



# Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

## über den Unfall

des Flugzeuges Beech 60 "Duke" HB-GDZ  
vom 10. Oktober 1988

Luftstrasse A 9, südl. Brunnen

## RESUME

Le 10 octobre 1988, à 0705 h, l'avion Beechcraft BE-60 (HB-GDZ) décolle de Berne avec - outre le pilote - cinq passagers à bord, pour un vol IFR à destination de Pise. Pendant la montée au FL 180, les occupants entendent une détonation; une dizaine de secondes plus tard, l'appareil se met à vibrer violemment.

Après une descente non contrôlée dans la région du Klausen, pendant laquelle l'avion tourne plusieurs fois autour de son axe longitudinal, le pilote parvient à rétablir la situation vers 9300 pieds QNH. Les services de la sécurité aérienne de l'aéroport de Zurich l'aident alors à se poser avec succès sur celui-ci.

Tout le vol jusque peu avant l'atterrissage s'est déroulé dans des conditions météorologiques de vol aux instruments (IMC).

Une fois l'appareil au sol, on s'est aperçu que le gouvernail de profondeur extérieur droit avait perdu un élément de 90 cm. La partie gauche du gouvernail était en outre courbée de 30° vers le bas.

Les deux charnières extérieures du gouvernail étaient rompues.

Les occupants sont indemnes, mais l'appareil a subi d'importants dégâts.

Il n'y a pas d'autres dommages.

### Cause

L'accident est dû au fait qu'à la suite d'une corrosion entraînant des fissures par contrainte, les profilés à charnière extérieurs du gouvernail de profondeur se sont rompus sous l'effet de la fatigue pendant le vol de montée.

## 0. ALLGEMEINES

### 0.1 Kurzdarstellung

Der Pilot startete am 10. Oktober 1988 um 0705 Uhr\* ) mit fünf Passagieren an Bord der Beechcraft BE-60, HB-GDZ, in Bern zu einem Flug unter IFR-Bedingungen nach Pisa. Während des Steigfluges auf FL 180 hörten die Insassen einen Knall. Kurz darauf begann das Flugzeug heftig zu vibrieren.

Nach einem unkontrollierten steilen Sinkflug in der Gegend des Klausenpasses konnte der Pilot das Flugzeug auf einer Höhe von ca. 9300 ft QNH auffangen und wurde von der Flugsicherung Zürich zu einer erfolgreichen Landung in Zürich geleitet.

Der ganze Flug bis kurz vor der Landung fand unter Instrumentenwetterbedingungen (IMC) statt.

Nach der Landung wurde festgestellt, dass 90 cm des rechten äusseren Höhenruders fehlten, und dass das linke Höhenruder aussen 30° nach unten geknickt war.

Beide äusseren Ruderscharniere waren ausgebrochen.

Die Insassen wurden nicht verletzt. Das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

Es entstand kein Drittschaden.

### Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass infolge von Spannungsrisskorrosion die äusseren Höhenruder-Scharnierprofile während des Steigfluges durch Ermüdung brachen.

### 0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von H.P. Graf geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 20. September 1989 an den Kommissionspräsidenten am 6. November 1989 abgeschlossen.

---

\*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+1)

## 1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

### 1.0 Flugverlauf

Vor dem Start zu dem geplanten IFR-Flug von Bern nach Pisa führte der Pilot bei strömendem Regen eine gründliche Aussenkontrolle durch. Der Start erfolgte um 0705 Uhr, auf Piste 14, gefolgt von einem Steigflug mit ca. 1000 ft/min. Der Regen hörte ab FL 120 auf, die Eisbildung war so gering, dass der Pilot die Flügelenteisung nicht betätigen musste. Der Autopilot war während des ganzen Steigfluges eingeschaltet. Wie die Radaraufzeichnung (Beilage 1) zeigt, waren Geschwindigkeit und Steigleistung konstant. Die Freigabe lautete: "Willisau, Brunnen, Canne, FL 190." Ueber FL 170 befand sich das Flugzeug immer noch in den Wolken, die Sonne war jedoch bereits als helle Scheibe sichtbar. Die Insassen verspürten keine nennenswerten Turbulenzen. Kurze Zeit bevor FL 180 erreicht wurde, hörten Pilot und Passagiere einen Knall, dem der Pilot keine Bedeutung schenkte, da er vermutete ein Stück Eis sei von den Propellern an den Rumpf geschleudert worden. Der weitere Flugverlauf schilderte der Pilot wie folgt: "Etwa 10 Sekunden nach dem Knall setzten brutale Vibrationen mit unbremzbaren Höhensteuerbewegungen ein. Zudem zog das Flugzeug nach rechts und war mit Querruder und Seitenruder nicht mehr ausgleichbar. Ich vermutete die Ursache der Vibrationen bei einem Propeller und reduzierte einzeln die Motorenleistung, immer nach rechts drehend und sinkend."

Der Pilot meldete der ACC Zürich er hätte Probleme mit dem Flugzeug und wolle sofort nach Zürich fliegen, was ihm auch umgehend erlaubt wurde. Trotz aller Anstrengungen gelang es dem Piloten nicht, die abnehmende Geschwindigkeit und den Höhenverlust unter Kontrolle zu bringen. Als letzte Massnahme versuchte er, mit Reduzieren der Leistung einen Sinkflug einzuleiten.

Dieses Manöver gelang, doch das Flugzeug ging in der Folge in einen Sturzflug über und drehte sich dabei mehrmals um die Längsachse. Die Vibrationen und Höhensteuerausschläge verringerten sich. In Aufwendung aller Kraft am Höhensteuer gelang es dem Piloten, das Flugzeug in einer Höhe von etwa 9300 ft QNH (laut Radaraufzeichnung) aufzufangen.

"Wir flogen immer noch unter IMC-Bedingungen. Zürich half mir am Funk sehr, die Talmitte zu finden. Immer das Seitenruder im Anschlag, Querrudereinsatz und sehr viel Kraft gegen das Höhensteuer, war ein leichter Steigflug möglich."

Im Bestreben Fluglage und Geschwindigkeit möglichst nicht zu verändern, konnte der Pilot mit Hilfe der Flugsicherung Zürich das Flugzeug sicher auf der Piste 16 landen.

Nach der Landung wurde festgestellt, dass beide äusseren Höhenruderscharniere ausgebrochen waren. 90 cm des äusseren Teils des rechten Höhenruders fehlte, das linke Höhenruder war aussen 30° nach unten geknickt.

## 1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	1	5	

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

## 1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand kein Drittschaden.

## 1.5 Beteiligte Personen

### 1.5.1 Pilot

Schweizerbürger, Jahrgang 1950.

Führerausweis für Privatpiloten, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 17. August 1981, gültig bis 17. Juli 1989.

Erweiterungen:       - Radiotelefonie UIT vom 9.10.1981  
                      - Nachtflug vom 8.7.1983  
                      - CVFR-Flug vom 8.7.1983

Bewilligte  
Flugzeugmuster:     Einmotorige bis 2500 kg mit Kolbenmotor  
                          ohne besondere Vorrichtungen

Weitere  
Flugzeugmuster:     Zweimotorige bis 2500 kg vom 8.7.1983

Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch das BAZL am 14. Juli 1983, gültig bis 25. Juli 1989.

Erweiterungen:       - Radiotelefonie UIT vom 14.7.1983  
                      - Nachtflug vom 14.7.1983

Bewilligte

Flugzeugmuster: - Einmotorige Flugzeug mit Kolbenmotoren  
bis 5700 kg  
- Ein- und mehrmotorige Flugzeuge mit  
Kolbenmotoren bis 5700 kg vom 14.7.1983

Sonderbewilligung: IFR vom 14.7.1983

### **Flugerfahrung (Motorflug)**

Insgesamt 1669:53 Std., wovon 802:26 Std. auf dem Unfall-  
muster; in den letzten 90 Tagen 70:51 Std., davon  
56:04 Std. auf dem Unfallmuster.

Beginn der fliegerischen Ausbildung 1980.

Letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung am  
25. Juli 1988.

### 1.5.2 Passagiere

#### Passagier A

Schweizerbürger, Jahrgang 1949.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

#### Passagier B

Schweizerbürger, Jahrgang 1951.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

#### Passagier C

Schweizerbürger, Jahrgang 1950.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

#### Passagier D

Schweizerbürgerin, Jahrgang 1949.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

## Passagier E

Schweizerbürgerin, Jahrgang 1943.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

### 1.6 Flugzeug HB-GDZ

Muster:	Beech 60 "Duke"
Hersteller:	Beech Aircraft Corp.
Charakteristik:	Zweimotoriger 6-plätziger Tief- decker mit einziehbarem Fahrwerk
Baujahr/Werknummer:	1970/P-126
Motor:	Hersteller: Lycoming Muster: T10-541-E1C4 Leistung: 380 PS
Propeller:	Verstellpropeller Hersteller: Harzell Muster: HC-F3YR-2U
Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das BAZL am 18.1.1988.
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt durch das BAZL am 7.1.1971
Zulassungsbereich:	im gewerbsmässigen Einsatz IFR Das Flugzeug war für Flüge in be- kannten Vereisungsbedingungen zu- gelassen.
Eigentümer und Halter:	Privat
Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt:	Zelle: 5922:35 Std. Linker Motor: 1290:36 Std. seit Rev. Rechter Motor: 1290:36 Std. seit Rev. Linker Propeller: 1290:36 Std. seit Rev. Rechter Propeller: 1088:35 Std. seit Rev.  Die letzte BAZL-Zustandsprüfung erfolgte am 11. Dezember 1986, IERA am 11. Dezember 1987.  Die letzte 100-Stunden-Kontrolle wurde am 19. September 1988 bei total 5901:05 Betriebsstunden und die letzte 50-Stunden-Kontrolle am 7. Juli 1988 bei total 5845:49 Betriebsstunden durchgeführt.

Masse und Schwerpunkt:

	<u>Masse lbs</u>	<u>Arm</u>	<u>Moment</u>
Rüstmasse	4879,37	131,22	640286,87
Pilot	172	141	24252
Pax 1 (Copilot)	154	141	21714
Pax 2	99	178	17622
Pax 3	165	178	29370
Pax 4	176	218	38368
Pax 5	128	218	27904
Gepäck	30	236	7080
Benzin 180 gal	1080	139,44	150595
Beim Start:	<u>6883</u>	<u>139,1</u>	
	====	=====	
verbraucht:	189		
Beim Unfall:	6694	139,1	
	====	=====	

Limiten: Maximale Abflugmasse: 6775 lbs.

C/G Limit beim Start bei 6775 lbs: 124,6 - 139,2.

- Das Flugzeug war beim Start in Bern um 108 lbs überladen.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve

Das Flugzeug wurde am 10. Oktober 1988 betankt.

Totaler Tankinhalt	
vor dem Unfallflug:	180 US gal
In allen Fluglagen verwendbar:	192 US gal
Durchschnittlicher Verbrauch pro	
Stunde im Steigflug:	ca. 70 US gal
Total Flugzeit Unfallflug:	ca. 27 Minuten
Verbrauch in 27 Minuten:	31,5 US gal
Benzinreserve im Unfallzeitpunkt:	148,5 US gal
Flugzeitreserve im	
Unfallzeitpunkt:	ca. 3:30 Stunden



## 1.7 Wetter

### 1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich

#### Allgemeine Wetterlage

Aktive Kaltfront über dem Alpenkamm.

#### Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken:	Niederschlag. 8/8 Basis um 2200 m/M, TOP bei FL220
Sicht:	weniger als 1 km
Wind:	250/65 kt
Temperatur/Taupunkt:	ms15°C/ms15°C
Luftdruck:	1014 hPa QNH
Gefahren:	Vereisung und Turbulenz
Sonnenstand:	Azimut: 109° Höhe: 08°

### 1.7.2 Wetter gemäss Zeugenaussagen

- Schwache Vereisung.
- Keine oder nur leichte Turbulenz.
- Flug kurz nach dem Start bis kurz vor der Landung ständig in Wolken.

## 1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

## 1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und den Verkehrsleitstellen wickelte sich während des ganzen Fluges ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab. Die Notmeldung und folgende Konversation wurden in Schweizerdeutsch geführt.

## 1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

### 1.11 Flugschreiber/Barograph

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

### 1.12 Befunde am Wrack

Beide äusseren Höhenruderscharniere waren ausgebrochen. 90 cm des äusseren rechten Höhenruders fehlte, das äussere linke Höhenruder war auf einer Länge von 90 cm 30° nach unten geknickt. Das Seitenruder zeigte Aufschlagspuren des weggeflogenen rechten Höhenruderteils. Die Höhenflossen und die Lufteinlässe der Intercooler zeigten sichtbare Spuren von Ueberschreitungen des Lastvielfachen. Die aufgerissenen Bleche an der Verkleidung zeigten, dass der Höhenruderausschlag während des Zwischenfalls weit über den Normalwert forciert wurde (siehe auch Foto Beilage 3).

Die Stellung und Anzeigen von Bedienungshebeln und Instrumenten wurden nach dem Vorfall verändert und sind somit nicht relevant.

### 1.13 Medizinische Feststellungen

Es wurden keine Untersuchungen angeordnet.

### 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

### 1.15 Ueberlebenschancen

Der Unfall war überlebbar.

### 1.16 Besondere Untersuchungen

Die äusseren Scharnierteile beider Höhenflossen sowie der abgeknickte Teil des linken Höhenruders mit dem dazugehörigen Scharnier wurden der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Versuchungsanstalt (EMPA) in Dübendorf gleichentags zur Untersuchung vorgelegt, mit dem Auftrag, die Bruchursache der beiden äusseren Scharnierwinkelprofile festzustellen (Beilage 2 und 3).

Der zusammenfassende Befund:

Die fraktographische Untersuchung ergab, dass die Trennung der Scharnierprofile auf Ermüdung zurückzuführen ist. Die Rissbildung wurde lokal auch durch korrosive Einflüsse beschleunigt, was sowohl aus den fraktographischen als auch aus den metallographischen Befunden abzuleiten ist. Die Untersuchungen haben ergeben, dass die Nietbohrungen erheblich durch Korrosion geschädigt sind und zwar einerseits durch Lochfrass und andererseits durch Rissbildung in Form von Spannungsrisskorrosion.

Die chemische Analyse des Winkelprofils ergab eine weitgehende Übereinstimmung mit den genormten Sollwerten der Aluminiumlegierung vom Typ 2024.

Es wurde eindeutig nachgewiesen, dass die endgültige Trennung an den untersuchten Winkelprofilen als Folge vorbestandener Risse erfolgte. Die Bruchflächen des linken Scharniers zeigen einen höheren Gewaltbruchanteil.

#### 1.17 Verschiedenes

- Wegen schlechter Fluchtung der Höhenruderscharniere wurde am 7. Mai 1975 vom Hersteller das verbindliche Service Bulletin Nr. 0342-132 herausgegeben. Mit dem dazugehörigen Kit wurden die inneren Scharnierprofile auf eine Stärke von 1,8 mm gebracht, die äusseren Scharnierprofile jedoch auf einer Stärke von 0,8 mm belassen.
- Antikorrosionsbehandlungen bei der Herstellung wurde erst 1982 "Standard", vorher als "Option" ausgeführt. Beim Unfallflugzeug wurde werkseitig keine Antikorrosion geordert.
- Die pneumatischen Servos des Autopiloten lassen sich, wenn eingeschaltet, von Hand leicht übersteuern. Der Autopilot wurde nach dem Unfall in eingebautem Zustand geprüft und funktionierte normal.

#### 1.18 Massnahmen des Herstellers

Aufgrund der Zwischenergebnisse bei der Untersuchung dieses Unfalles gab der Hersteller im August 1989 das verbindliche Service-Bulletin Nr. 2328 heraus (Beilage 4). Dieses Service-Bulletin verlangt eine ausgedehnte Kontrolle der betroffenen Höhenruderscharniere innerhalb der nächsten 50 Flugstunden.

## 2. BEURTEILUNG

### 2.1 Operationelles

Masse und Schwerpunkt:

Die 108 lbs, um die das Flugzeug beim Start in Bern überladen war, haben nicht zum Unfall beigetragen.

Steigflug:

Die Radaraufzeichnung zeigt, dass der ganze Flug bis zum Beginn der Vibrationen mit konstanter Geschwindigkeit und korrekter Kurshaltung verlief. Es ist daher höchst unwahrscheinlich, dass der Pilot in dieser Flugphase das Flugzeug ausserhalb der operationellen Limiten flog.

Verhalten in der Notsituation:

Nach dem Auftreten der Vibrationen reduzierte der Pilot einzeln die Drehzahl der Motoren, um den Fehler zu analysieren. Dieses Verfahren sowie der Entschluss nach Zürich zu fliegen waren richtig. Die Tatsache, dass es dem Piloten gelang, das Flugzeug nach dem eingeleiteten Sturzflug wieder unter Kontrolle zu bringen, ständig unter grösstem Kraftaufwand und in den Wolken fliegend mit Hilfe der Radarführung eine erfolgreiche Notlandung in Zürich durchzuführen, zeugt von einer ausserordentlichen fliegerischen Leistung. Mit zum guten Gelingen hat zweifellos auch die Kompetenz der Flugverkehrsleiter beigetragen, welche den Piloten spontan und unkompliziert zur Landung führten.

### 2.2 Technisches

#### Bruchfolge

Während des Fluges wurden die Höhenruderscharniere einerseits durch dynamischen Druck des Höhenruders, andererseits durch Vibrationen belastet. Die durch Spannungsrisskorrosion entstandenen Aufweitungen der Nietsitze konnten zur Lockerung der Nietverbindungen führen. Die speziell während des Steigfluges auftretenden Vibrationen wurden dadurch zusätzlich erhöht, was dementsprechende Beanspruchungen an den Scharnieren zur Folge hatte. Die relativ hohe mechanische Beanspruchung der Scharnierwinkelprofile begünstigte die Lockerung und Entstehung von Ermüdungsbrüchen weiter, was schliesslich zum Bruch des äusseren rechten Profils führte. Der nun frei gewordene äussere Teil des Höhenruders begann zu schwingen, wobei das linke äussere Scharnier ausbrach. Glücklicherweise löste sich der rechte Teil des Höhenruders vom Flugzeug; somit reduzierten sich die Höhenruderausschläge und der Pilot konnte das Flugzeug wieder bedingt unter Kontrolle bringen.

## Korrosion

Bei einem 17-jährigen Flugzeug mit einer Betriebszeit von nahezu 6000 Std. muss mit Korrosion gerechnet werden. Wenn die von Korrosion befallenen Teile jedoch ausreichend dimensioniert sind, können die Schäden erkannt und beseitigt werden, bevor es zum katastrophalen Bruch kommt.

Das Service-Bulletin Nr. 0342-132 vom 7. Mai 1975 beinhaltet nur die Erhöhung der Stärke der inneren Scharnierprofile, die äusseren wurden auf einer Stärke von 0,8 mm belassen.

In Zusammenhang mit Korrosionsschäden und "aging aircraft" muss auch auf die diesbezüglichen Technischen Mitteilungen Nr. 02.080-15 und Nr. 02.080-25 vom 30. Juni 1984 des BAZL hingewiesen werden. Diese Technischen Mitteilungen enthalten Anweisungen für Korrosionskontrollen, einschliesslich der an diesem Unfall beteiligten Partien des Flugzeuges.

## Massnahmen des Herstellers

Das verbindliche Service-Bulletin Nr. 2328 vom August 1989 verlangt eine ausgedehnte Kontrolle aller Höhenruder-Scharnierprofile der BE-60 innerhalb der nächsten 50 Betriebsstunden. Mit diesen Massnahmen hat der Hersteller das Ziel, ähnliche oder weit schlimmere Unfälle zu vermeiden, erreicht.

Obwohl der Hersteller dieses Service Bulletin "mandatory" bezeichnet hat, wurde es weder durch die amerikanische noch durch die schweizerische Luftfahrtbehörde als obligatorisch erklärt. Die Durchführung der Massnahmen ist somit für den Halter fakultativ.

## 3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

### 3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR/IFR zugelassen.
- Das Flugzeug war für Flüge in bekannten Vereisungsbedingungen zugelassen.
- Beim Start in Bern lag die Masse 108 lbs über der zulässigen Abflugmasse, der Schwerpunkt lag innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

- Zum Unfallzeitpunkt lagen Masse und Schwerpunkt innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Der Bruch des rechten Höhenruderscharniers erfolgte durch Ermüdung infolge von Spannungsrisskorrosion.

### 3.2 Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass infolge von Spannungsrisskorrosion die äusseren Höhenruder-Scharnierprofile während des Steigfluges durch Ermüdung brachen.

An der Sitzung vom 15. Dezember 1989 nahmen H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin und M. Soland, an der Sitzung vom 26. Januar 1990 H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza und R. Henzelin teil. Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 26. Januar 1990

Eigenössische Flugunfall-  
Untersuchungskommission  
Der Präsident:

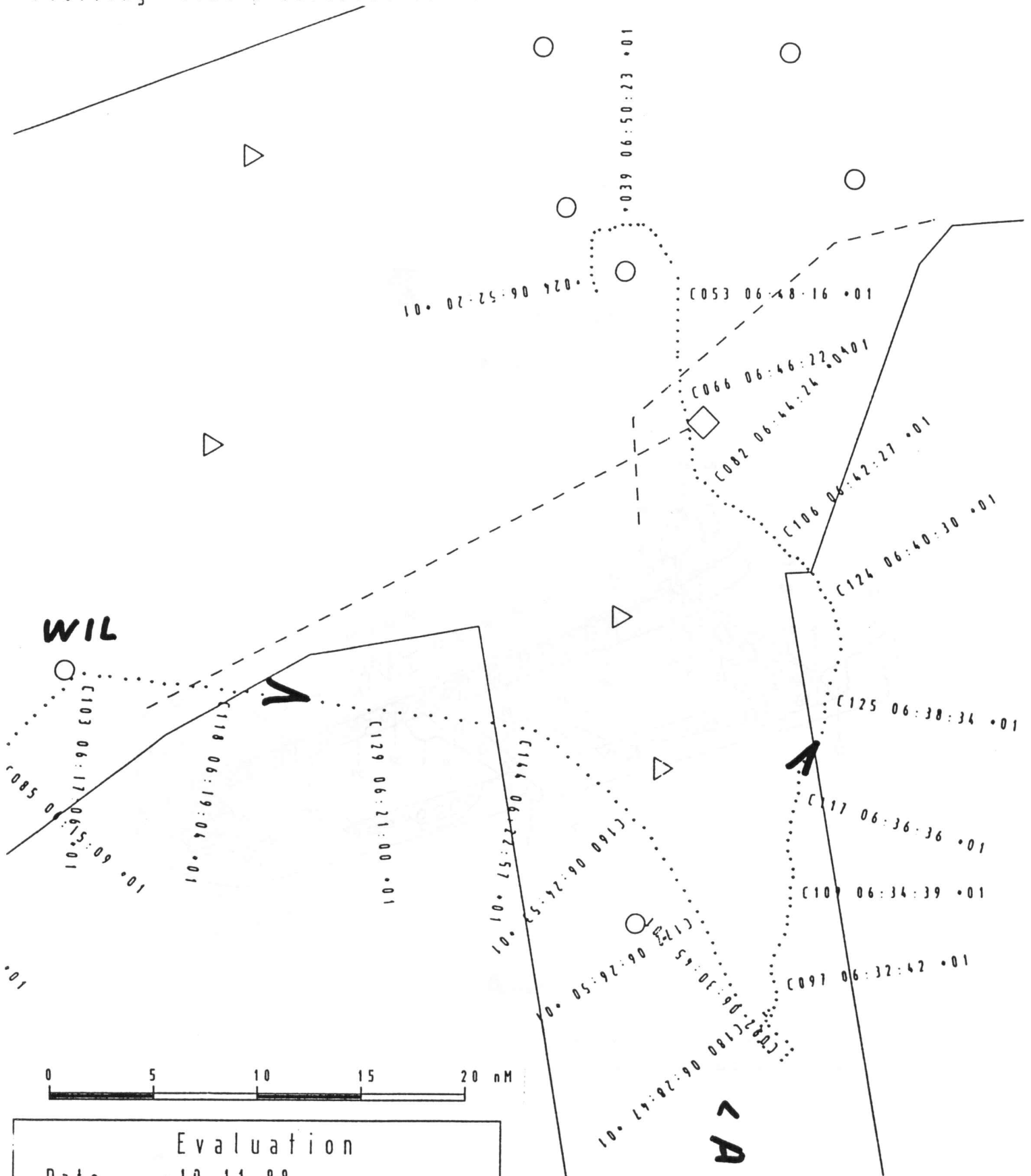
sig. H. Angst

R2A&PS

ACC MP-720 Format

Beilage 1

Recording Date : 10.10.88  
Recording Time : 06:13:10  
Plotting Time : 06:13:11 to 07:01:59

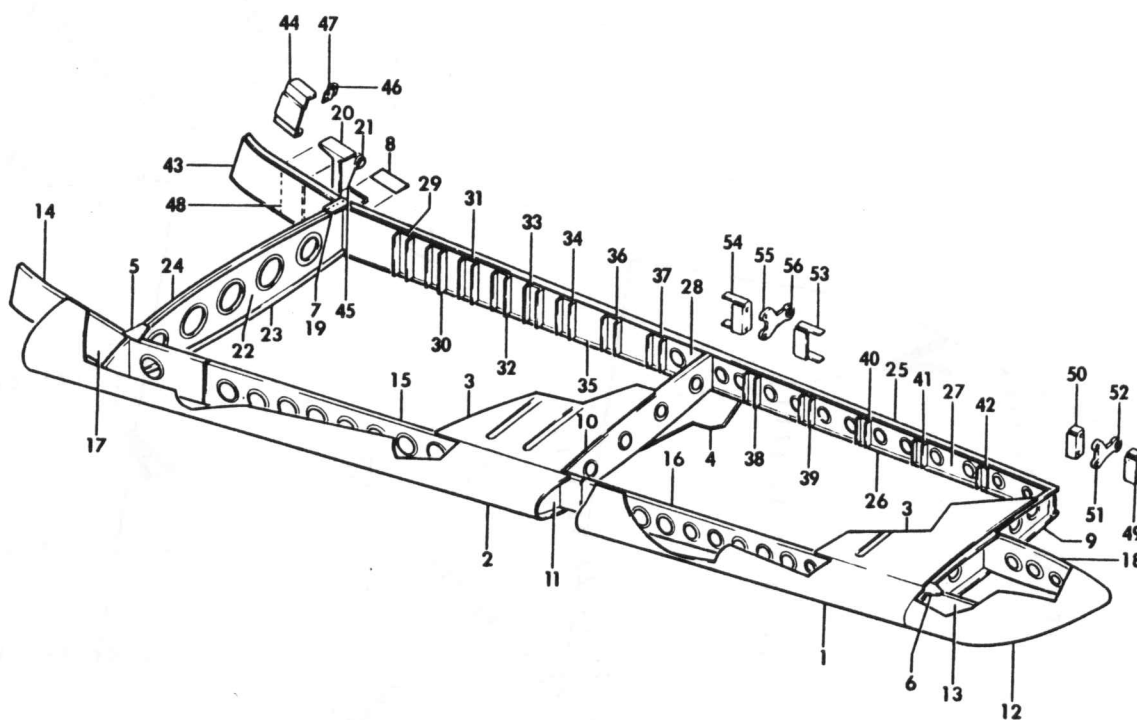


**Evaluation**

Date : 10.11.88  
Name : C. Rauber  
Remarks : HBGDZ

A97

BEECHCRAFT  
DUKE 60 & A60  
ILLUSTRATED PARTS CATALOG



VIEW A

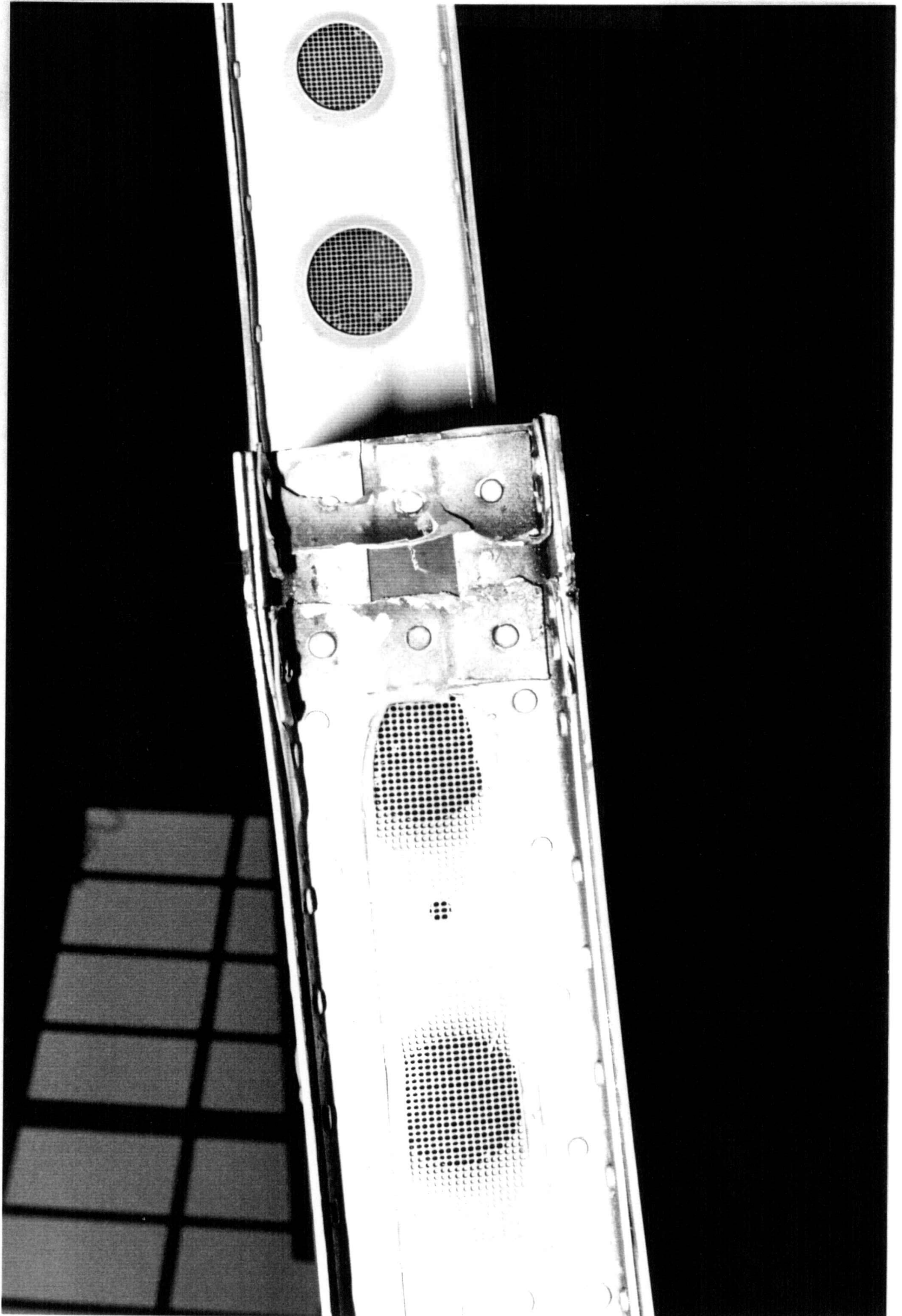
betreffene Teile: 50,49  
affected parts: 50,49

60-132-4





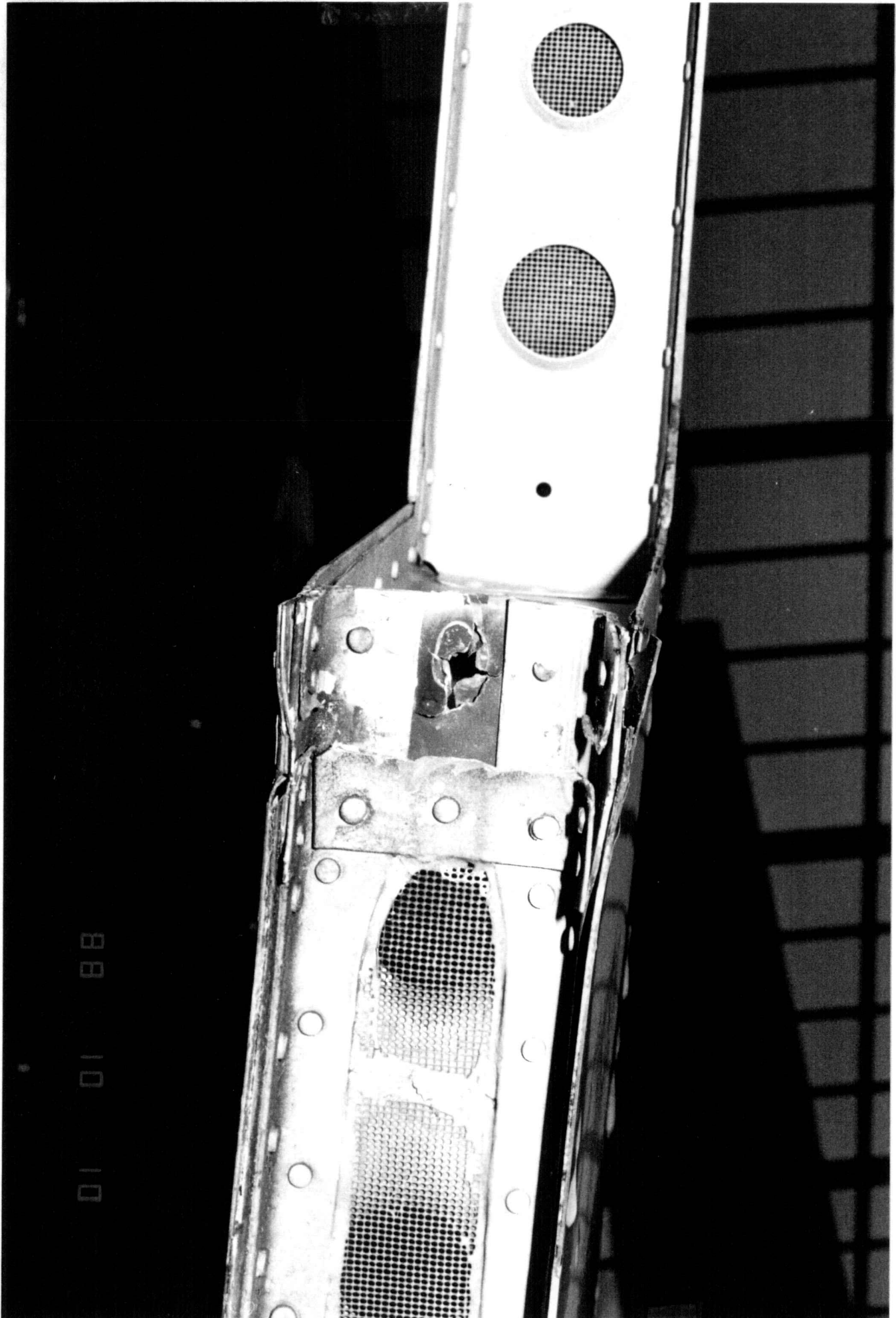
linkes Höhenruderscharnier aussen



rechte Höhenflosse, Scharnier aussen



rechte Höhenflosse aussen, Teil 49



linke Höhenflosse, Scharnier aussen

# Beechcraft

## MANDATORY SERVICE BULLETIN

60

No. 2328  
ATA Code 27-30

**SUBJECT:** FLIGHT CONTROLS - INSPECTION OF HORIZONTAL STABILIZER AND ELEVATOR HINGE ATTACHMENT AREAS

**OPERATIONAL BENEFITS:** This Service Bulletin is being issued to verify the integrity of the elevator-to-horizontal stabilizer attachment areas. Beech has received two incident reports of partial outboard elevator separations. As a result, Beech considers the inspections contained herein to be mandatory.

**EFFECTIVITY:** BEECHCRAFT Duke 60, A60 and B60. serials P-3 through P-596.

**COMPLIANCE:** Beech Aircraft Corporation considers this to be a mandatory inspection and it should be accomplished as soon as possible after receipt of this Service Bulletin, but no later than the next 50 flight hours.

No Airworthiness Directive has been issued on the matter covered by this Service Bulletin as of the issue date shown herein.

**APPROVAL:** Engineering data contained in this Service Bulletin is FAA approved.

**MANPOWER:** The following information is for planning purposes only:

Estimated man-hours for inspection: 12 hours.

Suggested number of men: 2 men.

The above is an estimate based on experienced, properly equipped personnel complying with this Service Bulletin. Occasionally, after work has started, conditions may be found which could result in additional man-hours.

**MATERIAL:** None.

**WARRANTY CREDIT:** None.

**SPECIAL TOOLS:** None.

**WEIGHT AND BALANCE:** None.

**REFERENCES:** BEECHCRAFT Duke 60 Series Maintenance Manual, P/N 60-590001-25 or subsequent, Chapter 27-30.

**PUBLICATIONS AFFECTED:** None.

No BECP M

Issued: August, 1989

1 of 6

Beech Aircraft Corporation issues service information for the benefit of owners and fixed base operators in the form of two classes of Service Bulletins. MANDATORY (Red Border) Service Bulletins are changes, inspections and modifications that could affect safety. The factory considers compliance with these Service Bulletins mandatory. OPTIONAL (No Border) Service Bulletins cover changes, modifications, improvements or inspections the factory feels will benefit the owner and although highly recommended, they are not considered mandatory compliance at the time of issuance, unless so stated in the publication. Due to the wide range of information covered by the OPTIONAL Service Bulletin, each owner/operator is responsible for conducting a thorough review of each Optional Service Bulletin and determine if compliance is required based on the applicability of the OPTIONAL Service Bulletin to his particular set of operating conditions. Both classes are mailed to:

- BEECHCRAFT Authorized Outlets
- Owners of record on the FAA Aircraft Registration Branch List and the BEECHCRAFT International Owner Notification Service List

(c) Those having a publications subscription.

Information on Owner Notification Service or Subscriptions can be obtained through any BEECHCRAFT Authorized Outlet. As Service Bulletins are issued, temporary notification in the Service Bulletin Master Index should be made until the index is revised. Warranty will be allowed only when specifically defined in the Service Bulletin and in accordance with the Beech Aircraft Corporation Warranty Policy.

Unless otherwise designated, Beech Aircraft Corporation Service Bulletins as well as BEECHCRAFT kits are approved for installation on BEECHCRAFT airplanes in original or BEECHCRAFT modified configurations only. BEECHCRAFT Service Bulletins and Kits may not be compatible with airplanes modified by STC installations or modifications other than BEECHCRAFT Approved kits.



Member of GAMA  
General Aviation  
Manufacturers Association

Beechcraft  
A Raytheon Company

MANDATORY

**ACCOMPLISHMENT**

**INSTRUCTIONS:**

This Service Bulletin may be accomplished as follows:

**NOTE**

The elevator hinge attachment brackets on the horizontal stabilizers should not be removed to perform the inspections contained in these instructions.

1. Refer to the Maintenance Manual and remove the elevators from the airplane.

2. Using the dye penetrant method, with visible dyes, inspect the elevator hinge attachment brackets on the horizontal stabilizers for cracks, corrosion or damage. Pay particular attention to the hinge bracket bend surfaces and areas around the fasteners. Figure 1 shows the hinges requiring inspection. Figure 2 shows the center and outboard hinge attachment areas and Figure 3 shows the inboard hinge attachment areas. **ALL ELEVATOR HINGE ATTACHMENT BRACKETS ON THE HORIZONTAL STABILIZERS ARE TO BE DYE PENETRANT INSPECTED.**

3. On serials P-3 through P-198:

FAA Airworthiness Directive No. 76-06-09 (BEEHCRAFT Service Instructions No. 0342-132, Rev. IV Kit No. 60-4005-1 S) issued in 1976, required replacement of the inboard hinges on the LH and RH horizontal stabilizers. This inspection applies to hinges installed pursuant to Airworthiness Directive No. 76-06-09 as well as comparable hinges on airplane serials P-199 and after. See Figure

3. If the airplane does not comply with Airworthiness Directive No. 76-06-09, proceed to Step 8 before completing the remainder of this Service Bulletin.

4. Visually inspect the elevator balance weights for condition and security.

5. Visually inspect the elevators for cracks, corrosion and damage. Pay particular attention to the hinge attachment areas.

6. Ensure that all elevator drain holes are properly cleared.

7. Perform a balance check on the elevators in accordance with the specifications in the Maintenance Manual.

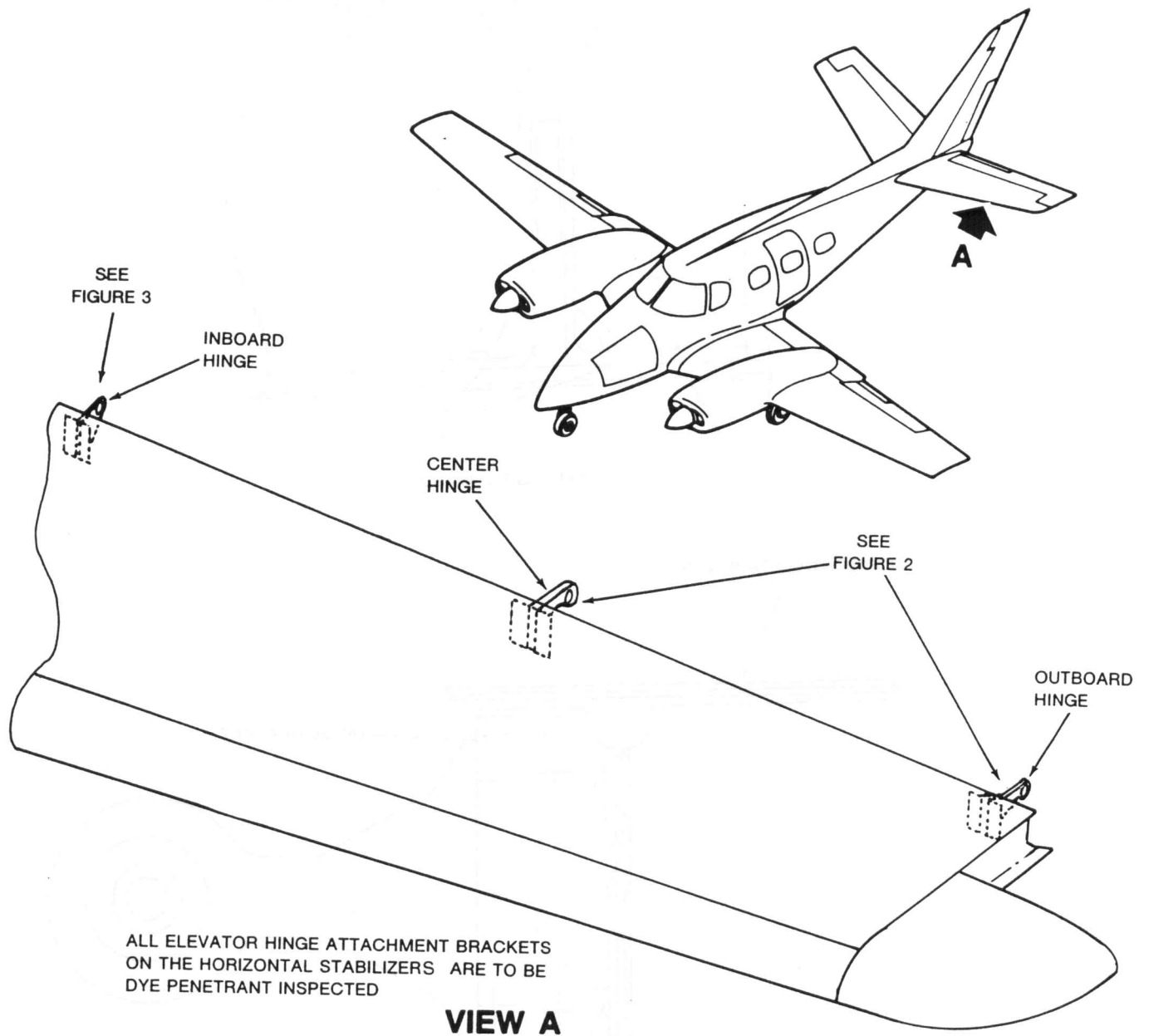
8. If the inspections in this Service Bulletin reveal any non-compliant condition, Beech urges that immediate contact be made with Beech Customer Support for diagnostic and repair help as follows:

Beech Aircraft Corporation  
Customer Support Department  
Phone: (316) 681-7975  
TELEFAX No. (316) 681-8027  
International TELEX No. 203603

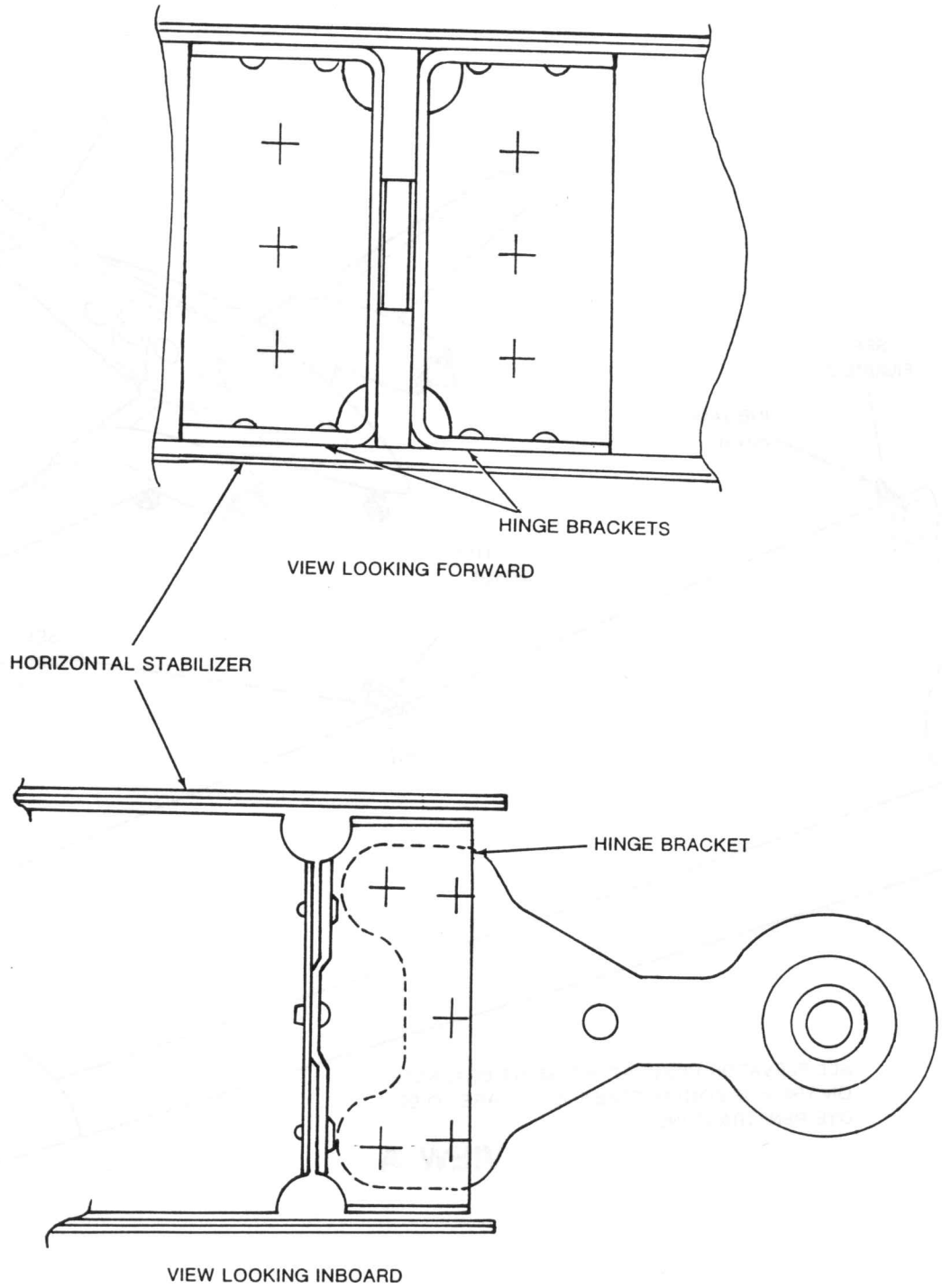
9. If conditions are acceptable, reinstall the elevators.

10. Check and adjust elevator cable tensions and elevator tab free play as shown in the Maintenance Manual.



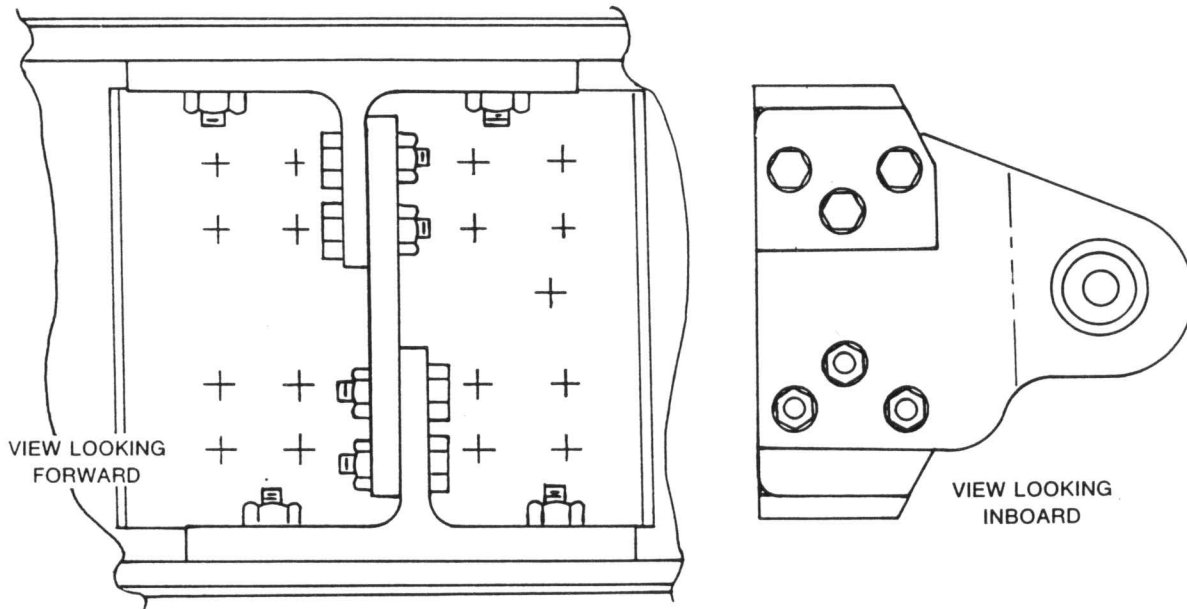


Stabilizer Shown With Elevator Removed  
Figure 1

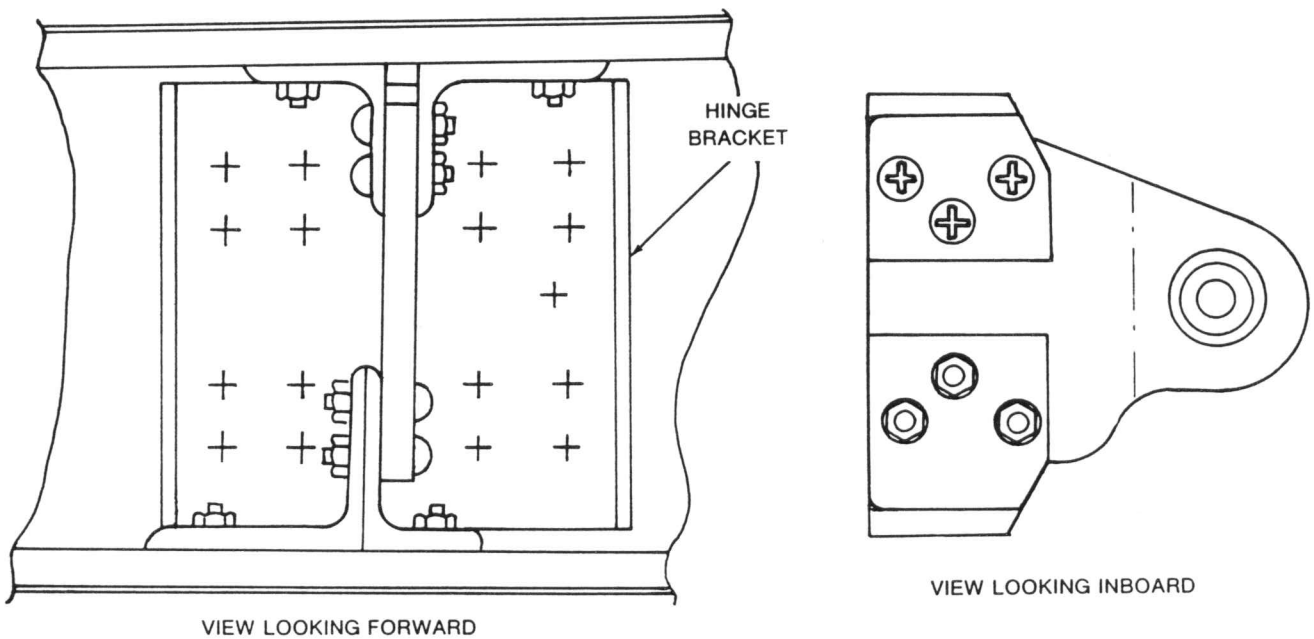


Outboard Hinge Attachment Area Shown - Center Hinge Attachment Area Similar for Inspection Purposes  
Figure 2





INBOARD HINGE ATTACHMENT AREA - SERIALS P-3 THROUGH P-198 WITH KIT NO. 60-4005-2 S INSTALLED IN ACCORDANCE WITH FAA AIRWORTHINESS DIRECTIVE NO. 76-06-09 (BEECHCRAFT SERVICE INSTRUCTIONS NO. 0342-132, REV. IV).



INBOARD HINGE ATTACHMENT AREA - SERIALS P-199 THROUGH P-596.

Inboard Hinge Attachment Area  
Figure 3

**Service Bulletin No. 2328**

**RECORD COMPLIANCE:** Upon completion of this Service Bulletin, make an appropriate maintenance record entry.

**NOTE**

If you are no longer in possession of this airplane, please forward this information to the present owner.