



# Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

**über den Unfall**

des Flugzeuges AS-202 Bravo HB-HEU

vom 6. Juli 1978

beim Flugfeld Birrfeld

## RESUME

Jeudi 8 juillet 1978, deux pilotes ont décollé à 1711 (heure locale) de l'aérodrome de Birrfeld à bord de l'avion AS-202 Bravo, immatriculé HB-HEU. Ils avaient l'intention d'effectuer un vol d'exercice. Le pilote arrivait à la fin de sa formation d'acrobatie et avait l'intention de terminer son entraînement sous la surveillance de l'instructeur, l'examen devant avoir lieu le lendemain.

Après dix-huit minutes environ, l'aile droite se détacha de l'avion, qui se trouvait alors à une altitude approximative de 500 m/sol. Ensuite, il s'écrasa en piqué sur un champ situé à un kilomètre au sud de la place d'aviation.

Les deux occupants furent tués et l'appareil détruit. Le champ n'a subi que des dégâts insignifiants.

## Cause

L'accident est dû à la rupture de l'aile droite lors d'une manœuvre de redressement. Les facteurs ci-après pourraient avoir joué un rôle dans une mesure qui ne peut être déterminée et sans qu'il soit possible de les pondérer :

- Réalisation de la semelle inférieure de longeron non conforme aux plans
- Ancienne fissure due à la fatigue dans la semelle inférieure de longeron de l'aile droite
- Forces excessives exercées avant et pendant le vol sur la structure des ailes
- Rafales de vent

## 0. ALLGEMEINES

### 0.1. Kurzdarstellung

Am Donnerstag, den 6. Juli 1978, starteten die Piloten um 1711 Uhr <sup>1)</sup> auf dem Flugfeld Birrfeld mit dem Flugzeug AS-202 Bravo HB-HEU zu einem Übungsflug. Der Kunstflugschüler war am Ende seiner Kunstflugausbildung und beabsichtigte, unter der Aufsicht des Fluglehrers einen Trainingsabschluss durchzuführen. Dies im Hinblick auf die Kunstflugprüfung des folgenden Tages.

Nach etwa 18 Minuten löste sich in einer Höhe von ca. 500 m/G der rechte Flügel vom Flugzeug. Die HB-HEU stürzte anschliessend steil auf ein freies Feld ab, rund 1 km südlich vom Startplatz.

Beide Insassen wurden getötet, das Flugzeug zerstört. Es entstand geringer Flurschaden.

Ursache:

Der Unfall ist auf den Bruch des rechten Flügels bei einem Abfangmanöver zurückzuführen; folgende Faktoren dürften in nicht feststellbarer Kombination und Gewichtung den Unfallverlauf beeinflusst haben:

- Nicht zeichnungskonforme Ausführung des unteren Holmgurtes
- Vorbestandener Ermüdungsriß am unteren Holmgurt des rechten Flügel
- Überbeanspruchung der Flügelstruktur vor und während des Fluges
- Böigkeit

### 0.2. Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde am 9. November 1979 mit der Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 19. Oktober 1979 an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen.

## 1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

---

1 Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind Lokalzeiten (GMT+1)

## 1.1. Flugverlauf

### 1.1.1. Vorgeschichte

Im Verlauf des 6. Juli 1978 führte der Fluglehrer mit 3 Kunstflugschülern auf dem Flugfeld Birrfeld 6 Trainingsflüge mit einer Gesamtdauer von 162 Minuten durch. Zusätzlich führte er 5 Doppelsteuerflüge mit Schülern in der Grundausbildung aus, die sich auf 143 Minuten beliefen. Im Übrigen überwachte der Fluglehrer 9 Soloflüge von 86 Minuten Dauer.

Am selben Tag startete ein Pilot erstmals um 1534 Uhr zu einem Trainingsflug mit dem Fluglehrer.

Nach der Landung der HB-HEU um 1705 Uhr wurden die beiden Flügeltanks bis zu einem angezeigten Brennstoffvorrat von 3/4 nachgefüllt.

### 1.1.2. Unfallflug

Um 1711 Uhr starteten der Kunstflugschüler und der Fluglehrer auf der Piste 26 mit der HB-HEU, um zu dem für den Kunstflug reservierten Luftraum südlich des Flugfeldes zu gelangen. Die erste Phase dieses Fluges wurde nicht beobachtet.

Etwa 18 Minuten nach dem Start sahen mehrere Zeugen, wie das Flugzeug anstach, hochzog bis zur senkrechten Lage, an Geschwindigkeit verlor und in eine Vrille geriet, aus der es retabliert wurde. Beim anschliessenden Abfangen löste sich der rechte Flügel vom Flugzeug in einer Höhe von etwa 500 m über Grund. Die HB-HEU stürzte mit einer Längsneigung von ca. 70° auf ein Feld ab.

Der Aufschlag erfolgte um 1729 Uhr rund 1 km südlich des Startplatzes, etwa 300 m westlich der Nationalstrasse N1.

## 1.2. Personenschaden

	Besatzung	Fluggäste	Drittpersonen
Tödlich verletzt	2	-	-
Verletzt	-	-	-
Nicht verletzt	-	-	-

## 1.3. Sachschäden am Luftfahrzeug

Die HB-HEU wurde zerstört.

#### 1.4. Sachschäden Dritter

Geringer Flurschaden.

#### 1.5. Beteiligte Personen

##### 1.5.1. Auf dem rechten Pilotensitz (Fluglehrer)

† Jahrgang 1946

Ausweise:

- Fluglehrerausweis, ausgestellt am 22. Januar 1971 durch das L+A, gültig bis 21. Januar 1979, mit Berechtigung zur Ausbildung in den folgenden Disziplinen: Kunstflug (4. Oktober 1972), Nachtflug und Schleppflug.
- Führerausweis für Berufspiloten, ausgestellt durch das L+A am 14. Januar 1972, gültig bis 15. Januar 1979.
- Führerausweis für Segelflieger, ausgestellt durch das L+A am 10. September 1964, gültig bis 15. Januar 1979, mit Berechtigung zur Ausbildung von Segelfliegern vom 22. Januar 1971.

Bewilligte Flugzeugmuster: PA-28-180 Cherokee, C 170, KZ VII, BE 35.

Der Fluglehrer begann seine fliegerische Ausbildung am 16. Mai 1963, erhielt am 22. Januar 1971 den Fluglehrerausweis und stand seit Mai 1972 auf dem Flugfeld Birrfeld im Einsatz als hauptamtlicher Fluglehrer. Seine Flugerfahrung betrug 4254 h und 27'878 Landungen. Es sind ferner noch 1170 h Segelflugtraining und eine rund 10-jährige Erfahrung als Segelfluglehrer anzufügen.

Die letzte fliegerärztliche Untersuchung erfolgte am 4. Januar 1977 mit dem Resultat: "Tauglich".

Der Fluglehrer war ordnungsgemäss mit Bauch-Schultergurten angeschnallt. Ein Fallschirm wurde nicht getragen.

##### 1.5.2. Auf dem linken Pilotensitz (Kunstflugschüler)

† Jahrgang 1948

Führerausweis für Privatpiloten, ausgestellt durch das Eidg.

Luftamt (L+A) am 16. September 1975, gültig bis 30. April 1980.

Der Kunstflugschüler begann seine fliegerische Ausbildung am 20. Oktober 1974 im Birrfeld auf dem Muster Cessna 150. Nach dem Erwerb des Führerausweises und anschliessendem Training erfolgte am 17. November 1977 die Einweisung auf das Muster AS 202. Beim Unfall betrug die totale Flugerfahrung 84:53 h, auf dem Muster AS 202 16:38 h. Von der letzten entfielen 6:14 h auf Kunstflugtraining, alles mit dem, beim Unfall beteiligten Fluglehrer.

Die letzte fliegerärztliche Untersuchung fand am 11. April 1978 statt mit dem Befund: "Tauglich".

Der Kunstflugschüler war ordnungsgemäss mit Bauch-Schultergurten angeschnallt.

Ein Fallschirm wurde nicht getragen.

#### 1.6. Luftfahrzeug HB-HEU

Muster:	AS 202/15 Bravo
Hersteller:	Flug- und Fahrzeugwerke AG, Altenrhein
Charakteristik:	Einmotoriger, zwei- bis dreisitziger Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit festem Bugfahrwerk. Beide vorderen Sitze mit Doppelsteuer ausgerüstet.
Werknummer und Baujahr:	016/1974
Motor:	Lycoming 0-320-E2A von 150 PS (112 kW)
Propeller:	Zweiblatt-Festpropeller McCauley 1C172/MGM 7458
Halter und Eigentümer:	Fliegerschule Birrfeld AG
Lufttüchtigkeitszeugnis:	Ausgestellt vom L+A am 28. Oktober 1974, Kategorie Standard, Unterkategorie Normal und Kunstflug

Verkehrsbewilligung: Ausgestellt vom L+A am 26. März 1975, gültig bis am 31. März 1980

Zulassungsbereich: Normal, Nutzflugzeug, Kunstflug, VFR bei Tag

Betriebsstunden: Zelle: 3063 h mit 15'036 Landungen (338 h Kunstflug)

Motor: 1259 h

Letzte periodische Arbeiten: 50-Std-Kontrolle am 4. Juli 1978 bei 3054 h

100-Std-Kontrolle am 13. Juni 1978 bei 3016 h

Letzte Zustandsprüfung L+A: 26. Oktober 1976 bei 1649 h

#### 1.6.1. Gewicht und Schwerpunkt

Zulässiges Höchstgewicht für Kunstflug: 885 kg

Gewicht beim Start zum Unfallflug: 885 kg

Zulässiger Schwerpunktsbereich bei 885 kg: 0.810 - 0.895 m

Schwerpunktslage beim Unfallflug: 0.835 m hinter Bezugsebene

Somit lagen Gewicht und Schwerpunktslage im zulässigen Bereich.

#### 1.6.2. Weitere Einschränkungen (beim Kunstflug)

Höchstgeschwindigkeit: 200 mph (angezeigt)

Max. zulässige Manövergeschwindigkeit: 150 mph "

Maximale Lastvielfache: + 6 / -3

#### 1.6.3. Verschiedenes

Das Flugzeugmuster AS 202 Bravo ist eine gemeinsame Entwicklung von SIAI-Marchetti (Sesto Calende, Italien) und FFA (Altenrhein). SIAI-Marchetti konstruierte Flügel, Fahrwerk und Motorbefestigung, während Rumpf und Leitwerk in Altenrhein entwickelt wurden. Eine Serie-Produktion erfolgte nur bei der FFA, wobei die Blechtafeln zur Herstellung der Holmgurten und -Winkel von SIAI-Marchetti geliefert wurden.

Von der Serie-Nummer 101 an wurde das Muster AS 202 Bravo mit

einem von der FFA konstruierten Flügel ausgerüstet, der sich von den Ausführungen im vorliegenden Bericht wesentlich unterscheidet und für ein höheres Gewicht ausgelegt ist.

Das Flugzeug HB-HEU wurde vor der Ablieferung einem eingehenden Einflugprogramm unterzogen, wobei die Höchstgeschwindigkeit von 200 mph angezeigt und eine maximale positive Beschleunigung von 6.4 g erflogen wurde.

Die Pilotensitze sind derart gestaltet, dass Rückenfallschirme üblicher Bauart getragen werden können. Die Kabinenhaube war mit einer Notabwurf-Vorrichtung versehen.

## 1.7. Wetter

### 1.7.1. Wetterbericht MZA

Wetter: Höhentrog Skandinavien - westliches Mittelmeer.  
Advektion von feuchter Kaltluft aus NW.

Wolken: 5-6/8 Sc, Basis um 1200 m/M, 6/8 Ac, Basis um 2400 m/M

Sicht: mehr als 20 km

Wind: variabel 3 kt

### 1.7.2. Lokale Beobachtungen

Von insgesamt 3 Zeugen wurde festgestellt: Das Wetter sei nicht besonders gut gewesen bzw. es habe ein rechter Wind geweht, jedoch keine Böen.

Der Untersuchungsleiter hat um 1815 Uhr am Boden einen Westwind von 10-15 kt mit mässiger Böigkeit festgestellt. Auch die Art der Bewölkung zu dieser Zeit liess auf eine gewisse Turbulenz in der Höhe schliessen.

### 1.7.3. Weitere Beobachtungen

Am Nachmittag des 6. Juli 1978 ist von verschiedenen Piloten in der Ost- und Zentralschweiz mittlere Turbulenz festgestellt worden.

## 1.8. Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

### 1.9. Funkverkehr

Während des Kunstflugtrainings wurde keine Funkmeldung der HB-HEU empfangen.

### 1.10. Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

### 1.11. Flugschreiber

Nicht eingebaut, nicht vorgeschrieben.

### 1.12. Befunde am Wrack

Das Wrack, bestehend aus Rumpf, linker Flügel und Leitwerk, wies umfangreiche Zerstörungen auf. Durch die hohe Geschwindigkeit beim Aufprall gruben sich Motor und Vorderteil der Kabine in das Erdreich ein. Der Aufprallwinkel dürfte etwa 70-80° betragen haben. Rumpf, linker Flügel und Leitwerk und Teile des linken Fahrwerkes lagen 25 m nordöstlich, die rechte Verschalung Rumpf/Flügelübergang 45 m südlich und der rechte Flügel 115 m südsüdwestlich vom Wrack entfernt. 215 m östlich des Wracks wurden einige Plexiglasstücke von je etwa 0,2 bis 0.6 dm<sup>2</sup> Fläche der Kabinenhaube aufgefunden. Die aufgefundenen Stücke stellten einen Anteil von ca. 10 % der Oberfläche der abwerfbaren Haube dar.

Beide Insassen waren festgeschnallt. Die Gurtenschlösser befanden sich im gesicherten Zustand. Die Verankerung der Gurten war noch mit der stark deformierten Struktur verbunden. Der Rahmen der Kabinenhaube wurde in der Verankerung vorgefunden. Von der Verglasung konnte der weitaus grösste Teil geborgen werden. Anzeichen für ein beabsichtigtes oder unbeabsichtigtes Öffnen liessen sich nicht ermitteln.

Infolge der weitgehenden Zerstörung der Instrumente liessen sich keine Anzeige-Werte mehr ermitteln.

Der rechte Flügel war in 460 mm Entfernung von der Rumpfachse aus gemessen abgebrochen. Die Bruchzone konnte einwandfrei gesichert werden. Sowohl das Bruchbild des Hauptholms als auch die Ausrisse und Deformationen im gesamten Flügelquerschnitt weisen darauf hin, dass sich der Flügel nach dem Bruch nach oben und nach hinten entfernt hat.

### 1.13. Medizinische Feststellungen

Die Autopsie der beiden Piloten ergab, dass der Tod ausschliesslich auf die beim Unfall erlittenen Verletzungen zurückzuführen ist.

Die Alkoholprobe fiel negativ aus.

Der CO-Gehalt beim Kunstflugschüler betrug 3.3 %. Dieser Wert kann vernachlässigt werden. Eine CO-Bestimmung beim Fluglehrer konnte aus medizinisch-technischen Gründen nicht durchgeführt werden.

### 1.14. Feuer

Es brach kein Feuer aus.

### 1.15. Überlebensmöglichkeiten

Keine. Die Besatzung hatte sich nicht mit Fallschirmen ausgerüstet.

### 1.16. Besondere Untersuchungen

#### 1.16.1. Werkstoff-Untersuchungen

Das Bild der Bruchfläche des Hauptholms wies auf einen Ermüdungsbruch hin. Es wurde die Eidgenössische Materialprüfungsanstalt Dübendorf (EMPA) mit einer Reihe von Untersuchungen beauftragt, die sich über eine Zeitdauer von Herbst 1978 bis Frühjahr 1980 erstreckten.

Die Untersuchungen bezogen sich im Wesentlichen auf folgende Aspekte:

#### Fraktographie

An der Stelle "B" des Hauptholms (siehe Beilage 1) wurde bei der Aussenkante des unteren Holmgurtes ein Ermüdungsbruch festgestellt. Die Bruchfläche weist einen ersten Anriss von 1,7 mm Tiefe, eine Zone der Rissfortpflanzung von etwa 3.7 mm Tiefe und eine Gewaltbruchzone als Restbruch auf.

#### Mechanische und chemische Werkstoff-Eigenschaften

Dem Holmgurt wurden Materialproben entnommen, die für Zugversuche, chemische Analyse, Härte-Messungen und metallographische Untersuchungen verwendet wurden.

Beim Material handelt es sich um eine Legierung AlZnMgCu1.5 (internationale Bezeichnung 7075), plattiert mit AlCu1; DIN-Bezeichnung: 3-4374.

Für das Abkanten des Holmgurtes wird das warm ausgehärtet gelieferte Blech weichgeglüht und nach der Verformung erneut warm ausgehärtet (Zustandszahl T6).

Zusammenfassung der wesentlichen Versuchsergebnisse:

	Normblatt 3 .4374	E MPA- Versuche Anlieferungszustand							
		P 38	P 42.1	P 42.2	Q 38	Q 42	Q 49	R 38	R 42
Probenlage	quer	Längs aus Untergurt							
Streckgr enze $R_{P0.2}$	432	344	399	414	318	367	464	405	334
Zugfesti $R_m$	500	446	451	500	439	470	526	498	457
Bruchdeh A5	7	16.6	16.6	15,7	11,0	13,3	11,0	14,0	15,2
Brinellh HB	140	+	P 42+	P 49 +	*	*	*	-	-

+ Härtemessung stirnseitig

\* Härtemessung auf Oberfläche nach Abarbeiten von 0,5 mm Spannungen in N/mm<sup>2</sup>

Es fällt auf, dass die Werte für die Streckgrenze und die Zugfestigkeit nur vereinzelt die Anforderungen der Norm erfüllen, während die Bruchdehnung sie um 57 bis 137 % übertrifft. Die chemische Zusammensetzung des Werkstoffes entspricht der Norm.

Die abweichenden mechanischen Eigenschaften deuten darauf hin, dass die Wärmebehandlung bei der Bearbeitung des Holmgurtes nicht im Einklang mit dem Werkauftrag stand. Die zur Abklärung dieser Differenzen notwendigen Einzelheiten liessen sich beim Herstellerwerk nicht mehr eruieren.

Die metallographische Untersuchung anhand eines Längsschliffs durch die Bruchausgangszone zeigt ein normales Gefüge und lässt auf ein zähes Bruchverhalten schliessen.

## Bruchmechanik

Die Frage wurde geprüft, ob die Länge des beim Flug vorhandenen Ermüdungsrisses ausreichte, um bei einem Lastvielfachen von 6 kritische Zustände herbeizuführen. Aufgrund der Materialeigenschaften wurde die sogenannte kritische Risslänge berechnet, bei welcher eine Beanspruchung entsprechend einer Normalbeschleunigung von 6 g zum Bruch führt.

Das Bruchverhalten des für die Herstellung des Holmgurtes verwendeten Materials wurde durch Zugversuche an Prüflingen aus dem gleichen Werkstoff untersucht. Zur Simulation des Risses wurde jeweils in der Mitte der Prüflinge ein Riss quer zur Zugrichtung künstlich angebracht.

Aufgrund der Versuchsergebnisse wurde für den betroffenen Holmgurt eine kritische Risslänge zwischen 7,5 und 10.1 mm ermittelt.

Diese grosse Streuung geht auf die ungleichen Werte für die Bruchzähigkeit im zweidimensionalen Spannungszustand beim geprüften Material zurück. Auch bei einer konservativen Auslegung beträgt jedoch die berechnete kritische Risslänge das Doppelte der vorbestandenen Risslänge beim Holmgurt der HB-HEU.

## Belastungsversuche

Die vierte Versuchsreihe sollte das Bruchverhalten an einem Prüfstück aus dem gleichen U-Profil, das am Flugzeug einen Ermüdungsriss aufwies, untersuchen. Der Ermüdungsriss wurde durch eine Kerbe von 0,25 mm Breite und 3,2 mm Länge am 15 mm hohen Steg simuliert.

Nach mehreren Versuchen wurde ermittelt, dass der Bruch bei einer durchschnittlichen Spannung von etwa 340 N/mm<sup>2</sup> erfolgte.

### 1.16.2. Flugzeug Vorgeschichte

Die HB-HEU wurde vorwiegend zu Schul- und Trainingsflügen eingesetzt. Bis zum Frühjahr 1976 erfolgte der Flugbetrieb in Birrfeld auf einer unebenen Graspiste, später auf Hartbelag. Von den total 15'000 Landungen der HB-HEU wurden etwa 5'600 auf der Graspiste ausgeführt.

Am 30. Juli 1977 überrollte das Flugzeug die westlich an das Flugfeld angrenzende Strasse, die etwa 40 cm höher als die Piste liegt. Das Flugzeug kam anschliessend in einem Getreidefeld zum Stehen. Die Überprüfung des Flugzeuges soll keine Schäden am Fahrwerk oder an seiner Befestigung ergeben haben. Weitere Untersuchungen wurden nicht veranlasst; insbesondere wurde das Herstellerwerk nicht orientiert.

Bei einer Landung mit 10 ft/s Sinkgeschwindigkeit (laut Bauvorschrift) entsteht bei der kritischen Stelle am Flügel eine Zugspannung von etwa 100 N/mm<sup>2</sup>, während bei einem Abfangen von 6 g im Flug die Spannung 275 N/mm<sup>2</sup> erreicht. Die Beanspruchung bei ausserordentlichen Ereignissen wie das Überrollen eines Hindernisses oder abruptes Verzögern in einem Getreidefeld kann nicht zuverlässig ermittelt werden.

Die beim Unfallflug erreichte Normalbeschleunigung konnte nicht mehr festgestellt werden.

#### 1.16.3. Holmgurt im Bereich der Bruchzone

Der Untergurt des Flügelholms besteht aus einem asymmetrischen U-Profil (Beilage 2). In der Bruchzone erfährt der eine Steg eine Verringerung der Höhe von 27,5 mm auf 15 mm. Die Neigung beim Übergang beträgt etwa 25°. Der vom Fräser (Durchmesser 1/2 Zoll) bei der Herstellung des Holmgurtes erzeugte Ausrundungsradius beträgt 6,3 mm und ist nicht zeichnungskonform. Am Bruchstück konnte der Radius nicht mehr festgestellt werden. Hingegen ergab eine Überprüfung dieser Stelle bei anderen Flugzeugen desselben Musters erhebliche Unterschiede.

Die gefrästen Konturen wurden bei der Herstellung in einem anschliessenden Arbeitsgang manuell verputzt und entgratet. Je kleiner der Radius, desto grösser ist die für das Ermüdungsverhalten u.a. massgebende Spannungskonzentration (Kerbwirkung)

#### 1.16.4. Festigkeit und Reserven

Das Muster AS 202 wurde nach den amerikanischen Bauvorschriften FAR-23 vom 1. Februar 1965 zugelassen (Kategorien Normal, Utility and Acrobatic). Darin werden folgende Laststufen definiert:

Limit Loads: (Sichere Last)

The maximum loads to be

expected in Service

Ultimate Loads:

(Rechnerische Bruchlast)	Limit loads multiplied by prescribed factors of safety
Factor of safety:	1.5
Positive load factor n:	6.0
Vertical gusts:	50 ft/s

Im Absatz 23.305 "Strength and Deformation" wird aufgeführt:

- a) The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.
- b) The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least three seconds. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the three-second limit does not apply.

Die Anforderung gemäss lit. b wurde durch einen Belastungsversuch bis zur rechnerischen Bruchlast erfüllt.

Der Spannungsnachweis für die Bruchzone ergab bei 6 g eine Biegespannung im Hauptholm-Untergurt von 275 N/mm<sup>2</sup>. Bei der Normfestigkeit des Werkstoffes von 500 N/mm<sup>2</sup> beträgt die Sicherheit 1.82, gegenüber 1.5 im Minimum gemäss FAR-23.

Die Sicherheit gegenüber Ermüdung kann gemäss FAR-23 auf zwei Arten erbracht werden:

- Nachweis einer genügenden Ermüdungsfestigkeit durch Berechnungen und/oder Versuche
- Nachweis des "Fail Safe"-Konzepts des Flugzeuges durch Berechnungen und/oder Versuche. Es wird dabei verlangt, dass kein Totalbruch erfolgt, wenn ein wesentlicher Teil der Struktur u.a. durch einen Ermüdungsbruch ausfällt und die übrige Struktur mindestens 75 % der sicheren Last aufnehmen kann, im konkreten Fall 4,5 g.

Die Ermüdungsfestigkeit wurde gemäss dem "Fail Safe"-Konzept nachgewiesen.

#### 1.16.5. Kontrollen

Für das Unfallmuster war die Lebensdauer in Bezug auf Ermüdung nicht spezifiziert. Die Zeit bis zur Revision der Zelle war auf 5'000 Stunden Flugzeit festgelegt. Das Kundendiensthandbuch enthält folgende Bemerkungen:

"Nach 5'000 Std. gemischtem Einsatz (10 % Akrobatik) sind die Hauptholm-Untergurten mittels sechsfacher Lupe und die Verbindungsflaschen magnetisch riss zu prüfen (Achtung: Laschen entkadmieren).

Bei Erreichen von 7'500 Flugstunden (gemischtem Einsatz) ist die gleiche Prüfung auszuführen und der Hersteller zu benachrichtigen."

Bei der ordentlichen 100-Stunden-Kontrolle ist gemäss desselben Handbuches "die Flugzeug-Struktur zu prüfen". Einzelheiten zu dieser Prüfung werden nicht erwähnt.

#### 1.17. Vorschriften

Mit der Zitierung der Vorschriften ist keine rechtliche Würdigung des Tatbestandes verbunden und es wird kein Anspruch auf Vollständigkeit erhoben.

Verfügung des Eidg. Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartementes über das Mitführen von Fallschirmen in Luftfahrzeugen vom 26. November 1963:

##### Art. 1

<sup>1</sup> Jeder Insasse eines Luftfahrzeuges ist mit einem amtlich zugelassenen Rettungsfallschirm auszurüsten:

- a) bei Kunstflügen
- b) - e) ...

<sup>2</sup> Der Kommandant des Luftfahrzeuges hat sich vor dem Flug zu vergewissern, dass die Insassen mit Rettungsfallschirmen ausgerüstet und über deren Gebrauch unterrichtet sind.

...

## 2. BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

## 2.1. Beurteilung

2.1.1. Aus den Zeugenaussagen ist mit Wahrscheinlichkeit anzunehmen, dass bei der missglückten Flugfigur die HB-HEU in eine Vrille geriet, die rasch gestoppt wurde. Während des Abfangens aus der entstandenen steilen Fluglage verlor das Flugzeug in einer Höhe von ca. 500 m/G den rechten Flügel, was zum Absturz führte. Es liegen keine Hinweise vor, die eine Schätzung der Geschwindigkeit und der Beschleunigung beim Abfangen ermöglichen würden. Es ist nicht selten, dass bei der Kunstflugschulung eine Figur missglückt. Bei ausreichender Höhenreserve bedeutet jedoch ein solcher Zwischenfall keine Gefahr. Es ist jedoch erstaunlich, dass beim letzten Flug vor der Prüfung daraus eine Vrille entsteht.

2.1.2. Aufgrund von Zeugenaussagen ist anzunehmen, dass im Unfallraum eine gewisse Turbulenz herrschte.

Die Wetterbedingungen für die Durchführung von Kunstflug waren im Zeitpunkt des Unfalles offenbar marginal (Wolkenbasis ca. 800 m/G, vorgeschriebene Minimalhöhe 500 m/G).

Mangels zuverlässiger Angaben muss die Frage offen bleiben, inwiefern die Turbulenz sich auf das Unfallgeschehen ausgewirkt haben kann.

2.1.3. Der Bruch des rechten Flügels hat seinen Ursprung in einem vorbestandenen Ermüdungsriss im unteren Holmgurt. Zeitpunkt und Ursache des Entstehens dieses Risses lassen sich nicht feststellen. Das Vorhandensein eines kleinen Radius bei der Verjüngung des Holmuntergurtes kann sich in Bezug auf Rissbildung auf zwei Arten ausgewirkt haben:

- Gegenüber der Ausbildung gemäss Werkzeichnung ergibt sich an der Übergangsstelle eine höhere Beanspruchung bei gleicher Belastung des Flügels (Spannungskonzentration durch Kerbwirkung).
- Bei einer dynamischen Beanspruchung, die zu Ermüdungsschäden führt, wird die Wahrscheinlichkeit erhöht, dass ein Riss an dieser Stelle entsteht.

Das Auftreten von Ermüdungsschäden an Flugzeugstruktur ist eine weltweit bekannte Erscheinung, die von zahlreichen Faktoren abhängig ist, u.a.:

- Werkstoff (Zusammensetzung, mechanische Eigenschaften, Bearbeitung und allfällige Wärmebehandlung usw.)
- Konstruktionsmerkmale (Formgebung und Dimensionen der Bauelemente, Art und Ausbildung der Verbindungen, Anordnung der Bauelemente usw.)
- Ausführung (Oberfläche, dimensionale Abweichungen, Montage unter Zwang u.a.m.)
- Beanspruchung (Grösse und Art der Beanspruchung, Häufigkeit, zeitlicher Ablauf, dynamische Effekte, Formänderungen usw.)

Bei der Abklärung der Sicherheit gegen Ermüdungsschäden lassen sich die einzelnen und/oder kombinierten Einflüsse aller relevanten Faktoren bei weitem nicht mit der gleichen Zuverlässigkeit wie bei der statischen Berechnung erfassen. Deshalb geht man immer mehr dazu über, die Ermüdungssicherheit durch aufwendige Belastungsversuche mit ganzen Flugzeugzellen unter möglichst getreuer Simulation der Lasten nachzuweisen. Wegen der damit verbundenen sehr hohen Kosten werden nur Flugzeuge höherer Klassen als Leichtflugzeuge auf diese Art geprüft. Zur Zeit der Zulassung des Unfallmusters waren weder rechnerische noch experimentelle Ermüdungsnachweise verlangt.

Für die Ursache des beim Unfallflugzeug vorbestandene Risses ist man auf Hypothesen angewiesen:

- Die mechanischen Eigenschaften des Werkstoffes des Untergurtes erreichten zum Teil die von der Norm verlangten Werte nicht. Jedoch genügten auch die kleinsten gemessenen Werte für die Zugfestigkeit, angesichts der rechnerischen Reserve gemäss Ziffer 1.16.4, um die sichere Last von 6 g zu übernehmen. Die niedrigen Werte für die Streckgrenze spielen in Bezug auf Bruchsicherheit keine Rolle. Zusammen mit der hohen Bruchdehnung deuten sie auf ein erwünschtes zähes Bruchverhalten.

Obwohl der Anwendung der Legierung AlMgZnCu1.5 keine Einschränkungen auferlegt werden, sehen viele Hersteller von seiner Verwendung für hauptsächlich auf Zug beanspruchte Bauteile ab, u.a. wegen der schwer voraussehbaren Rissfortpflanzung.

- Da der Versuch zum Nachweis der rechnerischen Bruchlast

nicht bis zum effektiven Bruch weitergeführt wurde, was nicht verlangt war, ist die effektive Festigkeitsreserve des Flügels nicht bekannt.

- Es liegen keine Anzeichen für eine Rissbildung unter Einfluss der zulässigen Beanspruchung des Flugzeuges vor. Die rechnerische Überprüfung der Bruchzone liefert unter Berücksichtigung des nicht zeichnungskonformen Übergangsradius keinen Hinweis für eine lokale Überbeanspruchung.

Es lässt sich nicht feststellen, wann und ob die kritische Zone im Flügel der HB-HEU im Flugbetrieb oder beim Zwischenfall vom 30. Juli 1977 überbeansprucht wurde.

2.1.4. Der Versuch an einem angekerbten Holm, zwecks Simulation des angerissenen Holms der HB-HEU, hat zu einem Bruch bei einer Beanspruchung geführt, die einer Zugspannung von etwa 340 N/mm<sup>2</sup> entspricht. Dieser Wert liegt über jenem der Spannung bei der sicheren Last von 6 g. Die Versuchsergebnisse lassen sich nicht ohne weiteres auf die Verhältnisse in der kritischen Zone der Flügelstruktur übertragen; sie lassen jedoch den Schluss zu, dass zum Zeitpunkt des Unfalles die Restfestigkeit des angerissenen Holmgurtes am rechten Flügel ausreichend für die Aufnahme der sicheren Lasten gemäss Bauvorschrift war.

2.1.5. Damit stellt sich die Frage, ob die HB-HEU eine Überbeanspruchung erfahren hat. Grundsätzlich können folgende Faktoren in Betracht gezogen werden:

- Zu hohe Geschwindigkeit;
- Überschreiten der zulässigen maximalen Normalbeschleunigung
- Asymmetrische Überbeanspruchung;
- Böigkeit;
- Kombination mehrerer Faktoren.

Die Untersuchung lieferte keine Hinweise für eine zuverlässige Beurteilung dieser Faktoren im konkreten Fall. Die Möglichkeit einer Überbeanspruchung (in Bezug auf die zulässige Flugenveloppe) kann nicht ausgeschlossen werden.

2.1.6. Eine Kontrolle zwecks Feststellung von Ermüdungsrissen, wie sie bei 5'000 Flugstunden vorgeschrieben

wird, hätte möglicherweise den vorbestandenen Ermüdungsriß an den Tag gebracht. Sie war jedoch in einem früheren Zeitpunkt nicht vorgesehen. Erfahrungsgemäss ist es sehr schwierig, Umfang und Intervalle solcher Prüfungen festzulegen, wenn keine Erfahrungen über das effektive Lastspektrum sowie über das Ermüdungsverhalten der Struktur vorliegen.

2.2. Die Besatzung der HB-HEU war angeschnallt, aber nicht mit Fallschirm ausgerüstet. Es ist bekannt, dass für Kunstflug mit dem Unfallmuster wenig Brennstoff mitgeführt werden kann. Es ist wahrscheinlich, dass der Fluglehrer auf die Mitnahme von Fallschirmen verzichtet hat, da das Flugzeug bis auf 3/4 getankt wurde und damit bereits das maximal zulässige Gewicht erreicht hatte.

### 2.3. Schlussfolgerungen

#### 2.3.1. Befunde

- Die Besatzung verfügte über die notwendigen Ausweise, um Kunstflug durchzuführen.
- Die Besatzung hatte sich jedoch nicht mit Fallschirmen ausgerüstet.
- Es liegen keine Hinweise für relevante gesundheitliche Störungen der Besatzung zur Zeit des Unfalles vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr zugelassen.
- Das Gewicht lag an der oberen Grenze für Kunstflug. Der Schwerpunkt befand sich im zulässigen Bereich.
- Beim Abfangen nach dem Retablieren aus einer Vrille brach der rechte Flügel.
- Bei der Bruchstelle am Flügelholm-Untergurt wurde ein vorbestandener Ermüdungsriß festgestellt. Ursache und Zeitpunkt des Rißbeginnes konnten nicht ermittelt werden.
- Am 30. Juli 1977 hatte das Flugzeug nach einer Motorpanne beim Start eine Strasse überrollt und war in einem Getreidefeld brüsk zum Stillstand gekommen. Bei der anschliessenden Prüfung wurde kein Schaden festgestellt.
- Festigkeit und Streckgrenze des Materials des Holmgurtes erreichten die Anforderungen der Werkstoff-Normen zum Teil

nicht. Die chemische Zusammensetzung des Materials war normenkonform.

- Die Ausbildung der Holmgurt-Verjüngung bei der Bruchstelle entsprach bei anderen Flugzeugen des gleichen Modells nicht den Konstruktionsunterlagen; beim Unfallflugzeug liess sich der für das Ermüdungsverhalten relevante Übergangsradius nicht feststellen.
- Gemäss rechnerischer Analyse und Bauteilversuch genügte die Restfestigkeit des angerissenen Holmgurtes für die Aufnahme der sicheren Last im Flug.
- Die im Anschluss an den Unfall durchgeführten Überprüfungen durch das L+A haben bei keinem Flugzeug dieses Typs Rissbildungen an den kritischen Stellen feststellen lassen.
- Die Wartungsvorschriften des Unfallmodells sahen erst bei 5'000 Flugstunden eine Prüfung der Flügelstruktur auf Ermüdungsschäden vor; die Betriebszeit des Unfallmodells betrug 3'063 h.
- Konstruktion und Bauausführung des gebrochenen Holmstückes begünstigen an sich eine Rissbildung. Die Überprüfung der gesamten Bravo-Flotte ergab aber keine Anzeichen für eine Rissbildung unter Einfluss der zulässigen Beanspruchung des Flugzeuges. Auch die rechnerische Überprüfung lieferte keinen Hinweis.
- Lokale Beobachtungen und Zeugenaussagen deuten auf eine gewisse Luftturbulenz hin.

### 2.3.2. Ursache

Der Unfall ist auf den Bruch des rechten Flügels bei einem Abfangmanöver zurückzuführen; folgende Faktoren dürften in nicht feststellbarer Kombination und Gewichtung den Unfallverlauf beeinflusst haben:

- Nicht zeichnungskonforme Ausführung des unteren Holmgurtes
- Vorbestandener Ermüdungsriss am unteren Holmgurt des rechten Flügels
- Überbeanspruchung der Flügelstruktur vor und während des Fluges
- Böigkeit

Bern, den 31. Mai und 31. Juli 1980

## Beilage 1

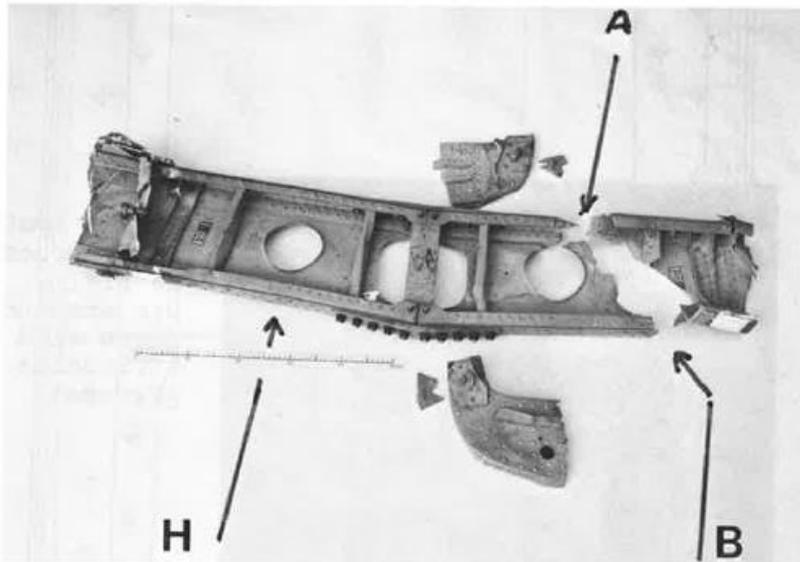


Bild 1 Hauptholm in Flugrichtung von hinten gesehen. Linkes Teilstück mit dem Rumpf, rechtes Teilstück mit dem rechten Flügel abgestürzt. Oben und unten vorderer bzw. hinterer Flügelanschluss-Beschlag.



Bild 2 Unterer Gurt mit Bruchausgangszone im kurzen Schenkel des U-Profiles. Sichtbar ist ebenfalls die Verjüngung des einen Schenkels.

# Beilage 1

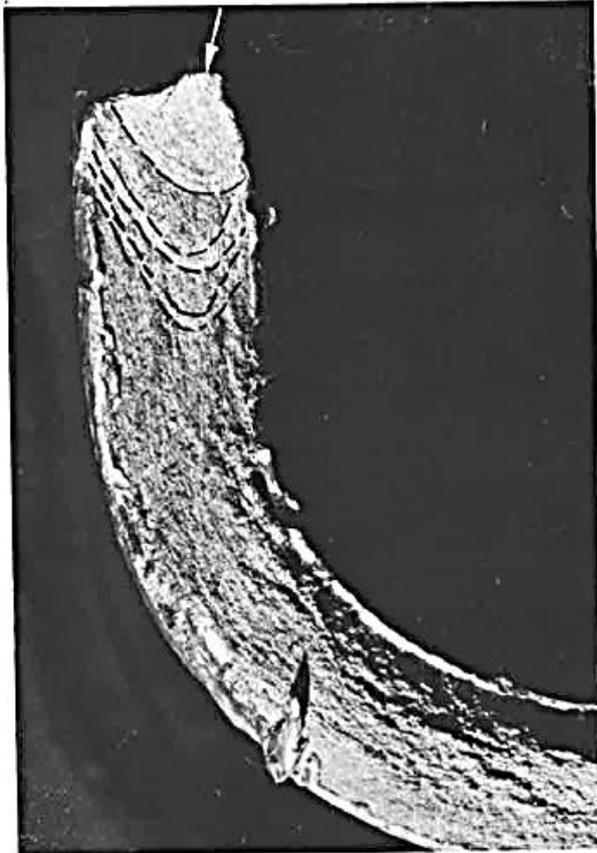


Bild 3 Ermüdungsan-  
riss. Bruchausgang sie-  
he Pfeil.  
Die Ermüdungsbruch-  
zonen sind durch ge-  
strichelte Linien ab-  
gegrenzt.

# Beilage 2

