

# Untersuchungsbericht

5X006-0/98  
März 1999

## Sachverhalt

Art des Ereignisses:	Schwere Störung
Datum:	28. August 1998
Ort:	Hof
Luftfahrzeug:	Verkehrsflugzeug
Hersteller / Muster:	British Aerospace BAe 146-300
Personenschaden:	ohne Verletzte
Sachschaden:	Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittschaden:	keiner

## Flugverlauf

Bei einem Sichtlandeanflug auf die Landebahn 27 in Hof kam es beim Abfangen des Flugzeuges zur Bodenberührung mit dem Rumpfheck. Die Rumpfunterseite wurde auf einer Länge von ca. 3 m erheblich beschädigt. Insassen wurden nicht verletzt.

## Untersuchung

Die Wetterbedingungen zum Zeitpunkt der Störung waren für einen Sichtanflug ausreichend und hatten keinen Einfluß auf die Störung.

Wind	250° / 7 kt
Wolken	FEW 018 / SCT 038 / BKN 055
Temp./ Taupkt.	09°C / 08°C
Druck	1 017 hPa

Auf eine Auswertung des **Führerraum-Aufzeichnungsgerätes** durch die BFU wurde verzichtet, da der maximale Aufzeichnungszeitraum von 30 Minuten nach der Störung bereits überschritten war.

Der **Flugdatenschreiber (FDR)** wurde sichergestellt und zur Auswertung nach Braunschweig gebracht. Die Auswertung der Flugschreiberdaten ergaben wesentliche Hinweise über den Ablauf der Störung. Die Auswertung basiert auf den im Flugschreiber aufgezeichneten Daten. Das Ergebnis der Untersuchung ist in Anlage 1 dargestellt.

Es wurde ein von der Anflugkontrolle Hof genehmigter **Sichtlandeanflug auf der Landebahn 27** durchgeführt.

Die Auswertung des FDR umfaßt den gesamten Endanflug, vom Einkurven auf den Landekurs bis zu dem Moment, in dem das Flugzeug mit allen drei Fahrwerken fest am Boden rollte. Dieser Vorgang umfaßt einen Zeitraum von 54 Sekunden.

Zum Zeitpunkt **t = -50 sec.** (siehe Anlage) wurde die Anfluggrundlinie der Landebahn 27 mit einer Winkel-differenz zwischen Landekurs und Steuerkurs von ca. 30° ( Steuerkurs 300°) von Südosten in einer Höhe von ca. 2 500 ft MSL (ca. 500 ft GND) angefliegen. Das Flugzeug war für die Landung konfiguriert, die Geschwindigkeit betrug 127 kt. Bei **t = -36 sec.** kreuzte das Flugzeug die Anfluggrundlinie mit einer Querlage links von 28°.

Ab **t = -22 sec.** befand es sich auf der Anfluggrundlinie, die Höhe betrug zu diesem Zeitpunkt ca. 300 ft GND. Die Geschwindigkeit lag bei 130 kt, das Flugzeug befand sich oberhalb des mit 3,5° festgelegten ILS - Gleitweges. Zur gleichen Zeit wurden die „Airbrakes“ voll ausgefahren.

Während der folgenden 23 Sekunden wurde aufgrund der Aufzeichnung der Funkhöhenmesserdaten im FDR eine durchschnittliche Sinkgeschwindigkeit von ca. 1 000 ft/min errechnet. Wohlwissentlich, daß geringe Differenzen aufgrund der Reliefbeschaffenheit möglich waren, ist die Tendenz eines steilen Anfluges erkennbar. Aus den Werten des barometrischen Höhenmessers wurde ein tatsächlicher Gleitwinkel von ca. 4° errechnet.

5 Sekunden vor dem Aufsetzen wurde der Fluglagewinkel noch einmal kurzzeitig durch einen Ausschlag am Höhenruder von -6° auf -1° verringert. Sofort danach wurde das Steuerhorn kontinuierlich durchgezogen, um die hohe Sinkrate zu brechen. Dabei erreichte der Ausschlag am Höhenruder einen Wert von +7°, das Flugzeug nahm einen Fluglagewinkel (PITCH) von +7,07° ein.

Die Geschwindigkeit  $V_{Ref}$  (die Geschwindigkeit, die das Flugzeug am 50-Fußpunkt über der Landebahnschwelle erreichen sollte) wurde entsprechend der Landemasse und Konfiguration mit IAS 119 kt (Standard-Speedbooklet BAe 146-300) festgelegt. Die genauere Berechnung aus dem „Aircraft Flight Manual“ Abschnitt „Landing Reference Speeds“ ergab eine  $V_{Ref}$  von 117,2 kt. Die  $V_{Ref}$  von 118 kt wurde ca. 7 Sekunden vor dem Aufsetzen erreicht. Die Geschwindigkeit wurde beim Abfangen sehr schnell abgebaut und betrug im Moment des Aufsetzens 110 kt.

## Beurteilung

Aufgrund der zum Zeitpunkt der Störung herrschenden **Wetterbedingungen** am Flughafen Hof wurde ein Einfluß des Wetters auf die Störungsursache von Seiten der Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) ausgeschlossen.

Der Flughafen Hof weist einige Besonderheiten auf, die bei der Beurteilung der Störung nicht unbeachtet bleiben dürfen.

Der ILS - Gleitwinkel, der wahrscheinlich als Hilfsmittel für den Sichtenflug genutzt wurde, ist mit 3,5° ungewöhnlich steil. Die Landebahnlänge von 1 420 m ist für dieses Flugzeugmuster ausreichend.

Das Flugzeug war erst 23 sec. vor dem Aufsetzen auf der Anfluggrundlinie. Es befand sich dabei oberhalb des 3,5° ILS-Gleitweges und wich stetig weiter nach oben ab. Der Gleitwinkel der visuellen Gleitweganzeige (PAPI L) ist ebenfalls auf 3,5° eingestellt und hat mit großer Wahrscheinlichkeit die Abweichung vom Gleitweg angezeigt.

Um die Abweichung im Gleitweg zu korrigieren wurde ca. 5 sec. vor dem Aufsetzen noch einmal kurz nachgedrückt. Der Fluglagewinkel ging auf -1° zurück und die Sinkgeschwindigkeit nahm zu. Mit dem anschlie-

ßenden Durchziehen des Höhenruders konnte der Gleitwinkel nicht mehr verringert werden. Das Flugzeug rotierte innerhalb von 2 sec. von -1° auf +7° PITCH, dabei sackte es durch und berührte mit dem Heckteil die Landebahn..

Die geringe Bodenfreiheit unter dem Rumpf läßt nur einen maximalen Fluglagewinkel (PITCH) von ca. +5° zu, bevor es zur Bodenberührung kommt.

Durch die Kürze des Anfluges kam es zu keiner Zeit zu einer für die Landung nötigen stabilen Fluglage; möglicherweise war der zweite Flugzeugführer mit diesem Anflug überfordert. Höhenruderausschläge zwischen -7° und +13° in den letzten 5 sec. vor dem Aufsetzen untermauern diesen Verdacht.

Die Sitzposition des zweiten Flugzeugführer könnte sich nachteilig für die Landeeinteilung ausgewirkt haben, da er möglicherweise eingeschränkte Sichtverhältnisse hatte und die Lage des Flugzeuges zur Landebahn erst sehr spät realisiert hat.

## Schlußfolgerungen

Die Ursache liegt in dem sehr unruhigen, kurzen und steilen Sichtenflug, der im Endanflug von dem steuernden Flugzeugführer nicht mehr beherrscht wurde.

Untersuchungsführer Müller

Flugschreiberauswertung Thiel

# D-AEWB

## Anlage 1

Tail Strike In HOF

