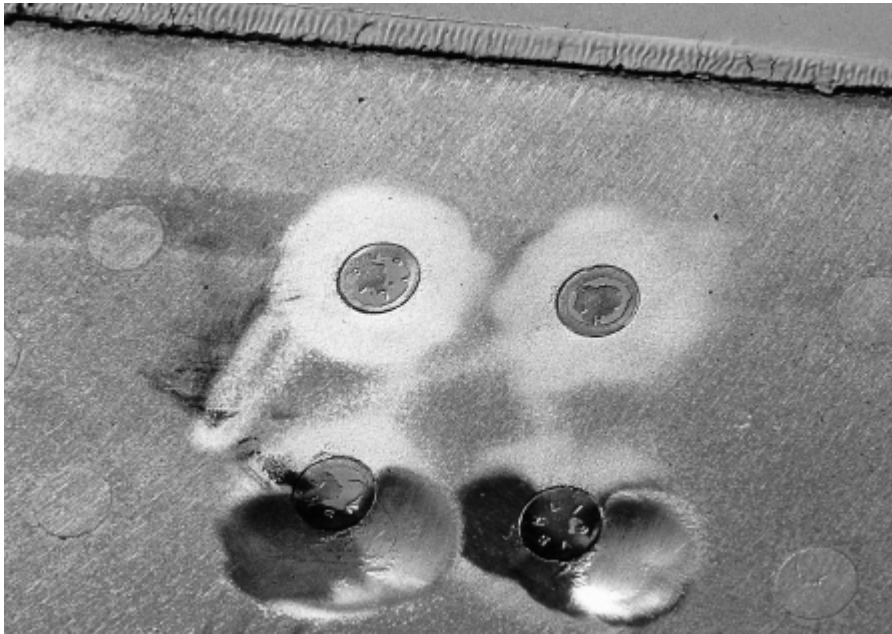
Korrosion an der Flügelbeplankung



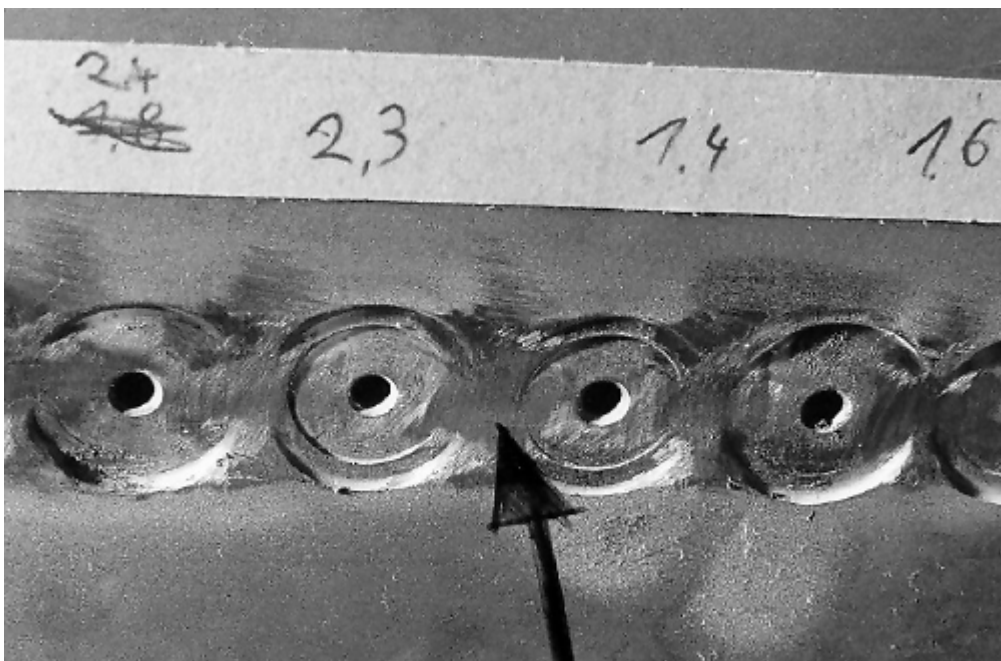
Korrosion an der Flügelbeplankung



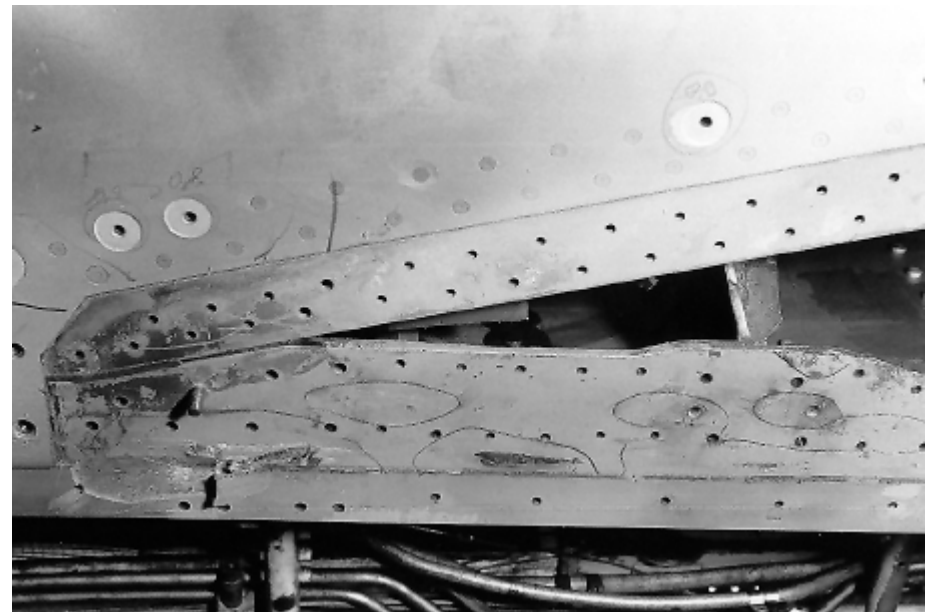
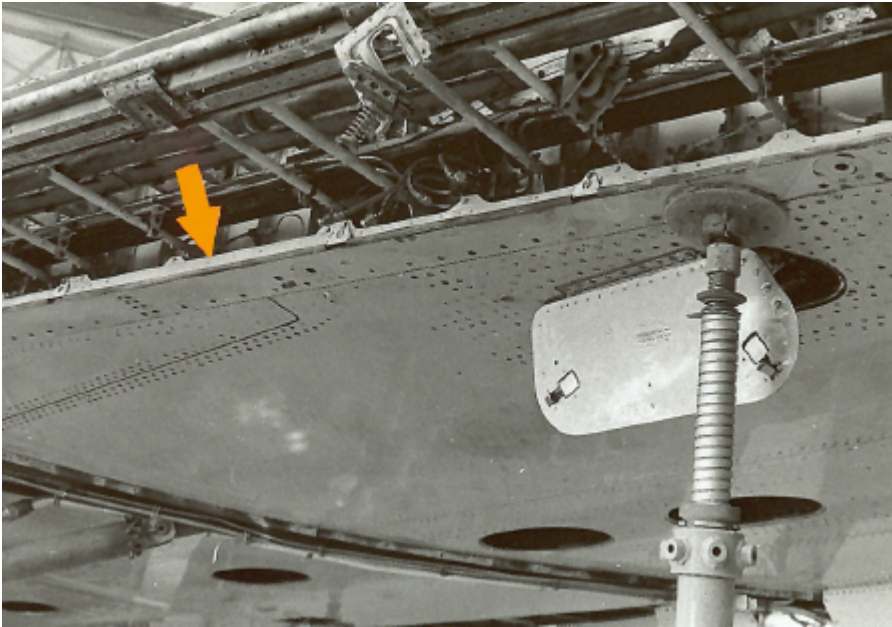
Ausarbeiten von Korrosion (richtig und falsch)



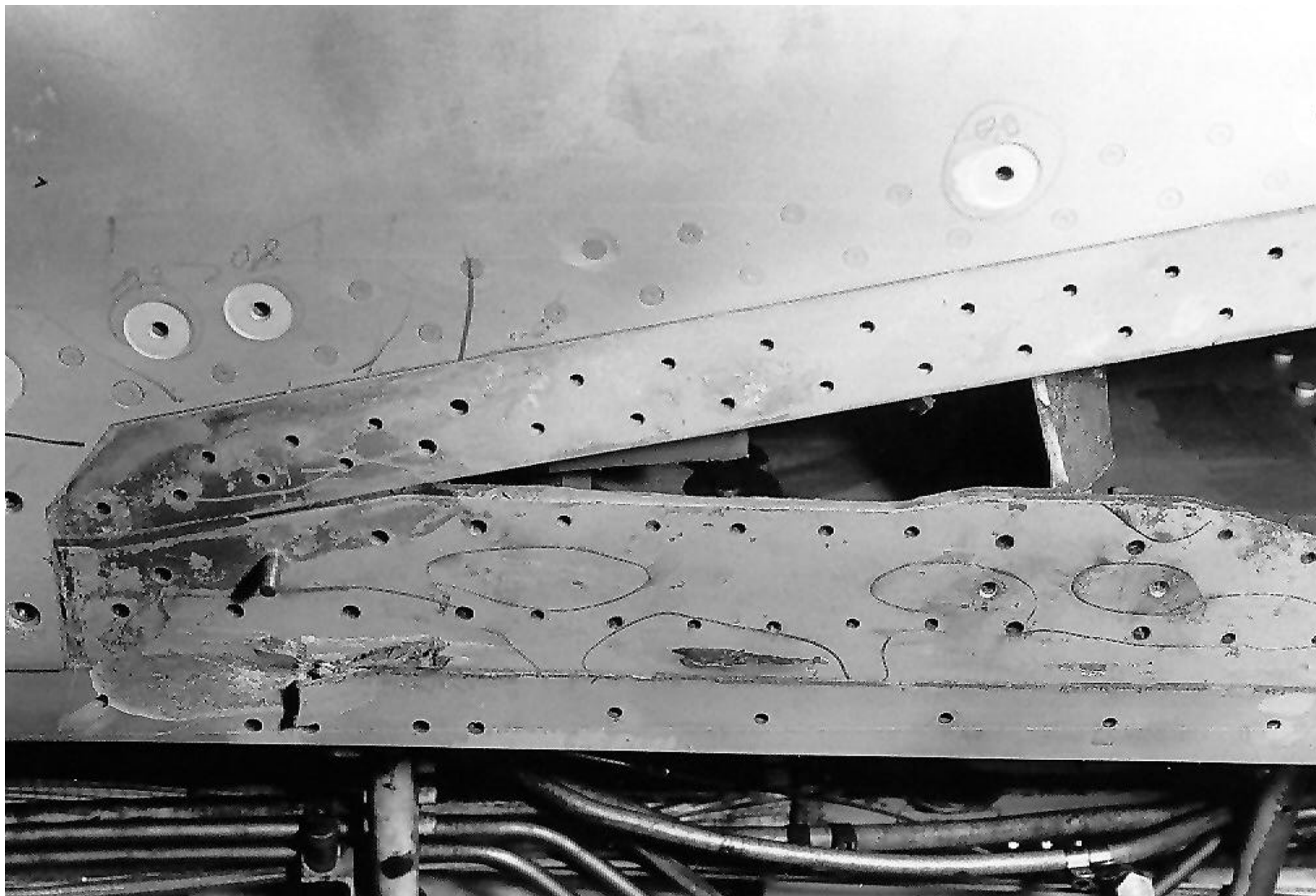
Korrosionsausarbeitung und Reparatur



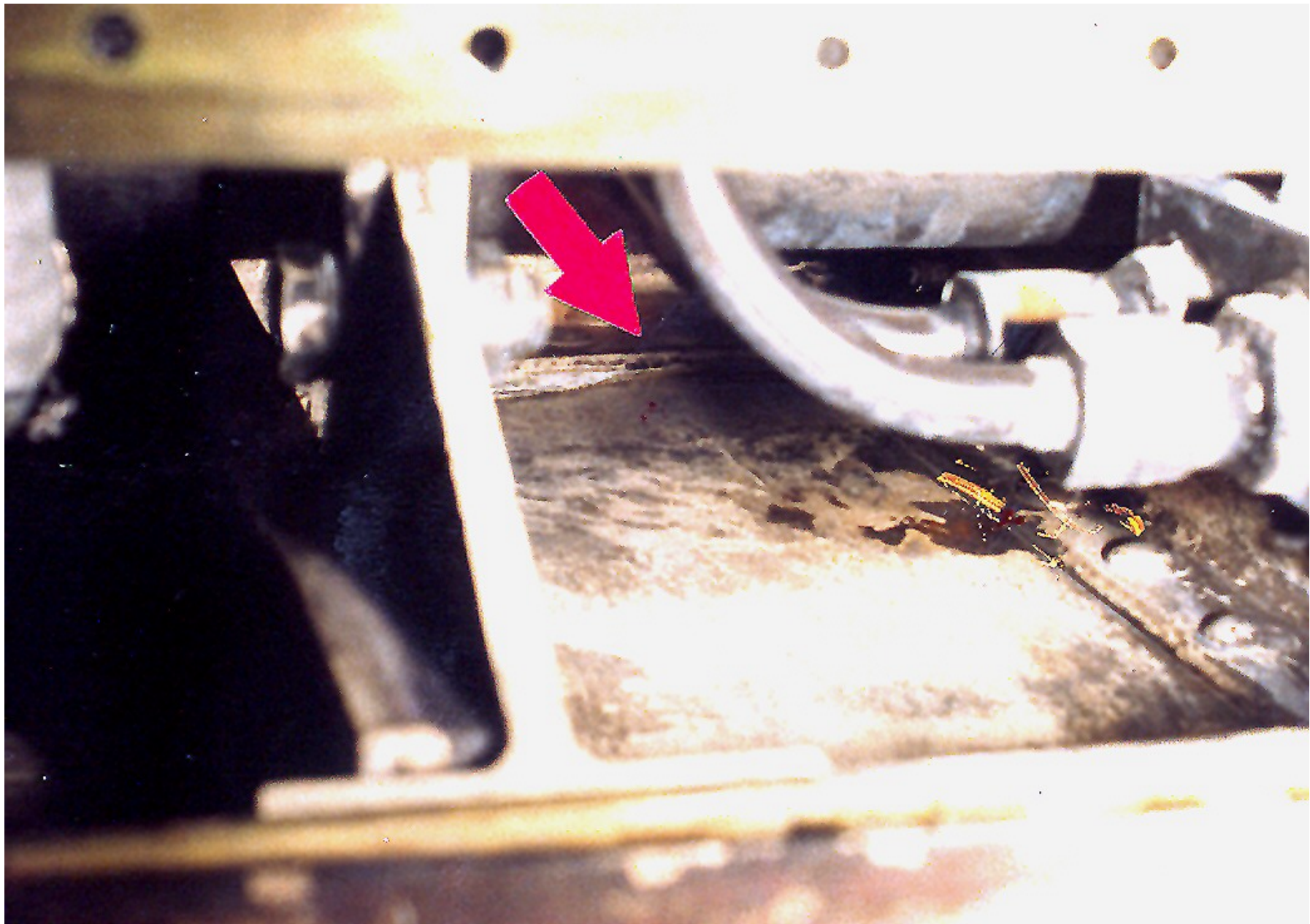
Flügelvorderholm – Untergurt (entdeckte und nicht entdeckte Korrosion)



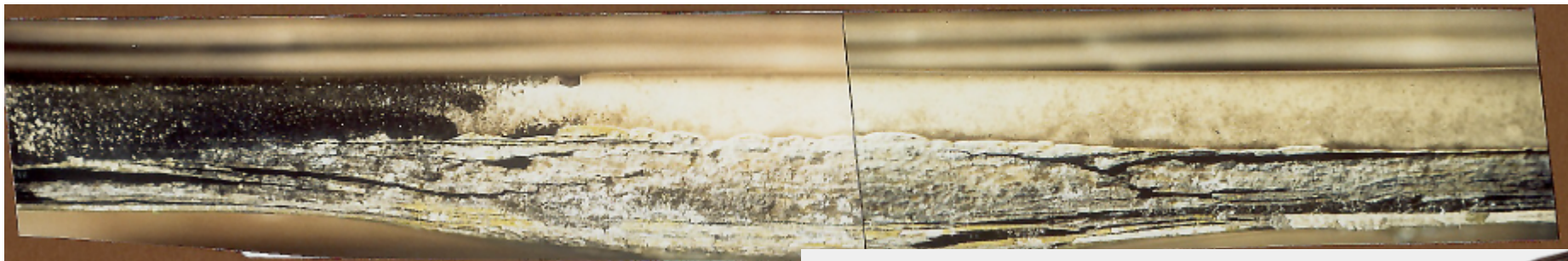
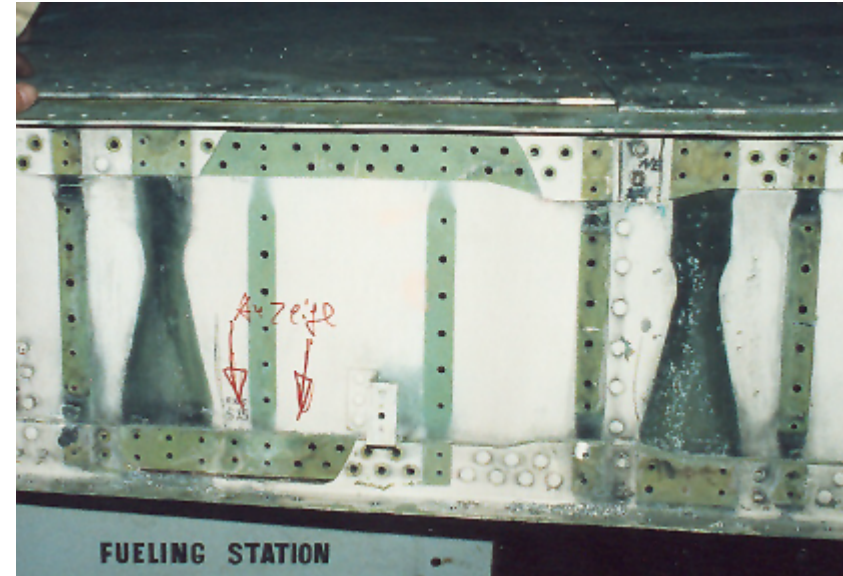
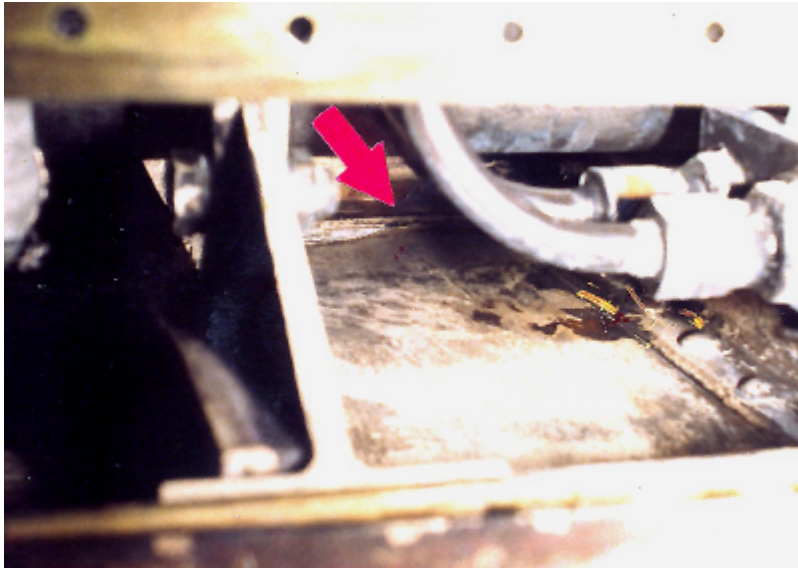
Flügelvorderholm – Untergurt (nicht erkennbare Korrosion)



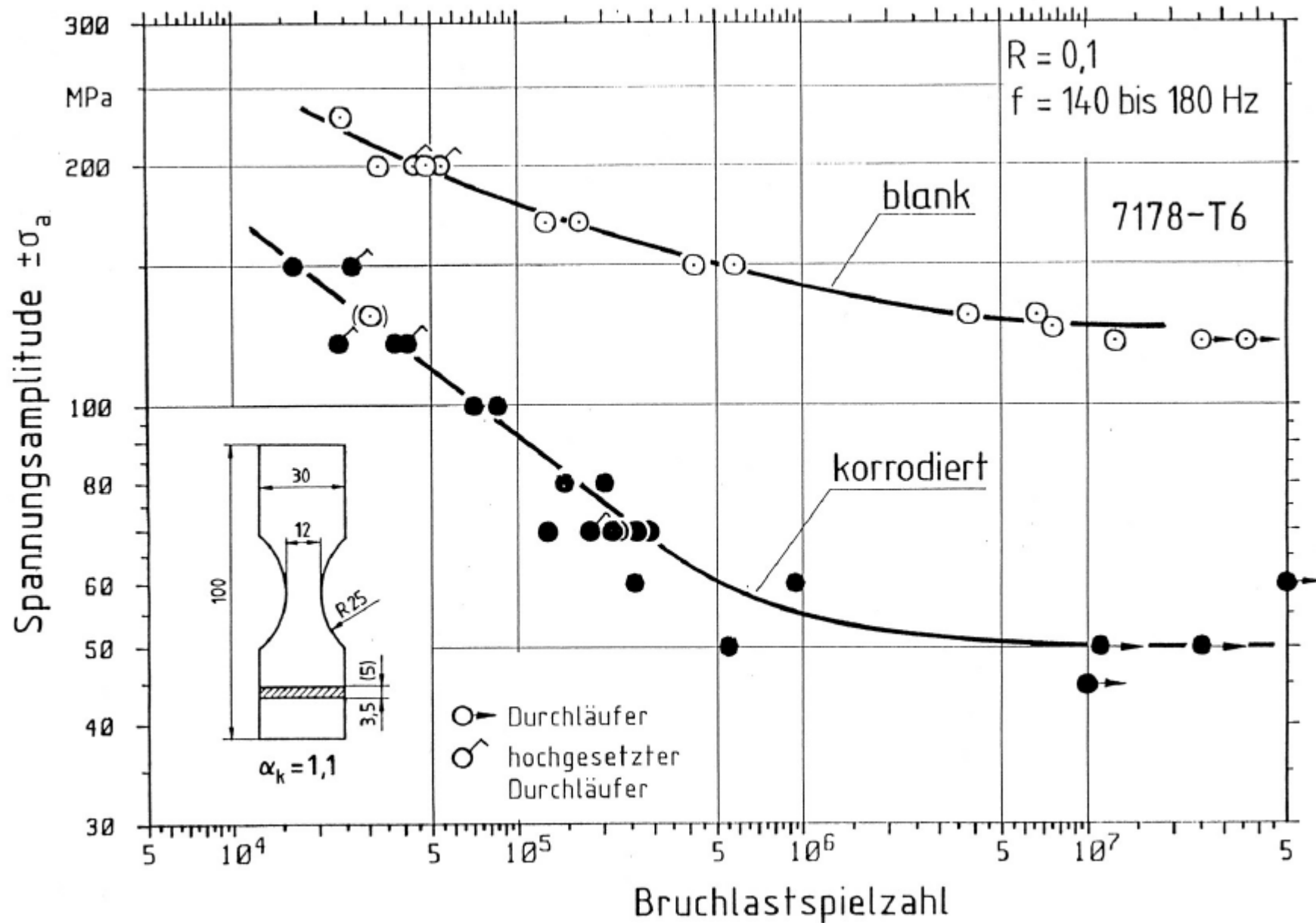
Flügelvorderholm-Obergurt (erste Anzeichen von Korrosion)



Flügelvorderholm-Obergurt (wahres Ausmaß von Korrosion)



Einfluss von Korrosion auf die Ermüdungsfestigkeit



Korrosion und Risse am hinteren Druckschott (Vickers „Vanguard“)

AC 43-4 CHG 1

3/1/74

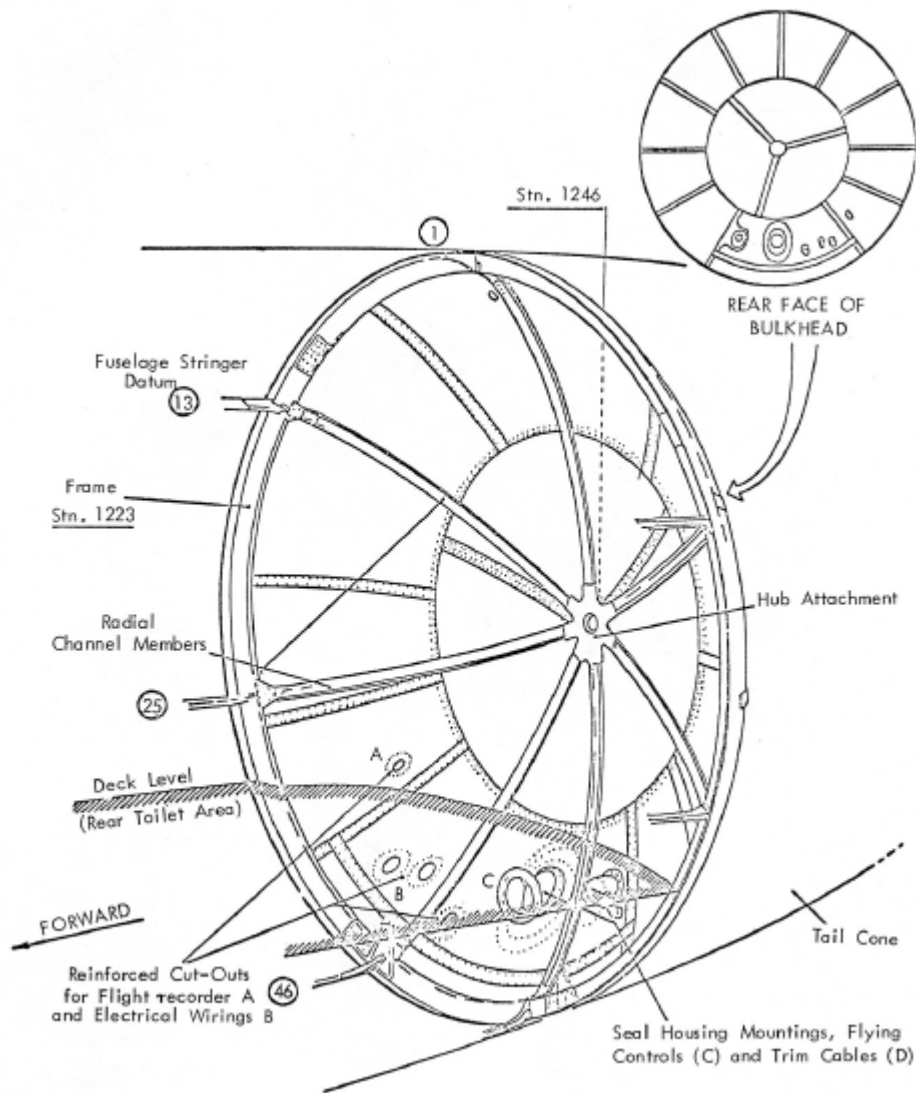
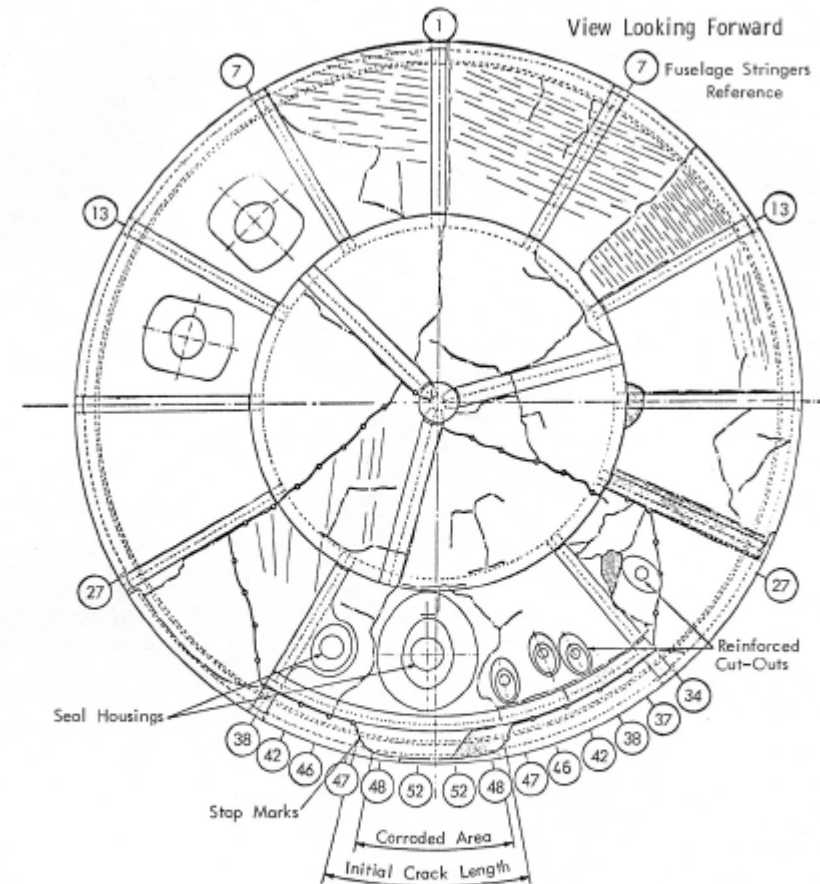


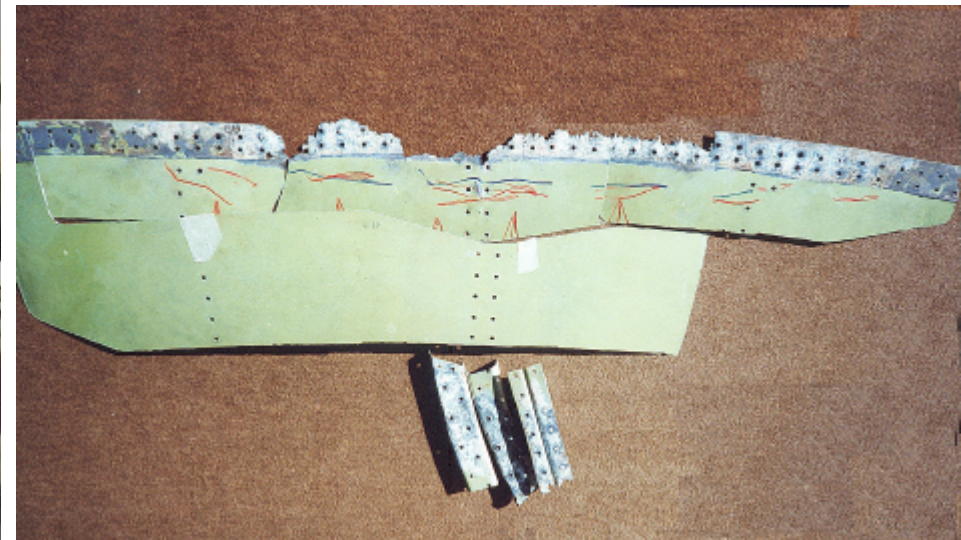
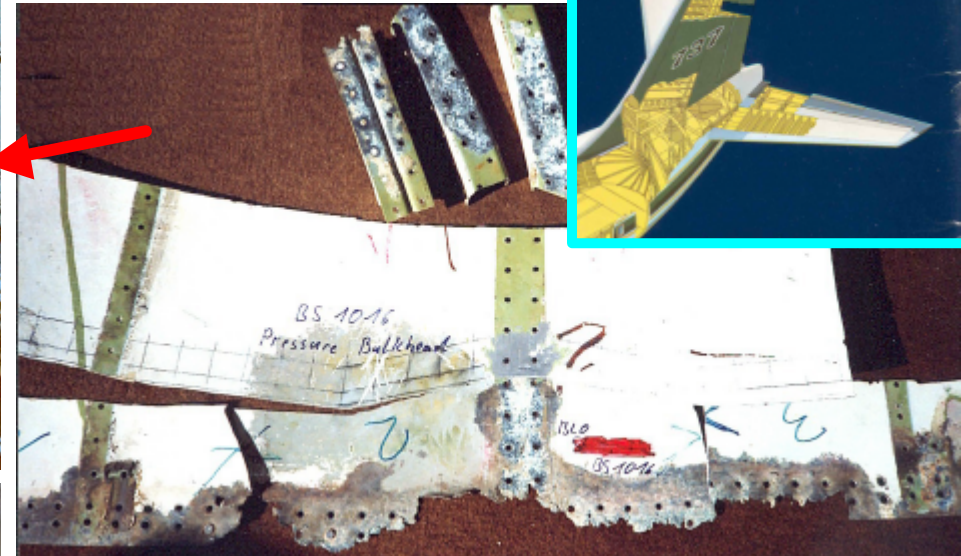
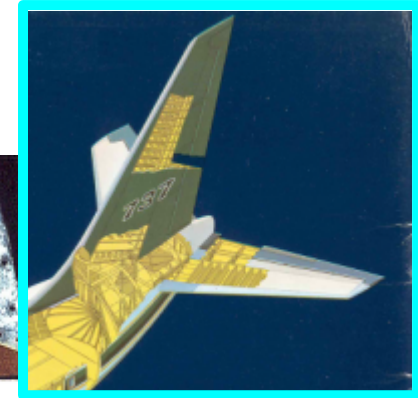
FIGURE 2-8 TYPICAL BASE OF BULKHEAD



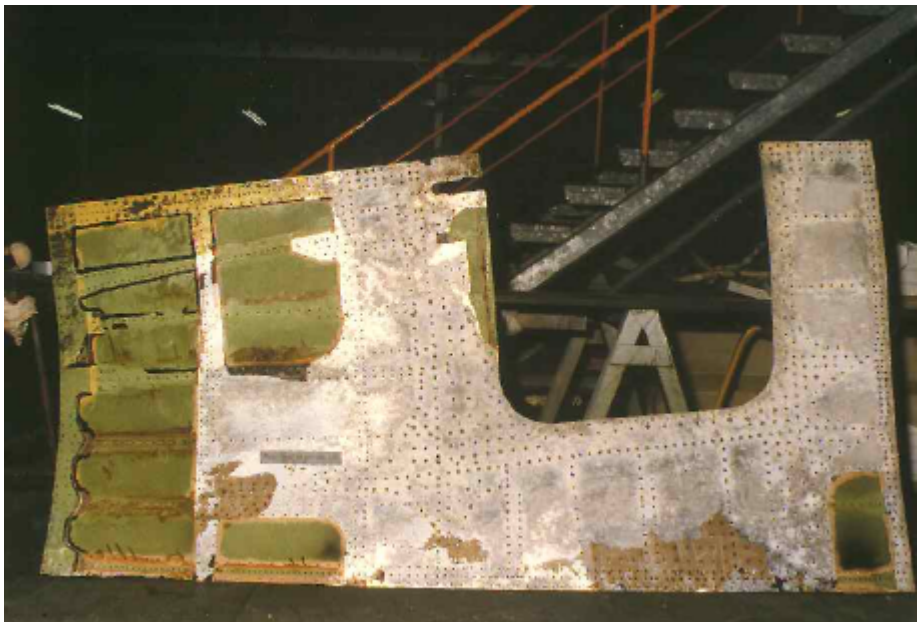
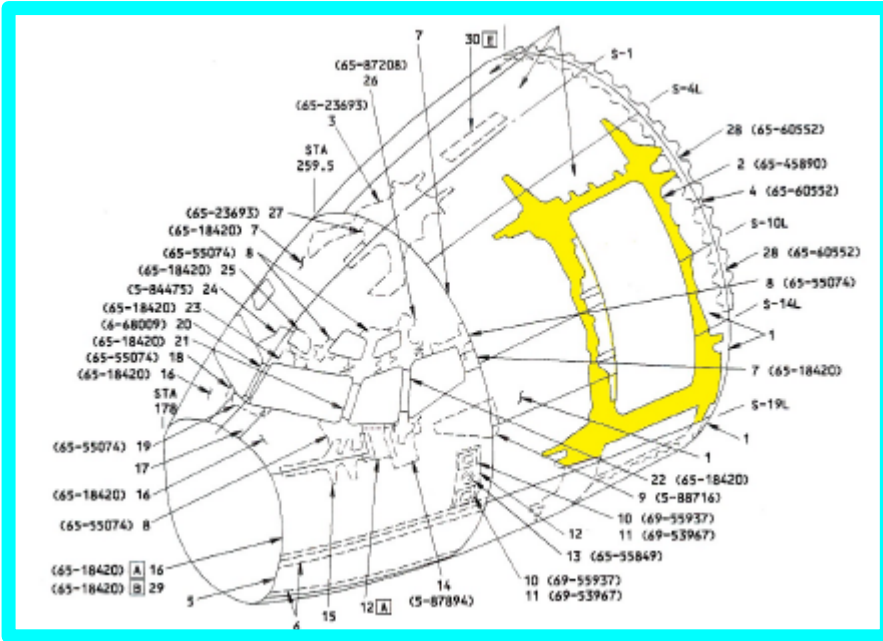
- Tears - sudden inflight extension of initial crack
- Tears - impact damage
- Parts non-recovered
- Fold and crunched zones

FIGURE 2-9 TEARS IN REAR PRESSURE BULKHEAD

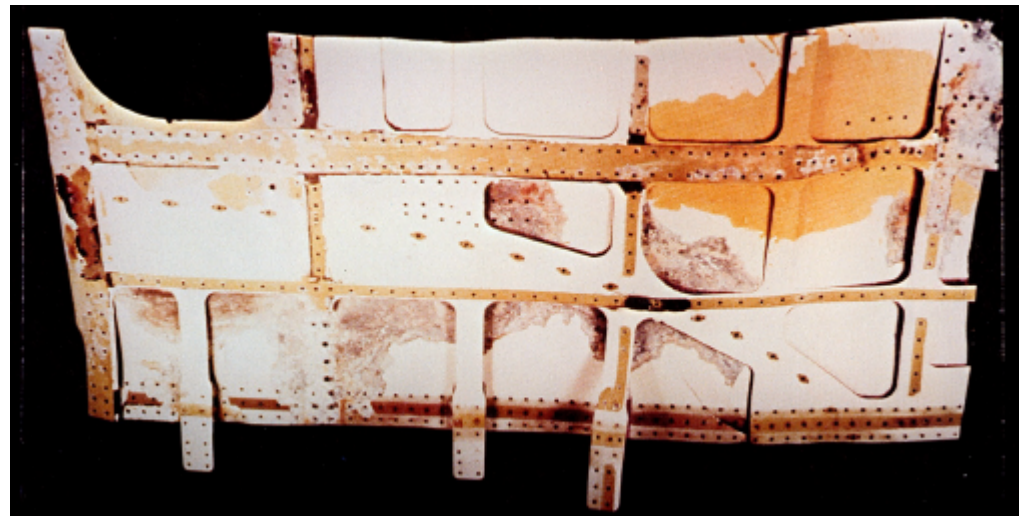
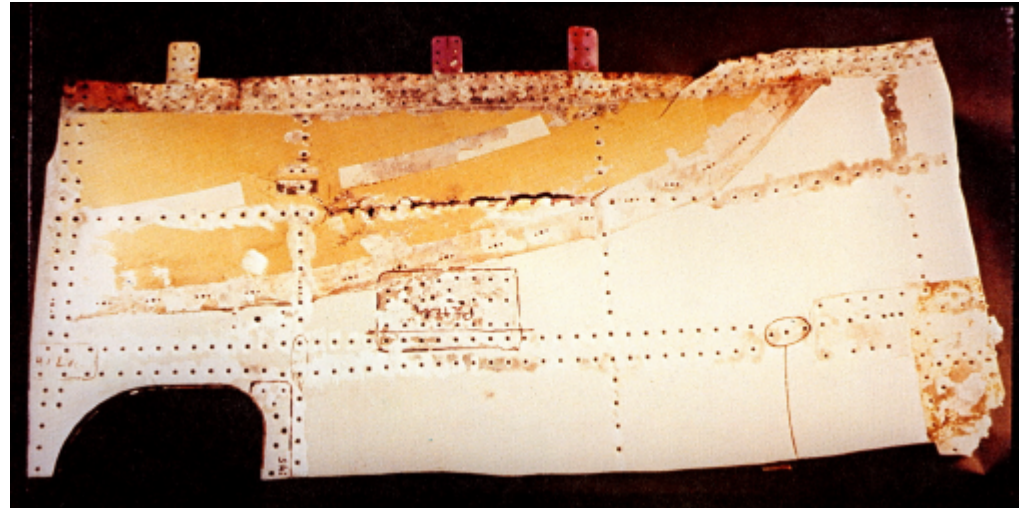
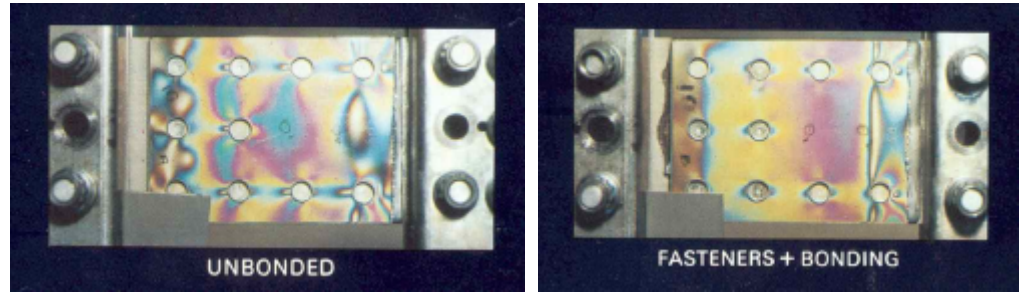
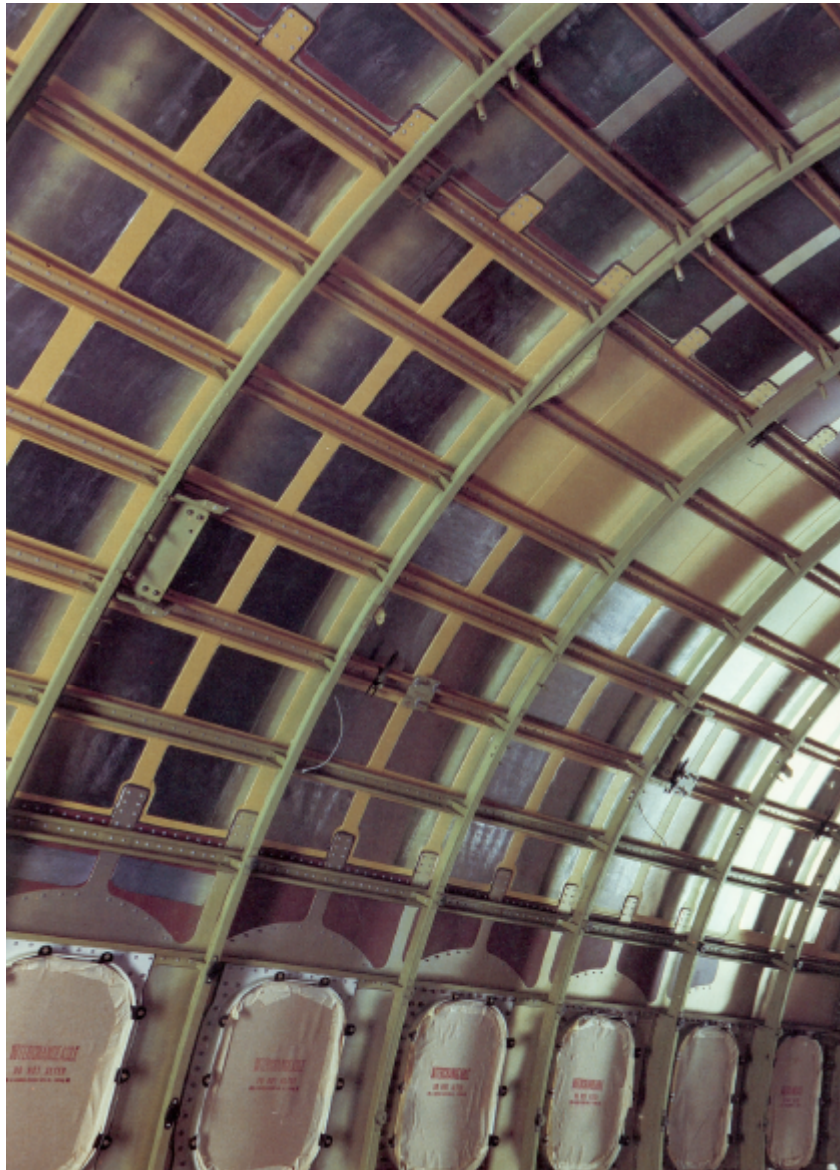
B 737, BS 1016: starke Korrosion am hinteren Druckschott



Geklebte Bauweise: abgelöste und korrodierte Bepankung



**B 737 Struktur : Metallklebung
(Vor – und Nachteile)**

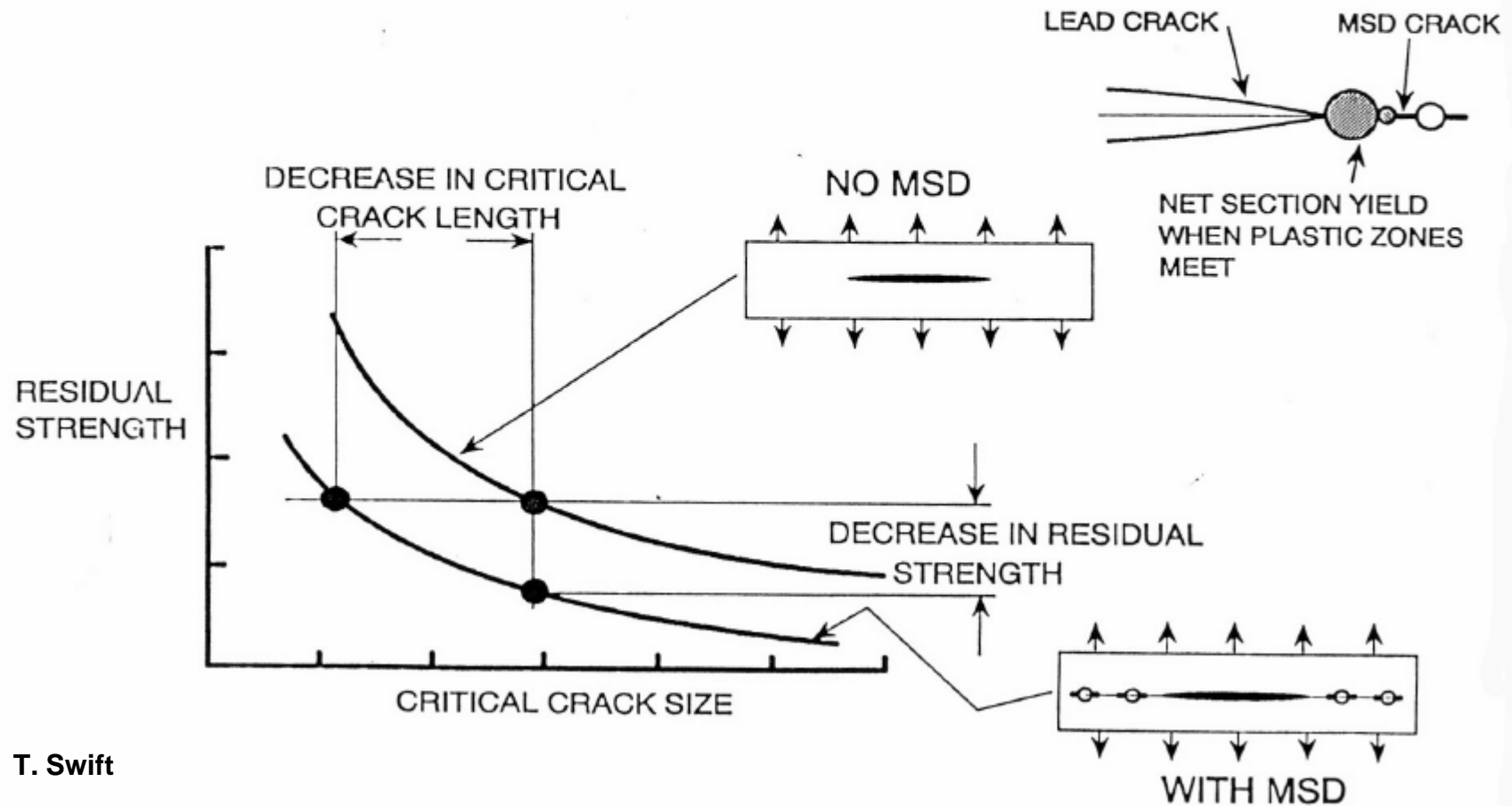


- 89.090 Flüge
- 45.493 Flugstd.
- 89 Pax
- 6 Crew
- Line No: 152
- Baujahr: 1969



Beeinflussung der Schadenstoleranz durch Mehrfachschäden

EFFECT OF MSD ON CRITICAL CRACK SIZE AND RESIDUAL STRENGTH



Ref: T. Swift

Maßnahmenvorschläge:

- **Weiterführung des gegenwärtigen Systems der planmäßigen Instandhaltung (Wartung und Kontrollen) mit Sorgfalt und Gründlichkeit.**
 - **Herausfinden, warum ein einzelnes Flugzeug einen großen Strukturschaden erlitt und Korrektur des Systems, sofern es sich als notwendig erweist.**
- **Einleitung von Forschungsmaßnahmen, um bessere Wege zu finden, den Strukturzustand zu beurteilen und Probleme an den Strukturkomponenten festzustellen.**
- **Weiterführung der Konzepte zur Durchführung von Zerlegungskontrollen (Tear Down Inspections), an den ältesten Flugzeugen, um den Zustand der Flugzeugstruktur festzustellen, und die Durchführung von Ermüdungsuntersuchungen an älteren Flugzeugen, gemäß eines vorgeschlagenen Programmablaufes.**
- **Fortsetzung des Erfahrungsaustausches, um den gegenwärtigen Wissensstand der Zerstörungsfreien Werkstoffprüfung (NDT) und ihre Anwendungstechnik auf Kontrollen an Bauteilen der Flugzeugstruktur.**

Maßnahmenvorschläge:

- **Bereitstellung von Geldmitteln für die Forschung für die Weiterentwicklung von zerstörungsfreien Werkstoffprüfung und Prüfmethoden.**
- **Untersuchung aller Kriterien der „Menschlichen Aspekte“ („Human Factors“) mit Einbeziehung der Schulung und Qualifikation des Prüfpersonals.**
- **Sicherstellen, dass die Informationssysteme zwischen den Haltern, den Herstellern und den Behörden untereinander zufriedenstellend funktionieren.**
- **Einrichtung von Arbeitsgruppen mit erfahrenen Experten zur Erarbeitung von Empfehlungen zu folgenden Aufgaben:**
 - **Struktur- Modifikations- und Inspektionsprogramm an älteren Flugzeugen**
 - **Korrosionsverhütungs- und Nachweisprogramm (CPCP)**
 - **Anpassung des Supplemental Structural Inspektionsprogramms (SSIP)**
 - **Untersuchung der Reparaturen (Repair Assessment)**
 - **Richtlinien zur Erstellung eines Instandhaltungsprogramms für „Alternde Flugzeuge“**

Beurteilung von Reparaturen auf Schadenstoleranz



Beurteilung von Reparaturen auf Schadenstoleranz (A 300)

AIRWORTHINESS ASSURANCE WORKING GROUP (AAWG) PILOT SURVEY DYNAIR - AMARILLO, TEXAS - MARCH 20, 1992

AIRPLANE MODEL	AIRPLANE REGISTRATION NUMBER	AIRPLANE SURVEY ID	REPAIR CLASSIFICATIONS			TOTAL
			NO ADDITIONAL ACTION (CATEGORY A)	DAMAGE TOLERANCE INSPECTIONS (CATEGORY B or C)	INADEQUATE REPAIR (CATEGORY D)	
A300	N203PA	A-1	2	1	-	3
A300	N203EA	A-2	1	4	-	5
A300	N202EA	A-3	4	4	-	8
A300	N204EA	A-4	2	5	-	7
A300	N207PA	A-5	-	-	-	0
A300	N213PA	A-6	-	1	-	1
A300	N201EA	A-7	6	2	-	8
			Total 15	17	-	32

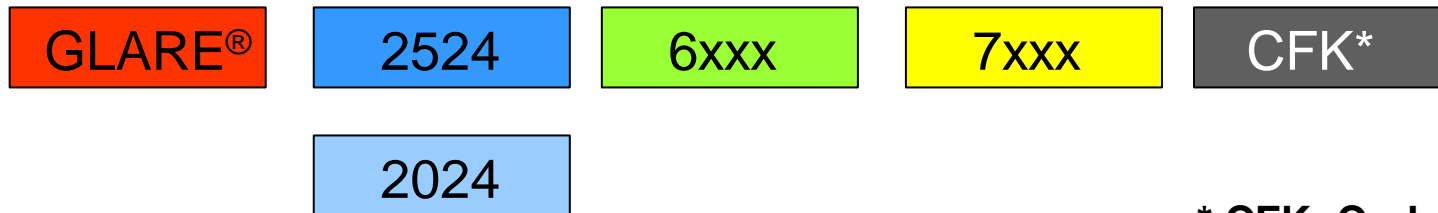
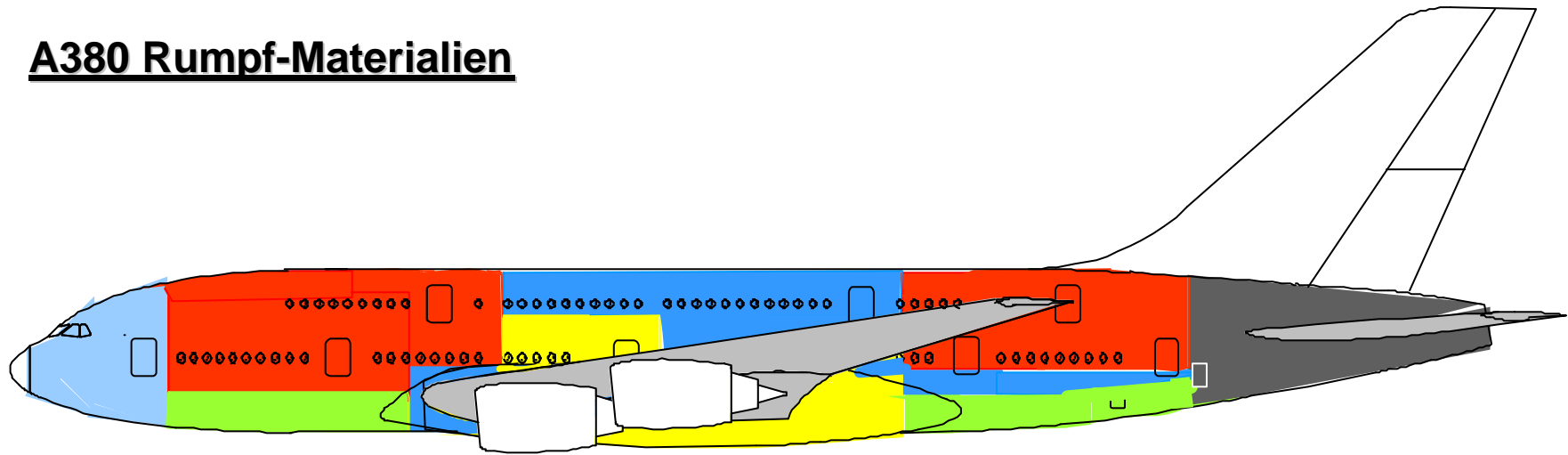
APPENDIX B TO B-999B-UGG-1992

Aus Erfahrung entstanden: Entwicklung des Instandhaltungskonzepts

	Elba	Lusaka	Taiwan	Aloha
Datum	1953	1978	1983	1988
Ursache	<ul style="list-style-type: none"> • Materialermüdung • Ungünstige Konstruktionsgestaltung und Materialauswahl • Keine Ausfallsicherheit 	<ul style="list-style-type: none"> • Unentdeckte Materialermüdung • Ungenügende Bestimmung der Kontroll-Intervalle & der – Methoden 	<ul style="list-style-type: none"> • Korrosions-Ermüdung an unterer Rumpfschale (Klebeablösung an Längsstößen und Rissstoppstreifen) 	<ul style="list-style-type: none"> • Korrosions-Ermüdung an oberer Rumpfschale (wie TAIWAN, aber trotz gezielter Kontrollen nicht entdeckt)
Erkenntnisse	<ul style="list-style-type: none"> • Einführung der „Fail-Safe“ und „Safe- Life“ Bauweise 	<ul style="list-style-type: none"> • Ergänzung der „Fail-Safe“-Kriterien zur Erfüllung der „Schadenstoleranz“ 	<p>Aufforderung an die Halter, angemessene Maßnahmen zur Korrosionsverhütung zu berücksichtigen</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Überprüfung der Instandhaltungs-Forderungen in Bezug auf: „ Alternde Flugzeuge“
Maßnahmen & Nachweise	<ul style="list-style-type: none"> • Lebensdauernachweis durch statistische Befundauswertung • „Tear Down- Inspektionen“ • Modifikationen • Ganz-Zellen Ermüdungstest (ab 727) 	<ul style="list-style-type: none"> • Überprüfung bereits zugelassener Flugzeuge auf das Schadenstoleranz-Verhalten und entsprechende Nachweisführung bei neuen Konstruktionen 		<ul style="list-style-type: none"> • Untersuchung des Schadens-Toleranz-Verhaltens, unter Berücksichtigung multipler Ermüdungs-Schäden (Widespread Fatigue Damage) • Änderung der Bauvorschriften
Instandhaltung	<p><u>Maintenance Steering Committee</u> entwickelt erstes analytisches Instandhaltungssystem. Einführung MSG 1, später verbessertes MSG 2</p>	<p>Zusätzliche Struktur-Kontrollen für ältere Flugzeuge (SSIP) Instandhaltung neuer Flugzeuge nach dem analytischen MSG 3-Verfahren</p>	<ul style="list-style-type: none"> • Anpassung der Instandhaltungs-Programme. • Maßnahmen zur Korrosionsverhütung 	<ul style="list-style-type: none"> • Korrosionsnachweis • Reparaturen • Modifikation/Inspektion • SSIP-Korrekturen • MSG 3 Revisionen • MRB Anpassung

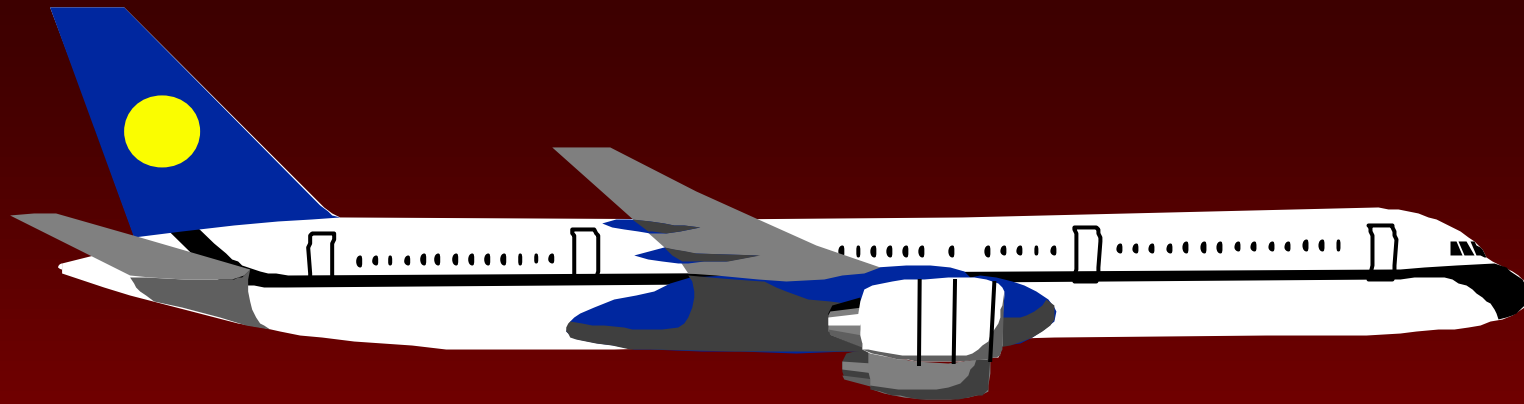
Erfahrung: Motor für Innovationen

A380 Rumpf-Materialien



* CFK: Carbon-Faser verstärkter Kunststoff

Ref.: H. J. Schmidt/Airbus



- Und, wie geht es weiter?

Instandhaltungstechnik:

- Tendenzen?
- Konsequenzen?
- Kompetenzen?
- Prioritäten?
- Standort Hamburg?



Vielen Dank