

Untersuchungsbericht

3X181-0/06
April 2010

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 29. November 2006
Ort: Mattsies
Luftfahrzeug: Flugzeug
Hersteller Muster: Grob Aerospace / G 180A
Personenschaden: Pilot tödlich verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittsschaden: Flurschaden
Informationsquelle: Untersuchung durch BFU

Untersuchungsbericht

3X181-0/06
April 2010

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 29. November 2006
Ort: Mattsies
Luftfahrzeug: Flugzeug
Hersteller Muster: Grob Aerospace / G 180A
Personenschaden: Pilot tödlich verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittsschaden: Flurschaden
Informationsquelle: Untersuchung durch BFU

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungsgesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

Inhaltsverzeichnis

Seite

Abkürzungen	1
Kurzdarstellung	3
1. Sachverhalt	4
1.1 Ereignisse und Flugverlauf	4
1.2 Personenschaden.....	5
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	5
1.4 Drittschaden.....	6
1.5 Angaben zu Personen	6
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	6
1.7 Meteorologische Informationen	9
1.8 Navigationshilfen	9
1.9 Funkverkehr	9
1.10 Angaben zum Flugplatz.....	9
1.11 Flugdatenaufzeichnung	10
1.11.1 Flugdatenschreiber und Cockpit Voice Recorder.....	10
1.11.2 Messdatenerfassung	10
1.11.3 Radardaten	10
1.12 Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug	11
1.13 Medizinische und pathologische Angaben	13
1.14 Brand	14
1.15 Überlebensaspekte.....	14
1.15.1 Rettungssystem.....	14
1.15.2 Notsender	14
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse.....	14
1.17 Organisationen und deren Verfahren	14
1.17.1 Unternehmen	14
1.17.2 Entwicklungsbetrieb.....	15
1.17.3 Technisches Personal	16
1.17.4 Flugbetrieb.....	16
1.18 Zusätzliche Informationen	18
1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	19
1.19.1 Rekonstruktion von Daten eines beschädigten Datenträgers	19
1.19.2 Auswertung der Triebwerksregler.....	22
1.19.3 Andere nichtflüchtige Speicher.....	22

2.	Beurteilung	23
2.1	Flugbetriebliche Aspekte	24
2.1.1	Flugverlauf und Fluggeschwindigkeit	24
2.1.2	Verlust der Steuerbarkeit.....	24
2.2	Qualifikation und Erfahrung des Piloten	24
2.3	Luftfahrzeug.....	25
2.3.1	Nachweis der Luftzerlegung	25
2.3.2	Zerlegung des Höhenleitwerks	25
2.3.3	Flattern des Höhenruders.....	25
2.3.4	Aufzeichnung von Daten	26
2.3.5	Rettungssystem.....	26
2.3.6	Notsender (ELT).....	27
2.4	Spezifische Bedingungen zum Unfallzeitpunkt	27
2.4.1	Wettersituation.....	27
2.4.2	Demonstrationsflug.....	27
2.5	Sicherheitsmechanismen	27
2.5.1	Zulassungsbasis und Bauvorschriften.....	27
2.5.2	Verfahrensweisungen.....	28
2.5.3	Nachweisführung der Flatterfestigkeit	28
2.5.4	Flugbetriebliche Verfahren	29
2.5.5	Qualitätssicherung	29
2.6	Organisatorische Rahmenbedingungen	30
3.	Schlussfolgerungen	30
3.1	Befunde	30
3.2	Ursachen	31
4.	Sicherheitsempfehlungen	32
5.	Anlagen	33

Abkürzungen

AC	Advisory Circular	Rundschreiben der FAA
ACJ	Advisory Circular Joint	Rundschreiben der JAA
AFM	Airplane Flight Manual	Flughandbuch
AMC	Acceptable Means of Compliance	Empfohlene Nachweisführung
A/E	Area of responsibility: Avionics/Electrics	Verantwortungsbereich Avionik / Elektrik
CAS	Calibrated Air Speed	Kalibrierte Fluggeschwindigkeit
CFK	Carbon Fiber Composite	Kohlefaserverstärkter Kunststoff
CVE	Compliance Verification Engineer	Musterprüfingenieur
CVR	Cockpit Voice Recorder	Tonaufzeichnungsgerät
CRI	Certification Review Items	Zulassungsdokumentation
DO	Design Organisation	Entwicklungsbetrieb
DOA	Design Organisation Approval	Entwicklungsbetriebs-Genehmigung
DoC	Declaration of Compliance	Übereinstimmungserklärung
DOH	Design Organisation Handbook	Entwicklungsbetriebs-Handbuch
DOK	Area of responsibility: Documentation	Verantwortungsbereich Dokumentation
EAS	Equivalent Air Speed	Äquivalente Fluggeschwindigkeit
EASA	European Agency of Safety and Airworthiness	Europäische Agentur für Flugsicherheit
ESS	Design Assurance System	Entwicklungssicherungssystem
FADEC	Fuel Authority Digital Engine Control	Digitaler Kraftstoffregler
FAR	Federal Aviation Regulations	Amerikanische Zulassungsvorschrift
FDR	Flight Data Recorder	Flugdatenschreiber
FLU	Area of responsibility: Flight Test	Verantwortungsbereich Flugerprobung
FP	Area of responsibility: Flight Physics	Verantwortungsbereich Flugphysik
FPA	Manufacturing and inspection Procedure	Fertigungs- und Prüfanweisung
GFK	Glas Fiber Composite	Glasfaserverstärkter Kunststoff
GM	Guidance Material	Zulassungsrichtlinien
HL	Horizontal Stabilizer	Höhenleitwerk
HoD	Head of Design	Entwicklungsleiter
HoDO	Head of Design Organisation	Leiter des Entwicklungsbetriebes
HOoA	Head of Office of Airworthiness	Leiter der Musterprüfleitstelle
HR	Elevator	Höhenruder
JAA	Joint Aviation Authorities	ehem. Europäische Zulassungsbehörde

JAR	Joint Airworthiness Requirements	Europäische Zulassungsvorschriften
LA	Area of responsibility: Loads	Verantwortungsbereich Lastannahmen
KCAS	Knots Calibrated Airspeed	Kalibrierte Fluggeschwindigkeit in kt
KEAS	Knots Equivalent Air Speed	Äquivalente Fluggeschwindigkeit in kt
KO	Area of responsibility: Design	Verantwortungsbereich Konstruktion
MFD	Multifunction Display	Bildschirm mit Multifunktionsanzeige
MOC	Means of Compliance	Art der Nachweisführung
MP	Area of responsibility: Certification	Verantwortungsbereich Musterprüfung
MPI	Compliance Verification Engineer	Musterprüfingenieur
MPL	Office of Airworthiness	Musterprüfleitstelle
NVM	Non-Volatile Memory	Nichtflüchtiger Speicher
OoA	Office of Airworthiness	Musterprüfleitstelle
PFD	Primary Flight Display	Hauptbildschirm für die Anzeige von Flugdaten
P0	Production Organisation	Herstellungsbetrieb
POA	Production Organisation Approval	Herstellbetriebs-Genehmigung
POH	Production Organisation Handbook	Herstellbetriebshandbuch
QA	Quality Assurance	Qualitätssicherung
QM	Quality Management	Qualitätsmanagement
QS	Quality System	Qualitätssystem
S/F	Area of responsibility: Statics & Strength	Verantwortungsbereich Statik & Festigkeit
SoC	Statement of Conformity	Konformitätsbescheinigung
SW	Area of responsibility: Software	Verantwortungsbereich Software
SYS	Area of responsibility: Non electrical Systems	Verantwortungsbereich nicht-elektrische Systeme
TC	Type Certification/Type Certificate	Musterzulassung/Musterzulassungsschein
TCDS	Type Certificate Data Sheet	Kennblatt
TRI	Area of responsibility: Engine	Verantwortungsbereich Triebwerk
VA	Procedure	Verfahrensanweisung

Kurzdarstellung

Die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) wurde am 29. November 2006 um 13:34 Uhr¹ durch den Such- und Rettungsdienst (SAR) über den Unfall mit dem Flugzeug Grob G 180A in Mattsies informiert. Drei Mitarbeiter der BFU trafen gegen 21:00 Uhr an der Unfallstelle ein und nahmen die Untersuchung vor Ort auf. Ein Beauftragter der BFU war als Vorkommando eingesetzt.

Das Flugzeug war um 13:12 Uhr auf dem Sonderlandeplatz Mindelheim-Mattsies zu einem Vorführflug für eine Besuchergruppe gestartet, die sich auf Einladung des Flugzeugherstellers auf dem Flugplatz befand. Mit einem Überflug über den Flugplatz sollte der Besuchergruppe die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges demonstriert werden.

Nachdem die G 180A die Ortschaft Tussenhausen östlich umflogen hatte und für den Überflug in Richtung des Sonderlandeplatzes Mindelheim-Mattsies eingedreht war, lösten sich Teile vom Höhenleitwerk. Das Flugzeug verlor mit hoher Sinkrate Höhe und prallte um 13:15 Uhr auf eine Wiese ca. 1 500 m südöstlich des Flugplatzes auf.

Das Flugzeug wurde bei dem Unfall zerstört und der Pilot wurde tödlich verletzt.

Der Unfall ereignete sich, weil es im Fluge zu einer Zerlegung des Höhenleitwerks durch Flattern kam und das Flugzeug in der Folge nicht mehr steuerbar war.

Die Umstände, die zum Flatterfall geführt haben, konnten aufgrund fehlender Flugdaten und begrenzter Untersuchungsmöglichkeiten nicht eindeutig festgestellt werden.

Anmerkung:

Aufgrund der Insolvenz des Entwicklungs- und Herstellungsunternehmens sowie der damit verbundenen Einstellung der Weiterentwicklung des Projektes G 180A wurde die Untersuchung des Flugunfalls sowohl in der Breite als auch in der Tiefe der Situation angepasst.

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

1. Sachverhalt

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Das Flugzeug Grob G 180A - ein Prototyp zum Nachweis der Lufttüchtigkeit für die Musterzulassung - war am 27. November 2006 auf dem Flugplatz Memmingen gelandet und dort bis zum 29. November 2006 abgestellt worden, weil der Sonderlandeplatz Mindelheim-Mattsies (Werksflugplatz des Herstellers) aus Wettergründen nicht angefliegen werden konnte. Auf dem Weiterflug nach Mindelheim-Mattsies am 29. November wurde das Erprobungsprogramm zum Nachweis der Lufttüchtigkeit fortgesetzt. Nach einer Flugdauer von ca. 60 Minuten mit verschiedenen Flugmanövern und Systemtests landete das Flugzeug gegen 11:40 Uhr auf dem Werksflugplatz. Das Flugzeug wurde auf dem Vorfeld abgestellt und für den nächsten Flug vorbereitet.

Gegen 12:50 Uhr wurde der Prototyp von einem anderen Testpiloten des Unternehmens übernommen, der den Auftrag für einen Vorführflug für eine Besuchergruppe hatte. Es sollte ein standardisierter Demonstrationsflug durchgeführt werden. Dabei war ein Überflug mit eingefahrenem Fahrwerk und höherer Geschwindigkeit geplant, um den Beobachtern auf dem Werksflugplatz das Flugzeug in verschiedenen Flugsituationen zu demonstrieren. Im weiteren Verlauf war eine größere Rechtskurve mit anschließendem Anflug zur Landung vorgesehen.

Der Testpilot, der den Flug von Memmingen nach Mindelheim-Mattsies am Vormittag durchgeführt hatte, befand sich als Beobachter auf dem Dach einer Halle auf dem Werksgelände und stand mit dem Piloten im Flugzeug in Sprechfunkkontakt. Über Sprechfunk meldete der Pilot dem Beobachter, dass er auf der Piste 33 für den Demonstrationsflug startbereit sei.

Die Grob G 180A startete um 13:12 Uhr in Richtung Norden. Kurz nach dem Start verschwand das Flugzeug aus der Sicht der am Flugplatz stehenden Beobachter und flog nach Aussage von Zeugen in Wolken ein. Mit erhöhter Querneigung fliegend tauchte das Flugzeug im rechten Querabflug wieder auf. Im weiteren Verlauf wurde ein leichter Sinkflug beobachtet, dabei durchflog das Flugzeug immer wieder Wolken.

In der Zeit von 13:13:28 Uhr bis 13:13:43 Uhr wurde das Flugzeug durch das Radar der DFS (Deutsche Flugsicherung GmbH) östlich der Ortschaften Zaisertshofen und Tussenhausen in Flugfläche (FL) 25 als Flugziel erfasst (s. Abbildung 1).

Zeugen beobachteten, dass die Grob G 180A mit einer Rechtskurve östlich um die Ortschaft Tussenhausen in Richtung Flugplatz Mindelheim-Mattsies flog. Zwischen den Orten Tussenhausen und Mattsies wurde beobachtet, dass sich im Fluge Teile vom Flugzeug lösten. Mit erhöhter Sinkrate prallte das Flugzeug um 13:15 Uhr auf eine Wiese zwischen Tussenhausen und Flugplatz.

Das Flugzeug wurde bei dem Unfall zerstört und der Pilot wurde tödlich verletzt.

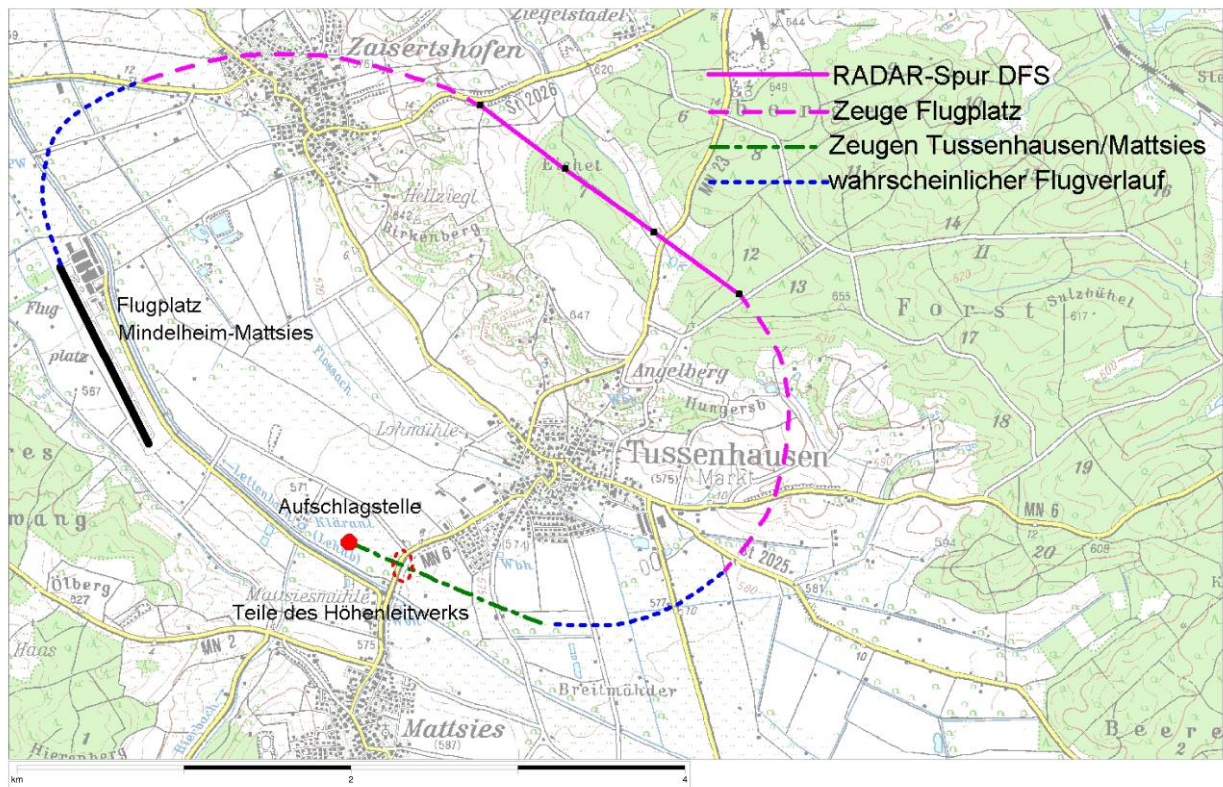


Abbildung 1: Rekonstruierter Flugweg

Quelle: Bayerisches Landesvermessungsamt (Karte), BFU (Flugweg)

1.2 Personenschaden

Verletzte	Besatzung	Fluggäste	Gesamt	Andere
tödlich	1			
schwer				
leicht				
ohne				---
Gesamt	1			

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

An der Unfallstelle wurden auf einer Fläche von ca. 1 500 m² ca. 750 t kontaminierte Erde ausgetauscht.

1.5 Angaben zu Personen

Der 45-jährige Luftfahrzeugführer war als Cheftestpilot bei dem Hersteller des Flugzeuges angestellt. Er war im Besitz eines Luftfahrerscheins für Berufsflugzeugführer (CPL(A)), ausgestellt nach den Regelungen JAR-FCL. Die Lizenz beinhaltete u.a. die Testflugberechtigung Klasse 2. Sein flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1 war bis 22.01.2006 gültig, das der Klasse 2 bis 22.07.2007. Die Gesamtflugferfahrung des Luftfahrzeugführers betrug 7 800 Stunden, davon 257 Stunden auf dem Unfallmuster.

Er war nach der Ausbildung in der französischen Luftwaffe als Pilot, Fluglehrer und Testpilot für Systemerprobungen auf verschiedenen Kampfflugzeugen eingesetzt. 1999 absolvierte er eine Ausbildung zum Testpiloten an der National Test Pilot School in den USA.

Vor der Anstellung bei Grob Aerospace GmbH als Testpilot für die Erprobung der G 180A Mitte 2005 hat er Testflüge im Rahmen der Musterzulassung von ein- und zweimotorigen Flugzeugen für Flugzeughersteller in Deutschland, Österreich und den USA durchgeführt.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Muster

Bei der G 180A handelte es sich um ein zweimotoriges Flugzeug aus kohlefaserverstärktem Kunststoff (CFK). Der Tiefdecker wurde durch zwei am Heck montierte, FADEC-gesteuerte Strahltriebwerke angetrieben und verfügte über ein Kreuzleitwerk. Das Muster sollte mit einem Glascockpit ausgestattet und für folgende Geschwindigkeiten und Machzahlen ausgelegt werden:

Design Cruising Speed:	$v_C = 270$ KEAS	$M_C = 0,7$
Design Diving Speed:	$v_D = 338$ KEAS	$M_D = 0,77$
Design Manoeuvring Speed:	$v_A = 180$ KEAS	$M_A = 0,5$
Maximum Operating Limit Speed (bis 8 000 ft)	$v_{MO} = 260$ KCAS	
Maximum Operating Limit Speed (über 8 000 ft)	$v_{MO} = 272$ KCAS	$M_{MO} = 0,7$

Der Hersteller des Flugzeuges plante die Musterzulassung durch die European Aviation Safety Agency (EASA) im dritten Quartal 2007 und durch die Federal Aviation Administration (FAA) im vierten Quartal 2007.

Das als Geschäftsreiseflugzeug nach den Bauvorschriften EASA CS-23 und FAA Part 23 ausgelegte Flugzeug sollte für einen Piloten und neun Fluggäste bzw. zwei Piloten und acht Fluggäste zugelassen werden.

Prototypen

Bei dem verunfallten Flugzeug handelte es sich um den zweiten Prototypen (P2), der im Rahmen des Musterzulassungsprogramms der G 180A gebaut wurde. Der Erstflug mit dem ersten Prototypen war am 20.07.2005. Mit diesem Flugzeug wurden seit dem Erstflug 248 Stunden geflogen. Während der P1 weder über ein vollständiges Glascockpit noch über eine Druckkabine verfügte, waren diese Systeme in dem P2 bereits eingebaut. Weitere Systeme sollten im Laufe der Erprobung ergänzt werden. Darüber hinaus war der Bau eines dritten Prototypen geplant, welcher dann bereits in allen wesentlichen Punkten dem Serienflugzeug entsprechen sollte.

Luftfahrzeug-Hersteller:	Grob Aerospace
Muster:	G 180A
Werknr.:	90002
Erstflug:	29. September 2006
höchstzul. Startmasse:	6 300 kg
Gesamtflugzeit Zelle:	31 h / 43 Flüge
Triebwerksmuster:	Williams FJ 44-3A

Die Passagierkabine der Prototypen war noch nicht mit Einbauten ausgerüstet.

Die Betätigung der Quer-, Höhen- und Seitenrudder erfolgte durch Schubstangen aus Kohlefasern. Das Seitenrudder und die Höhenrudder wurden im Rumpf angelenkt. Die Kraft wurde über Wellen auf die Ruderflächen übertragen. Die Trimmerrudder in den Höhenrudern wurden durch eine im Rumpf eingebaute elektrische Antriebseinheit bewegt. Von dieser Einheit wurde die Kraft über Wellen zu Aktuatoren in den Höhenflossen weitergeleitet, die über Schubstangen die Trimmerrudder betätigten.

Das Flugzeug war mit dem integrierten Avioniksystem Honeywell Apex ausgestattet. Die Hauptkomponenten des Systems waren zwei Primary Flight Displays (PFDs), ein Multi Function Display (MFD), zwei PFD Controller, ein Flight Controller, ein MF Controller, ein Multi Mode Digital Radio (MMDR), zwei Mode S Transponder, ein Air Data Attitude Heading Referenz System (ADHRS), ein Magnetometer, ein Audio Panel, zwei Modular Avionic Units (MAUs) und ein Radarhöhenmesser. Die Komponenten des Systems waren im Cockpit und im vorderem und hinterem Avionicsraum (FWD- und AFT Compartment) eingebaut. Die Servos des Autopiloten waren nicht installiert und der Autopilot war damit nicht funktionstüchtig.

Weiter waren folgende Instrumente vorhanden: Ein Integrated-Instrument (Horizont, Geschwindigkeit und Höhe), ein DME, ein NAV/COM/GPS Garmin GNS 430, ein Electronic Horizontal Situation Indicator (EHSI), ein UHF System und ein Beschleunigungsmesser (G-Messer).

Für das Flugzeug wurde am 26. September 2006 vom Luftfahrt-Bundesamt die Flugzulassung (Permit to Fly) für Flüge zur Musterzulassung einschließlich Überführungs- und Vorführflüge erteilt. Die Flugzulassung war nur mit der Flight Instruction 90002/1 gültig, welche durch die Flight Clearance Note No. 90002/3 ergänzt wurde. Die Flight Clearance Note erlaubte in Meereshöhe Flüge bis zu einer Geschwindigkeit von 297 kt. Geschwindigkeiten oberhalb von V_{MO} waren nur für Testflüge zulässig. Als maximal zulässige Lastvielfache waren mit eingefahrenen Landeklappen +3,1 g und -1,24 g angegeben. Im Airplane Flight Manual (AFM) des P2 war die V_{MO} bis zu einer Flughöhe von 8 000 ft mit 260 kt CAS angegeben. Zwischen 8 000 ft und 28 440 ft betrug die V_{MO} 272 kt CAS.

Konstruktion des Höhenleitwerkes

Das Höhenleitwerk (HL) war im Wesentlichen aus CFK gebaut. Die Randbögen der Höhenruder, in denen die Ausgleichsmassen befestigt waren, waren aus glasfaserverstärktem Kunststoff (GFK) gefertigt.

HL-Profil	NACA 64010 modifiziert
HL-Leitwerksfläche	7,107 m ²
HL-Spannweite	6,48 m
HL-Tiefe	Wurzel: 1,65 m, Spitze: 0,54 m
HL-Pfeilung 25 %-Linie	20,84°
HR-Bezugsfläche	1,595 m ²
HR-Tiefe	0,26 m
HR-Ausschlag	+30°, -22°
HR-Trimklappenfläche	0,182 m ²
HR-Trimklappenlänge	1,38 m
HR-Trimklappentiefe	0,13 m
HR-Trimklappenausschlag	+10°, -30°



Abbildung 2: Prototyp P1 der Grob G 180A

Foto: ILA-Berlin

1.7 Meteorologische Informationen

Die Flugwettervorhersage für die Allgemeine Luftfahrt (AFWA/GAFOR), gültig für den 29.11.2006 von 12:00 bis 18:00 UTC, gab für den Bereich Süd die folgende Vorhersage:

Wetterlage:

Eine Kaltfront mit leichtem Regen sollte über Baden-Württemberg und Hessen liegen und sich langsam nach Osten verlagern. Darunter sollte noch verbreitet Nebel und Hochnebel liegen. Das QNH lag bei 1 030 hPa.

Höhenwinde:
3 000 ft 310/10kt

Nullgradgrenze:
Zwischen 6 000 ft im Westen und 8 000 ft im Osten.

Vorhersage der Sichtflugmöglichkeiten:
Bereich 72: M5, M5, M 5
(M5 = Sicht 5 –< 8 km, Untergrenze über Bezugshöhe 500 –< 1 000 ft)

Nach Zeugenaussagen herrschten zum Unfallzeitpunkt im Unfallgebiet folgende Wetterbedingungen:

Wolken: geschlossene Wolkendecke in ca. 1 000 ft Grund

Wind: ca. 300° / 2-3 kt

Bodensicht: ca. 10 km

Temperatur: ca. 4 °C

1.8 Navigationshilfen

nicht betroffen

1.9 Funkverkehr

Der Pilot stand mit dem Piloten am Boden in Funkverbindung. Der Funkverkehr wurde nicht aufgezeichnet.

1.10 Angaben zum Flugplatz

Der Sonderlandeplatz Mindelheim-Mattsies verfügt über eine 1 149 m lange und 20 m breite Asphaltpiste mit der Ausrichtung 15/33. Der Flugplatzbezugspunkt liegt 1 857 ft über NN.

1.11 Flugdatenaufzeichnung

1.11.1 Flugdatenschreiber und Cockpit Voice Recorder

Der Prototyp P2 hatte keinen Flugdatenschreiber (FDR) und Cockpit Voice Recorder (CVR) an Bord. Aufschlagsichere Aufzeichnungsgeräte waren aufgrund der luftrechtlichen Vorschriften oder Auflagen der Zulassungsbehörde nicht gefordert.

1.11.2 Messdatenerfassung

Für die Erfassung von Messwerten im Rahmen der Flugerprobung waren Sensor- und Aufzeichnungssysteme mit verschiedenen Datenträgern installiert. Eine Übertragung der Daten per Telemetrie an eine Bodenstation war bei dem Prototypen P2 nicht vorgesehen.

Die Messdatenerfassung war in zwei 19"-Gestellen (Racks) untergebracht. Das erste Gestell (Honeywell Rack) enthielt zwei Rechner. Diese waren u.a. für die Erprobungsflüge des Autopiloten gedacht und während des Unfallfluges nicht in Betrieb.

Das zweite Gestell bestand aus drei Komponenten:

- Video-Anlage

Die Video-Anlage bestand aus einem VHS-Recorder und einem Harddisk-DVD-Recorder. Beide waren während des Unfallfluges nicht in Betrieb.

- ASCB-Logger

Der ASCB-Logger war in einem 19"-Gehäuse untergebracht. Im Computer waren zwei Festplatten in Huckepack-Anordnung. Auf der 3,5"-Festplatte wurden sämtliche Daten vom ASCB-Bus abgelegt. Diese dienten auch als FIFO-Puffer für das nachgeschaltete Bandlaufwerk. Die Daten auf der Festplatte entsprachen denen auf dem Bandlaufwerk.

- KAM 500

Der KAM 500 Logger befand sich in einem eigenen 19"-Einbaugestell. Eine über eine Konfigurationsdatei ausgewählte Menge der ASCB-Daten wurden als kalibrierte Daten vom ASCB-Logger zum KAM 500 übertragen und dort auf einer 4GB CF Karte abgelegt. Zusätzlich wurden auf der Karte Messwerte von anderen Messgebern abgelegt (z.B. die Daten vom nose-boom, Auslenkungen von z.B. Rudern, Ruderkräfte, ...). Diese Daten wurden auf einem Zusatzdisplay im Cockpit dem Piloten zur Verfügung gestellt.

Als Datenträger mit aufgezeichneten und für die Untersuchung des Unfalls relevanten Daten wurde ein Magnetband des Typs HP AIT-1 70GB identifiziert, das hochgradig beschädigt und verschmutzt war.

1.11.3 Radardaten

Im Gegenanflug wurden durch die Radaranlage eines Flugsicherungsunternehmens vier Radarziele erfasst.

Als Geschwindigkeit über Grund ergab sich ein Wert von 245 kt +/- 10 kt. Aus diesen Radardaten wurde eine Fluggeschwindigkeit von 240 kt mit einer Toleranz von +/- 10 kt errechnet.

1.12 Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle befand sich ca. 1 500 m südöstlich von der Schwelle der Piste 33 des Sonderlandeplatzes Mindelheim-Mattsies entfernt. Sie lag auf einer Höhe von ca. 572 m über Normalnull.

Die erste Berührung des Flugzeuges mit dem Boden erfolgte ohne Querneigung. Die Einschlagstelle war ca. 1 m tief. Von hier aus lagen die Teile des Flugzeuges über einen 200 m langen und 120 m breiten Bereich verteilt. Spuren im Erdreich und die Lage der Wrackteile deuteten auf eine Bewegungsrichtung von ca. 280° hin.

Das Flugzeug wurde beim Aufschlag zerstört. Die Mehrzahl der Teile hatte eine Größe von weniger als 10 cm x 10 cm. Baugruppen, wie die Fahrwerke und Komponenten der Avionik, waren in Einzelteile zerlegt worden.



Abbildung 3: Unfallstelle

Foto: BFU

Im Bereich der ersten Einschlagstelle waren deutliche Abdrücke der Tragflächen zu erkennen. Hier wurden auch Reste des Hauptholmes gefunden. In und um den Einschlagkrater herum waren Brandspuren vorhanden. Die Kohlefaserbauteile waren in diesem Bereich teilweise zu Asche verbrannt.

Die Stellungen der Landeklappen und des Fahrwerks konnten wegen des hohen Zerstörungsgrades nicht festgestellt werden.

Ca. 400 m vor der ersten Bodenberührung des Flugzeuges wurden Teile der Höhenruder und der unteren Beplankung der linken Höhenflosse sowie die Nasenbeplankungen beider Höhenflossen gefunden. Diese Teile lagen auf einem Feld mit einer Ausdehnung von 100 m x 50 m. Kleine Kohlefaserschnipsel wurden südöstlich dieses Feldes in einigen 100 Metern Entfernung gefunden.

Ein Teil des Ruderhorns mit dem Massenausgleichsgewicht des linken Höhenruders wurde zwischen den beiden Wrackfeldern gefunden.



Abbildung 4: Vor der Unfallstelle gefundene Teile des Höhenleitwerks

Foto: BFU

Feststellungen am Höhenleitwerk

Alle identifizierbaren Teile des Höhenleitwerks wurden aussortiert und entsprechend ihrer ursprünglichen Position angeordnet (s. Anlage). Die Begutachtung des Höhenleitwerks und der Höhenruderteile ergab Folgendes:

1. Das Schadensbild gab keine Hinweise auf eine Einwirkung durch Fremtteile von außen (Foreign Object Damage (FOD)).
2. Das gesamte Schadensbild deutete auf ein sehr schnell ablaufendes Versagen an verschiedenen Stellen der Struktur hin.
3. Das Schadensbild wies auffällige Spiegelsymmetrien zwischen der linken und der rechten Flosse auf.
4. Auf der linken Seite des Höhenleitwerks war ein durchgehender Bruchverlauf in Flugrichtung über Nase, Flosse und Ruder zu erkennen (ungefähr auf Position des 3. Ruderlagers).
5. In der Flossennase waren auf der linken und rechten Seite symmetrische Risse zu erkennen.
6. In der linken und rechten Oberschale des Höhenleitwerks waren über den Hauptholmen symmetrisch verlaufende Risse.
7. Beide Ruderhörner wiesen deutliche Spuren des zusätzlich eingebauten Gewichtes (Bleikugeln in Harz) auf; die Massen fehlten.



Abbildung 5: Teile der linken Seite des Höhenleitwerks

Foto: BFU



Abbildung 6: Teile der rechten Seite des Höhenleitwerks

Foto: BFU

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Die Leiche des Piloten wurde obduziert. Der Pilot starb durch den Aufprall des Flugzeuges auf den Boden. Hinweise auf eine gesundheitliche Einschränkung des Piloten haben sich nicht ergeben.

Bei den chemisch-toxikologischen Untersuchungen ergaben sich keinerlei Hinweise auf Alkohol, Drogen, Medikamente, Flugbetriebsstoffe und Kohlenmonoxid.

1.14 Brand

Beim Aufschlag des Flugzeuges auf den Boden kam es zu einem Brand. Dieser beschränkte sich auf einen Bereich von weniger als 10 Meter um die Einschlagstelle. Einzelne Teile im weiteren Umkreis der Einschlagstelle wiesen Brandspuren einer Explosion oder Verpuffung auf.

1.15 Überlebensaspekte

Der Unfall war durch die hohe Aufprallenergie nicht überlebbar.

1.15.1 Rettungssystem

Für die Flugerprobung war ein Rettungssystem eingebaut worden, das im Notfall den Pilotensitz zur Tür bewegen sollte. Der Testpilot führte einen Rettungsfallschirm mit sich. Der Rettungsfallschirm wurde nicht geöffnet vorgefunden.

1.15.2 Notsender

Das Flugzeug war mit einem Notsender (ELT) mit den Sendefrequenzen 406 MHz, 243 MHz und 121,5 MHz ausgestattet. Er war im Heckbereich des Luftfahrzeuges eingebaut.

Laut Auskunft des RCC Münster wurde am 29.11.2006 gegen 18:23 Uhr das Signal von einem Satelliten auf der Frequenz 406,025 MHz einmalig erfasst. Es wurden keine weiteren Signale auf den Frequenzen 121,5 MHz, 243,0 MHz oder 406,025 MHz empfangen.

Die Untersuchung des Notsenders hat eine gebrochene geräteinterne Verbindung zwischen der Sendeeinheit zu den Antennenbuchsen gezeigt. Darüber hinaus war der Stecker zur 406,025MHz Antenne abgeschert.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

entfällt

1.17 Organisationen und deren Verfahren

1.17.1 Unternehmen

Das Flugzeug Grob G 180A wurde durch die Grob Aerospace GmbH entwickelt und als Prototyp hergestellt. Das Werksgelände mit den Einrichtungen für die Entwicklung und Herstellung befand sich in Tussenhausen-Mattsies. Hier verfügte das Unternehmen über einen eigenen Werksflughafen. In der Betriebsstätte Tussenhausen-Mattsies wurden seit 1971 Segelflugzeuge, Motorsegler, Trainingsflugzeuge und Flugzeuge für besondere Einsatzspektren (z.B. Höhengklärer Strato) aus Faserverbundstoffen entwickelt und hergestellt.

Die Grob Aerospace GmbH war ein Unternehmen der Grob Aerospace AG, das seinen Firmensitz in Zürich (Schweiz) hatte, wo auch die Vertriebsabteilung für das Flugzeug Grob G 180A angesiedelt war.

1.17.2 Entwicklungsbetrieb

Die Grob Aerospace GmbH war von der European Aviation Safety Agency (EASA) als Entwicklungsbetrieb gemäß EASA Part 21, Sektion A, Unterabschnitt J zertifiziert. Die Genehmigung umfasste die Entwicklung von Flugzeugen nach CS-23, Segelflugzeugen, Motorseglern und Kolbenmotoren.

Das Entwicklungsbetriebs-Handbuch (Design-Organization-Handbook (DOH)) definierte die Grundstruktur der Organisation, Verantwortlichkeiten, entwicklungstechnische Betriebsbereiche und die grundsätzlich einzuhaltenden Verfahren und Abläufe im Entwicklungsbetrieb. Zum Zeitpunkt des Unfalls war die Version 5.2 des DOH gültig. Die Version 6.0 war fertiggestellt und befand sich im Genehmigungsprozess. Nach Aussage verschiedener Zeugen wurde im Betrieb nach der Version 6.0 verfahren. Im Folgenden wird daher immer auf das DOH Version 6.0 Bezug genommen, wenn nichts anderes angegeben ist.

Der Entwicklungsbetrieb bestand aus der Entwicklung, der Musterprüfleitstelle, dem Qualitätsmanagement, der Qualitätssicherung und der Herstellung/Instandhaltung. Die Aufgaben der Herstellung/Instandhaltung und der Qualitätssicherung wurden durch den Herstellungsbetrieb der Firma Grob wahrgenommen.

Dazu gehörte insbesondere der Bau und die Wartung von Prototypen und Vorrichtungen sowie die Beratung im Rahmen der fertigungsgerechten Erstellung von Bauunterlagen. Beanstandungen und Abweichungen zum vorgegebenen Bauzustand sollten an den Entwicklungsbetrieb zurückgemeldet werden (DOH 4.3.4.2. Der Herstellungsbetrieb hatte nach den Vorgaben im Handbuch die Konformität der gefertigten Teile/Komponenten/Produkte entsprechend den vom Entwicklungsbetrieb bereitgestellten Bauunterlagen zu bestätigen (DOH 4.3.2.4).

Die Zusammenarbeit zwischen Entwicklungs- und Herstellungsbetrieb war in der Verfahrensweisung QS-VA-10 näher erläutert. Zu der Verteilung der Verantwortung stand in Kapitel 3.4.1 Folgendes:

Verantwortung des Entwicklungsbetriebs

Aus Gründen der Flexibilität können während dieser Phase geringfügige Änderungen an Zeichnungen / Stücklisten von Hand durchgeführt werden. Dazu wird die Änderung direkt in der Zeichnung farbig markiert und durch die zuständigen CVEs (Compliance Verification Engineer) als gültig abgezeichnet. Vor der Herausgabe dieser Zeichnung als „Musterunterlage“ müssen jedoch alle handschriftlich durchgeführten Änderungen in die Zeichnung eingearbeitet sein. Dies liegt in der Verantwortung des jeweiligen CVEs.

Verantwortung des Herstellungsbetriebs

Die Fertigung von Bauteilen und Produkten erfolgt nur auf Basis von geprüften und freigegebenen Zeichnungen / Stücklisten. Gefertigte Teile / Baugruppen sind entsprechend zu kennzeichnen und werden nach erfolgter Zulassung ggfs. durch die Fertigung reidentifiziert. Alle Abweichungen / Mängel der Designvorgaben sind zu dokumentieren und dem Entwicklungsbetrieb unverzüglich zur Kenntnis zu bringen. Die Verantwortung dafür trägt der Produktionsleiter.

Die Umsetzung der aktuellen Stände der Konstruktionsunterlagen in Arbeits-/Prüfpläne ist Aufgabe der Qualitätssicherung. Dabei muss der Arbeitsfolge- / Prüfplan neben der Zeichnungsnummer und dem Ausgabestand auch das Ausgabedatum der Zeichnung / Stückliste referenzieren. Es ist Aufgabe der Qualitätssicherung diese Pläne auf dem aktuellen Stand zu halten. Die Qualitätssicherung bescheinigt die Übereinstimmung des gebauten Produktes mit den Vorgaben der Entwicklung. Die Bestätigung der Übereinstimmung erfolgt durch die Abgabe eines Conformity Statements. Die Verantwortung dafür trägt der Leiter Qualitätssicherung.

Die Aufgaben der Entwicklung wurden durch die neun Bereiche Konstruktion (KO), Flugerprobung (FLU), Lastannahmen (LA), Statik / Festigkeit (S/F), Flugphysik (FP), Avionik / Elektrik (A/E), Nicht elektrische Systeme (SYS), Triebwerke (TRI) und Software (SW) wahrgenommen.

Die von den Mitarbeitern des Entwicklungsbetriebes erstellten Nachweisberichte wurden durch benannte Compliance Verification Engineers (CVEs) geprüft und durch die Musterprüfleitstelle (MPL) nach einem Drei-Unterschriften-Prinzip freigegeben (DOH 7.3). Gleiches galt für Berichte von Unterauftragnehmern, die in das Entwicklungssicherungssystem (ESS) des Entwicklungsbetriebes eingebunden waren (DOH 7.5.2). In beiden Fällen war der CVE verantwortlich für die „Prüfung der Richtigkeit der Berechnungsarbeiten. Dazu gehörte auch die Prüfung der Zahlenwerte mit Kennzeichnung („Abhaken“) der geprüften Werte. Die Überprüfung der Rechenprogramme sollte anhand von Vergleichsrechnungen und Versuchsauswertungen erfolgen (DOH 4.3.1.5 b).

1.17.3 Technisches Personal

Für das technische Personal des Entwicklungsbetriebes galt, dass zum Nachweis einer ausreichenden Qualifikation die fachlichen und persönlichen Anforderungen schriftlich fixiert sein mussten. Das Anforderungsprofil, welches sich hieraus ergab, musste durch den Stelleninhaber erfüllt werden (DOH 10.3). Die Abteilungsleiter waren dafür zuständig, dass die Mitarbeiter ausreichend geschult waren und dass Aufzeichnungen über diese Schulungen archiviert wurden (DOH 10.4 und 10.4.1). Darüber hinaus waren die Mitarbeiter angewiesen, erkannte unzureichende Kenntnisse und Fähigkeiten dem Vorgesetzten unverzüglich anzuzeigen (DOH 10.1).

Die Abteilung Flugphysik (FP) war verantwortlich für den Nachweis der Flattersicherheit (DOH 4.3.2.4). Die hierfür notwendigen Versuche (Standschwingversuche) und Berechnungen wurden durch einen Unterauftragnehmer durchgeführt. Dieser Unterauftragnehmer war in das ESS des Entwicklungsbetriebes integriert (DOH Anhang CI-1).

Bei der Befragung verschiedener Zeugen wurde erklärt, dass die notwendigen Fachkenntnisse für die Prüfung des Nachweisberichtes über die Flattersicherheit, wie im Entwicklungshandbuch vorgesehen, im Unternehmen nicht gegeben waren. Der Ersteller des Nachweisberichtes war der Abteilungsleiter FP und gleichzeitig Leiter der Musterprüfleitstelle (HOoA). Aufzeichnungen über Schulungen des CVE für seine Aufgaben gab es nicht. Eine schriftliche Meldung des betroffenen Mitarbeiters an seinen Vorgesetzten gab es ebenfalls nicht, allerdings war der Mangel nach Zeugenaussagen allen Beteiligten hinlänglich bekannt.

1.17.4 Flugbetrieb

Eine Genehmigungspflicht für den Betrieb des Flugzeuges durch eine Genehmigungs- und Aufsichtsbehörde im luftrechtlichen Sinne bestand nicht. Allgemeingültige luftrechtliche Vorschriften für den Betrieb von Luftfahrzeugen im nichtgewerblichen Einsatz waren anzuwenden.

Flugerprobung

Organisatorisch war die Flugerprobung im Entwicklungsbetrieb angesiedelt. Für das Erprobungsprogramm und für die Durchführung der Flugerprobung war der Leiter der Abteilung Flugerprobung (FLU) verantwortlich.

Die Zuständigkeit für die Flugklarheit des Flugzeuges lag bei einem CVE und der Qualitätssicherung (QS) des Herstellerbetriebes. Die Gesamtverantwortung hatte der Leiter der Flugerprobung. Er hatte eine Informationspflicht gegenüber der Musterprüfleitstelle (MPL).

Der Betrieb des Erprobungsflugzeuges war unternehmensintern durch Flugaufweisungen, Flight Clearance Notes und Flight Test Cards geregelt.

Die Flugaufweisung war Bestandteil der vorläufigen Flugzulassung. Hiermit wurden Einsatzarten, die dafür zugelassenen Piloten sowie wesentliche technische Daten festgelegt. Erstellt wurde die Flugaufweisung für die vorläufige Flugzulassung.

Mit der Flugerprobungsanweisung (Flight Clearance Note) wurden zusätzliche Betriebsgrenzen und Betriebsverfahren für die Flugerprobung festgelegt. Laut Flugerprobungsanweisung No. FCN 90002/3 vom 14.11.2006 war mit Bezug auf das Flatter-Gutachten (Provisional Flutter Analysis, DT-G 180A-000010, Rev. 1) eine Maximalgeschwindigkeit von 297 KCAS festgelegt.

Die Flugaufträge im Rahmen der Flugerprobung wurden den Piloten in Form von Flight Test Cards erteilt.

Vorführflüge

Die Durchführung von Vorführflügen (Demo Flights) war Bestandteil der Vorläufigen Verkehrszulassung (VVZ) und in einer Fluganweisung geregelt. In der Fluganweisung (Flight Instruction Card No. 90002/1) war festgelegt, dass

- bei Vorführflügen nur Besatzungsmitglieder an Bord sein durften,
- Vorführflüge nur innerhalb des nachgewiesenen Flugbereichs (Flight Envelope) durchgeführt werden sollten,
- Vorführflüge nur nach einem Flugprogramm, das vom Leiter der Musterprüfleitstelle abgezeichnet worden war, durchgeführt werden durften.

Weitere Festlegungen für die Durchführung von Vorführflügen waren in der Flight Display Policy festgeschrieben. Dieses Papier wurde am 23.11.2006 von der Geschäftsführung der Grob Aerospace AG (Schweiz) herausgegeben. Unter anderem waren hier folgende Vorgaben festgelegt:

8.2 Flight Limitations

[...]

f) Weather requirements for flight displays

- *Visibility:* 8 km
- *Clouds Base:* 3 000 feet AGL
- *Wind:* 10 kt X-Wind Component
- *Separation from cloud:* 1 km
- *VMC day only*
- *Only between:* Sunrise + 1 hour and Sunset – 1 hour
- *Not into the sun*

For reduced flight displays when the minimum weather conditions are less than required for normal displays, the minimum requirement will be as follows:

- *Visibility:* 5 km or above
- *Clouds:* 1 500 feet AGL
- *Wind:* 10 kt X-Wind Component
- *Separation from Cloud:* 1 km horizontal and 500 ft vertically
- *VMC day only*
- *Only between:* Sunrise + 1 Hour and Sunset – 1 hour
- *Not into the sun*

8.4 Flight Display Profiles

b) For reduced flight display (see paragraph F above)

[...]

- *Performance take-off 20 deg flap*
- *Performance climb to 1 000 ft AGL*
- *High Speed fly by max 200 KIAS*
- *Slow Speed fly by gear and flap extended (see paragraph C)*
- *Performance landing (only on dry runway)*
- *Taxi-in and shut down*

Ein schriftlicher Flugauftrag war für Vorführflüge nicht vorgesehen.

Die Einhaltung der Vorgaben und Grenzen bei der Durchführung von Vorführflügen wurde weder aus flugbetrieblicher oder technischer Sicht überwacht. Aufgezeichnete Daten wurden nicht ausgewertet.

Mit dem Prototyp P2 wurden bis zum Unfalltag keine Vorführflüge durchgeführt. Eine nachträgliche Auswertung von vier Vorführflügen mit dem Prototypen P1 mit ähnlichen Flugverläufen zeigte, dass die Geschwindigkeit über der Unfallstelle bei diesen Flügen zwischen 260 kt und 272 kt lag. Die Maximalgeschwindigkeit, die jeweils im Bereich des Flugplatzes erreicht wurde, lag zwischen 273 kt und 296 kt.

1.18 Zusätzliche Informationen

Flattern

In der CS-23 forderte der Paragraph 629 ("Flutter"), dass das Flugzeug im gesamten zulässigen Geschwindigkeits-Lastvielfachen Bereich flatterfrei sein muss. In CS-23.629 (c) wurde gefordert, dass ein rechnerischer Nachweis der Flatterfreiheit alle Geschwindigkeiten bis $1,2 v_D$ abdecken muss. Das AMC 23.629 verwies auf das FAA AC 23.629-1A, welches inzwischen durch die Version 1B abgelöst war. Hier wurden u.a. Hilfen zur Interpretation der Dämpfungskurven gegeben (s. Anlage).

Höhenleitwerk

Die Spannweite des Höhenleitwerkes des P1 hatte 5,59 m betragen. Um bessere Steuereigenschaften zu erzielen, wurde sie beim P2 auf 6,48 m vergrößert. Diese und andere Veränderungen gegenüber P1 machten es erforderlich die Flattereigenschaften des Flugzeuges erneut zu untersuchen, obwohl mit P1 bereits Flugtests bis v_D erfolgreich durchgeführt worden waren. Vor dem Erstflug des P2 wurde daher der Unterauftragnehmer für aeroelastische Untersuchungen beauftragt, das Verhalten des Flugzeuges zu untersuchen. Ein Flugtest zur Untersuchung des Flatterverhaltens wurde mit dem Flugzeug P2 bis zum Unfall nicht durchgeführt.

Die Eigenschwingungs-Kenngrößen wurden in einem Standschwingungsversuch nach der klassischen Phasenresonanzmethode gemessen. Auf der Basis der gemessenen Eigenschwingungen wurden die durch die Schwingungsbewegungen induzierten instationären Luftkräfte und das aeroelastische Verhalten/Flatterverhalten berechnet. Die notwendigen Berechnungen erfolgten mit einem von dem Unterauftragnehmer entwickelten Programm. Als Ergebnis erhielt man jeweils eine Kurve die für die einzelnen Eigenschwingungsformen die Abhängigkeit der Dämpfung von der Fluggeschwindigkeit zeigt. Nach AC 23.629-1B sollte bei jeder möglichen Eigenschwingungsform der Nulldurchgang der Dämpfung mindestens bei dem 1,2-fachen der maximal angestrebten Fluggeschwindigkeit liegen, um Flatterfreiheit zu gewährleisten.

Die Standschwingversuche mit dem P2 ergaben, dass das Schwingverhalten des Höhenleitwerks als kritisch zu bewerten war und nur eine Freigabe des Flugzeugs bis zu einer Geschwindigkeit von 135 kt erlaubte. Danach wurden in der Berechnung die Ausgleichsmassen in den Ruderhörnern von je ca. 1 kg

auf je ca. 4,5 kg erhöht. Zwei Dämpfungskurven des so modifizierten Leitwerks hatten ihren Nulldurchgang bei 313 kt (580 km/h) bzw. 324 kt (600 km/h) (s. Anlagen). Von dem Unterauftragnehmer wurde eine Unbedenklichkeitsbescheinigung in Bezug auf Flatterfreiheit für die Aufnahme der Flugerprobung bis zu einer Geschwindigkeit von 297 kt (550 km/h) EAS erteilt (s. Anlage). Auf Basis dieser Bescheinigung wurde von einem Ingenieur des Entwicklungsbetriebes der Nachweisbericht Flatter Analysis DT-G180-000010 erstellt und vom CVE gegengezeichnet, welcher wiederum die Basis für die Unbedenklichkeitsbescheinigung der MPL war. Die Dämpfungskurven lagen dem Entwicklungsbetrieb zu diesem Zeitpunkt nicht vor.

Nach mündlicher Absprache mit der Konstruktion wurden durch den Herstellungsbetrieb die notwendigen zusätzlichen Massen nach Zeugenaussagen in Form von Bleikügelchen mit Harz in die Ruderhörner eingeklebt. Hierzu wurde in die Rippe des Ruderhorns ein Loch geschnitten, durch das ein Steg aus GFK in das Horn eingeklebt werden konnte. Die so entstandene Kammer wurde mit dem Bleikugel-Harz-Gemisch vollständig gefüllt. Anschließend wurde die Rippe wieder mit einer GFK-Platte verschlossen. Die Gewichte und Restmomente der Ruder wurden nun bestimmt und in die Übersicht der Rudergewichte und Momente des Flugzeugs eingetragen. Der Einbau der zusätzlichen Gewichte war weder in den Bauunterlagen des Entwicklungsbetriebes beschrieben, noch gab es ein entsprechendes Standardverfahren bei dem Herstellungsbetrieb.

Nach dem Einbau der Bleikugeln ergaben sich folgende Massen:

- linkes Höhenruder: 14,9 kg inkl. ca. 4,5 kg Massenausgleich
- rechtes Höhenruder: 14,6 kg inkl. ca. 4,5 kg Massenausgleich

Bei der Festigkeitsberechnung des Höhenleitwerks (Doc SC-G 180A-552000) wurden folgende Massen berücksichtigt:

- rechtes und linkes Höhenruder, jeweils 10 kg inkl. 4 kg Massenausgleich

Eine nach dem Unfall unter Beteiligung verschiedener Experten durchgeführte Analyse der Flatterrechnung auf Basis der Ergebnisse der Standschwingversuche ergab zwei kritische Flatterfälle:

- symmetrische Höhenruderrotation gegen Steuerknüppel, gekoppelt mit der Biegeschwingung der Höhenflosse
- antisymmetrische Höhenrudertorsion, gekoppelt mit den antisymmetrischen Schwingungsformen des Höhenleitwerks

Die Analyse beschrieb, dass ab einer Geschwindigkeit von 83 % der Geschwindigkeit des Nulldurchganges der Dämpfungskurve des ungünstigeren Falles der Flatterfall eintreten konnte. Die Wahrscheinlichkeit hierfür lag nahe bei 0 und stieg mit Annäherung an die Geschwindigkeit des Nulldurchganges bis auf 1 an. Der Bereich zwischen 83 % und 100 % der Geschwindigkeit des Nulldurchganges (in diesem Fall 261 kt (483 km/h) bis 313 kt (580 km/h)) wurde in diesem Sinne als kritischer Geschwindigkeitsbereich bezeichnet.

Weiter wurde festgestellt, dass das Schadensbild am Höhenleitwerk des P2 mit denen in einer Modalanalyse für den Fall einer Höhenleitwerksbiegeschwingung ermittelten Belastungen insbesondere im Bereich der Anbindung der Ruderhörner an die Ruderfläche übereinstimmte.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

1.19.1 Rekonstruktion von Daten eines beschädigten Datenträgers

Für die Untersuchung des Unfalls war die Ermittlung von Flugdaten, wie z.B. der Fluggeschwindigkeit, von Bedeutung. Das Flugzeug verfügte über keinen Flugdatenschreiber. Jedoch war ein System für die Erfassung von Messwerten für die Flugerprobung eingebaut. Die Messwerte wurden auf mehreren

Datenträgern abgelegt. Diese waren aufprallbedingt unterschiedlich stark beschädigt. Als einzige wahrscheinlich auslesbare Quelle wurde ein Magnetband identifiziert.

Das hochgradig beschädigte Magnetband wurde mit der Unterstützung eines auf Rettung von Daten auf beschädigten Datenträgern spezialisierten Unternehmens in Deutschland bearbeitet. Die Rekonstruktion war teilweise möglich, enthielt aber nur Daten eines Zeitbereiches, in dem sich das Luftfahrzeug noch am Boden befunden hatte.

Ein weiterer Versuch zur Rekonstruktion der Daten wurde mit Unterstützung von Sony, Bereich Recording Media, (Sony) in Japan unternommen. Sony war der Hersteller des Magnetband-Laufwerks sowie Entwickler der Technologie des vorgefundenen Magnetbandes.

Folgende Stücke des beschädigten Magnetbandes wurden für den Rekonstruktionsversuch, der durch einen Mitarbeiter der BFU begleitet wurde, in das Labor des Laufwerk-Herstellers gebracht:

- Teilstück des Magnetbandes mit dem Original-Anfang (1,37 m)
- Teilstück des Magnetbandes mit Original-Ende (ca. 228,5 m)
- Neun Teilstücke des Magnetbandes (Bandschnippel)
- Magnetband mit ähnlichen Daten von einem früheren Flug

Durch Verändern der Laufwerks-Parameter war der Hersteller in der Lage, mehr als die bereits ausgelesenen Daten vom Teilstück mit dem Original-Anfang zu rekonstruieren (siehe Abb. 9).



Abbildung 7: Teile des beschädigten Magnetbandes

Foto: BFU

Des Weiteren wurde versucht, die Teilstücke (Abb. 7) auszulesen. Durch Glätten dieser Teilstücke und erneutes zusammenfügen mit einem unbeschädigten Band wurde versucht, auch von diesen Abschnitten Daten zu gewinnen.

Die Beschädigung war zu stark, um die Daten von den Teilstücken auszulesen.

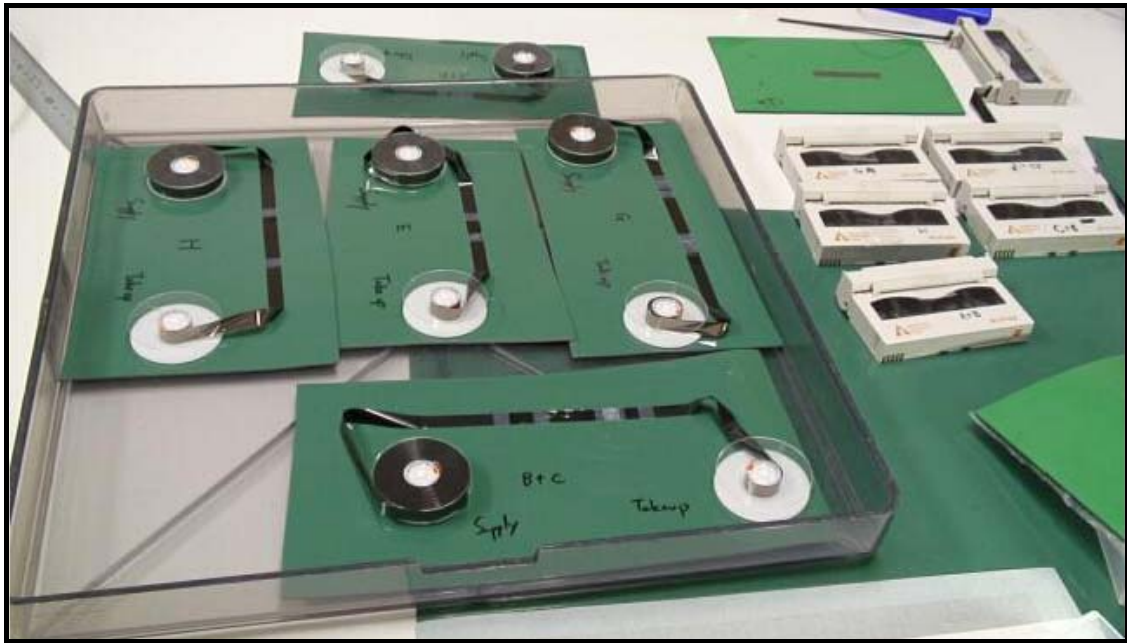


Abbildung 8: Kassetten mit den vorbereiteten Teilstücken des Magnetbandes

Quelle: BFU

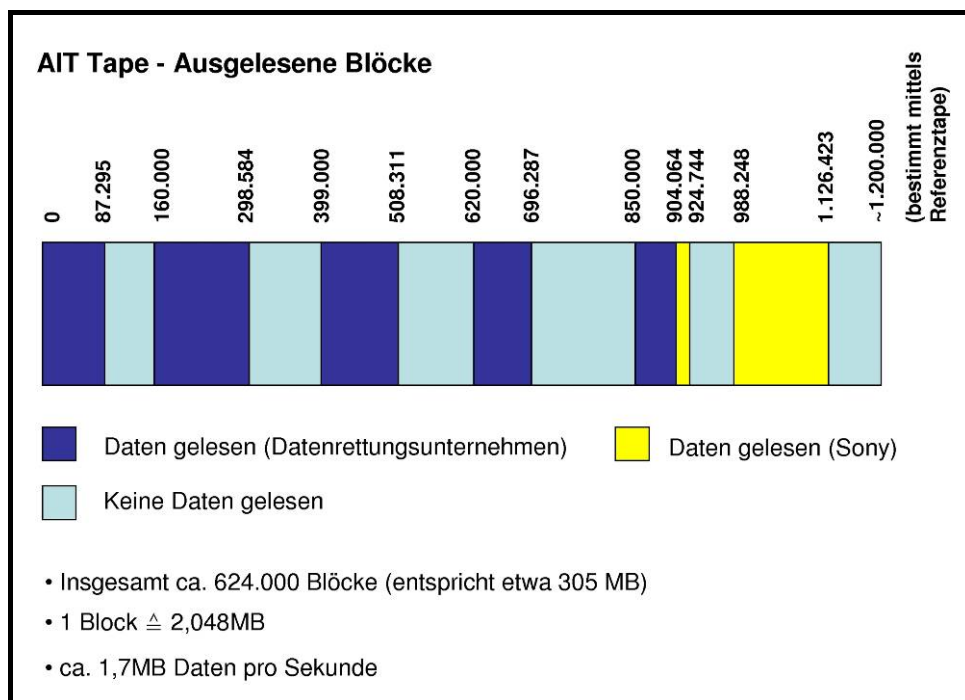


Abbildung 9: Rekonstruierte Datenblöcke (Original Anfang des Magnetbands)

Quelle: BFU

Es zeigte sich, dass durch das Verändern der Laufwerkparameter weitere Daten ausgelesen werden konnten. Die rekonstruierten Flugdaten stammten von dem Unfallflug, jedoch zeitlich vor dem Start des Luftfahrzeuges. Der eigentliche Flug befand sich auf den vorgefundenen Teilstücken des Magnetbandes und war aufgrund der aufprallbedingten Beschädigung nicht mehr auslesbar.

1.19.2 Auswertung der Triebwerksregler

Die beiden Williams Triebwerke FJ44-3A verfügten jeweils über eigene Full Authority Digital Engine Controls (FADEC) vom Typ EMC 50.

Beide FADECs wurden aus dem Wrack geborgen, um aus den nichtflüchtigen Speichereinheiten (NVM) Triebwerks-Leistungsdaten und eventuelle Fehlermeldungen auszulesen.

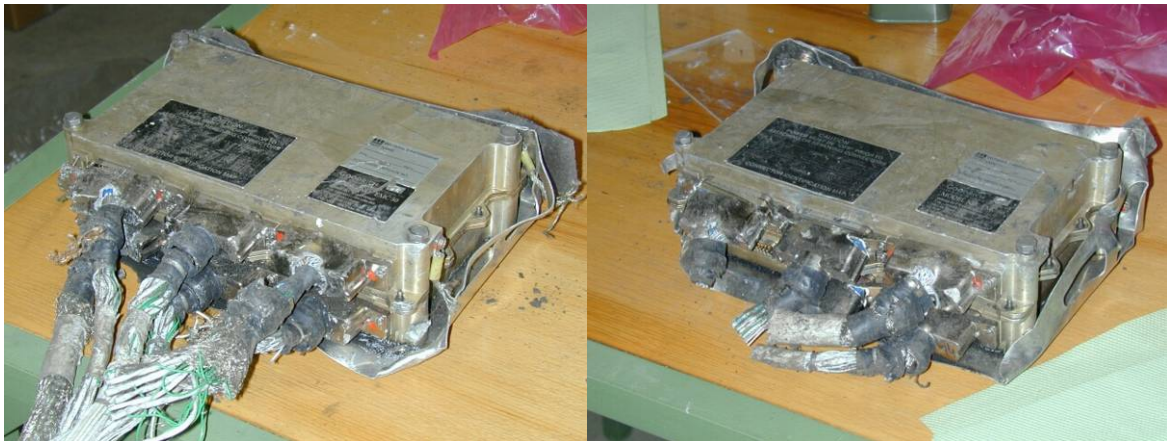


Abbildung 10: FADECs der beiden Triebwerke

Foto: BFU

Die beiden FADECs wurden unter Aufsicht des National Transportation Safety Board (NTSB) bei dem Hersteller Goodrich Engine Control Systems (GECS) ausgelesen. Das Ausleseverfahren wurde zwischen der BFU und dem Hersteller des Triebwerks abgestimmt.

Die FADEC war so konzipiert, dass Triebwerksleistungsdaten und –überwachungsdaten nicht kontinuierlich gespeichert wurden, sondern nur nach Auftreten von Fehlern und Überschreiten von Betriebsgrenzen. Des Weiteren wurde pro Flug ein so genannter „Trend Point“ gespeichert. Die FADEC konnte auch andere Daten, wie Koordinaten, Höhe und Geschwindigkeit speichern. Voraussetzung dafür war, dass diese Daten dem FADEC von den Flugzeugsystemen per ARINC 429 zur Verfügung gestellt wurden.

Bei beiden FADECs konnten Daten ausgelesen werden. Koordinaten standen auf dem ARINC-Bus nicht zur Verfügung. Die Angabe des Datums 2130 war nicht plausibel. Die Uhrzeit des Systems war nicht mit der tatsächlichen Uhrzeit synchronisiert.

Hinweise auf eine Fehlfunktion oder Überschreitung der betrieblichen Grenzen der Triebwerke gab es nicht.

1.19.3 Andere nichtflüchtige Speicher

Um weitere Daten zum Flugverlauf und Informationen über die Systemfunktionen des Flugzeuges zu erhalten, wurden in Zusammenarbeit mit dem Flugzeughersteller alle möglichen nichtflüchtigen Speicher identifiziert und aus dem Flugzeugwrack geborgen.

Folgende Speicher wurden gefunden und untersucht:

- CF-Karte aus dem KAM 500 Logger

Die zum Messwert-Erfassungssystem gehörende Speicherkarte wurde in einem beschädigten Zustand gefunden. Bei der Auswertung wurde festgestellt, dass sich auf der Platine keine auslesbaren Speicherchips mehr befanden. Die Speichereinheit war aufprallbedingt nicht mehr vollständig vorhanden.

- Handheld GPS Garmin 296

Der Pilot hatte ein Handheld Garmin GPSmap 296 mitgeführt, das beschädigt in dem Wrack gefunden wurde. Nichtflüchtige Speicher mit für die Flugwegrekonstruktion verwertbaren Daten waren aufprallbedingt von der Platine abgeschert und konnten nicht gefunden werden.

2. Beurteilung

Allgemein

Das Flugzeug befand sich noch in der Nachweisführung für die Lufttüchtigkeitsanforderungen nach den Bauvorschriften EASA CS-23 und FAA Part 23. Damit waren die endgültigen Betriebsgrenzen, Leistungs- und Lufttüchtigkeitsmerkmale sowie die mit diesen Zulassungsvorschriften verbundenen Sicherheitsreserven zum Zeitpunkt des Unfalls noch nicht gegeben bzw. nachgewiesen.

Ausschlaggebend für die Lufttüchtigkeit des Prototyps und der Sicherheitsreserven waren somit neben der Qualifikation und Erfahrung des Testpiloten die Arbeitsverfahren und Prozesse im Entwicklungs- und Herstellungsbetrieb.

Im Rahmen des Testprogramms wurden unter anderem rechnerisch ermittelte Grenzwerte für die Geschwindigkeit durch Flugversuche nachgewiesen. Auf Basis dieser Grenzwerte hatte das Luftfahrt-Bundesamt die Flugzulassung (Permit to Fly) für Flüge zur Musterzulassung sowie für Überführungs- und Vorführflüge erteilt.

Der Flug, bei dem der Unfall passierte, hatte ausschließlich den Zweck, das Flugzeug der am Flugplatz Mindelheim-Mattsies stehenden Besuchergruppe vorzuführen. Es bestand nicht die Absicht, mit diesem Flug Leistungsmerkmale und Betriebsgrenzen im Sinne der Musterzulassung nachzuweisen. Mit der Festlegung flugbetrieblicher Randbedingungen und Vorgaben für Vorführflüge durch den Flugzeughersteller sollte das Risiko eines Unfalls begrenzt werden.

Die Beurteilung einiger Fakten und Aspekte, insbesondere hinsichtlich der im Unternehmen festgelegten Verfahren in den Bereichen Konstruktion, Fertigung und Qualitätssicherung, wurde aufgrund der Insolvenz des Unternehmens auf ein Mindestmaß reduziert. Gleiches trifft zu für die Beurteilung der konstruktiven Auslegung des Höhenleitwerks des Flugzeugmusters G 180A.

2.1 Flugbetriebliche Aspekte

2.1.1 Flugverlauf und Fluggeschwindigkeit

Da es sich bei dem geplanten Flug um einen Vorführflug - und nicht um einen Testflug - handelte, war als flugbetriebliche Verfahrensanweisung die Flight Display Policy des Unternehmens anzuwenden. Aufgrund der Wetterbedingungen waren die Vorgaben für Reduced Flight Displays gültig. Mit dieser firmeninternen Betriebsanweisung war für die Durchführung des Fluges eine Maximalgeschwindigkeit von 200 kt vorgegeben und ein Steigen (performance climb) auf 1 000 ft AGL begrenzt.

Darüber hinaus bestand für Flüge unter Flugfläche (FL)100 eine generell geltende luftrechtliche Beschränkung der Geschwindigkeit auf 250 kt.

Für das Flugzeug war im Flughandbuch (AFM) eine V_{MO} von 260 kt festgelegt. Die Flight Clearance Note erlaubte für Testflüge Geschwindigkeiten bis zu 297 kt.

Die durch die Fluganweisung vorgegebene Geschwindigkeitsbegrenzung von 200 kt wurde bei dem Flug überschritten. Aus den aufgezeichneten Radardaten wurde im Gegenanflug eine Geschwindigkeit von ca. 240 kt ermittelt. Da ein Überflug mit hoher Geschwindigkeit erfolgen sollte, kann davon ausgegangen werden, dass das Flugzeug im weiteren Flugverlauf beschleunigte.

Die mit dem Prototyp P1 in der Vergangenheit durchgeführten Vorführflüge zeigten in dieser Phase eine Zunahme der Geschwindigkeit auf maximal 270 kt.

Die BFU geht davon aus, dass bei Eintritt des Ereignisses (Flutterfall) die Geschwindigkeit des Flugzeuges mindestens 240 kt betragen hat, aber wahrscheinlich nicht oberhalb von 270 kt gelegen hat. Aufgrund fehlender objektiver Messdaten (Flugdatenschreiber, Telemetrie, GPS) kann eine höhere Geschwindigkeit jedoch nicht mit Sicherheit ausgeschlossen werden.

2.1.2 Verlust der Steuerbarkeit

Der Verlust der Höhenruder und von Teilen der Höhenflosse führte zu einer Drehung um die Querachse nach unten, die durch den Piloten nicht korrigierbar war.

Es gab keine Hinweise auf ein Versagen der Triebwerke oder auf Fehlfunktionen der Flugzeugsysteme, die das Flugzeug in eine für den Testpiloten nicht mehr kontrollierbare Fluglage hätten bringen können.

2.2 Qualifikation und Erfahrung des Piloten

Der Pilot war für die Tätigkeit als Testpilot im Unternehmen entsprechend ausgebildet. Im Handbuch des Entwicklungsbetriebes war er als Cheftestpilot für die Erprobung des Flugzeugbaumusters und als stellvertretender Leiter der Abteilung Flugerprobung benannt sowie durch die Zulassungs- und Aufsichtsbehörde akzeptiert. Er verfügte über die dafür notwendigen Lizenzen.

Durch seine berufliche Laufbahn beim Militär und die anschließende Tätigkeit als ziviler Testpilot verfügte er über die für diese Aufgabenstellung notwendigen Voraussetzungen. Dadurch, dass er die Entwicklung der G180 von Anfang an begleitet und auch den Erstflug durchgeführt hatte, war er mit dem Flugzeug sehr vertraut.

Formal waren die Bedingungen an die fliegerärztliche Tauglichkeit nicht erfüllt, da nur das Tauglichkeitszeugnis der Klasse 2 vorlag. Zweifel an der flugmedizinischen Tauglichkeit lagen nicht vor.

2.3 Luftfahrzeug

Die für das Muster Grob G180 A angestrebten Flugleistungen waren mit dem Prototypen P2 noch nicht erreicht. So hatte die für das Muster angestrebte Geschwindigkeit von V_D 338 kt für die Zulassung und den Betrieb des Prototypen P2 keine Bedeutung.

2.3.1 Nachweis der Luftzerlegung

Der Aufprall auf dem Erdboden erfolgte mit hoher Geschwindigkeit mit einem relativ flachen Aufprallwinkel. Die Längsachse war hierbei nach unten geneigt und die Tragflächen horizontal ausgerichtet. Aufgrund der Lage der Wrackteile ergab sich eine Flugrichtung von 280°.

Die größeren Teile des Höhenleitwerkes, wie Ruder und Beplankung, die einige hundert Meter vor der Unfallstelle unterhalb oder direkt neben dem durch Zeugen und Aufschlagspuren belegten Flugweg gefunden wurden, haben sich bereits im Fluge vom Flugzeug getrennt. Der genaue Zeitpunkt oder Ort ließ sich nicht bestimmen, die Trennung muss aber erfolgt sein, bevor das Flugzeug den späteren Fundort der Teile überflogen hat.

Die im Abstand von bis zu einem Kilometer östlich der Unfallstelle gefundenen Kleinstteile wie Kohlefaserschnipsel sind sehr wahrscheinlich beim Aufprall emporgeschleudert und vom Wind nach Osten verweht worden.

Der Verlust der Höhenrudder hat dazu geführt, dass das Flugzeug um die Querachse nicht mehr steuerbar war. Die Verkleinerung der Leitwerksfläche und der Verlust der verschiedenen Beplankungsteile führten außerdem zu einer Reduzierung des vom Höhenleitwerk erzeugten Abtriebes, sodass sich die Nase des Flugzeuges senkte.

2.3.2 Zerlegung des Höhenleitwerks

Die Zerlegung des Höhenruders im Fluge erfolgte innerhalb eines Zeitraums von weniger als einer Sekunde. Beleg hierfür war die Verteilung der im Fluge abgetrennten Teile auf der relativ kleinen Fläche von 100m x 50 m.

Das zwischen den Höhenleitwerksteilen und der Unfallstelle gefundene linke Ruderhorn mit Ausgleichsgewicht legte nach dem Ablösen vom Flugzeug eine größere Distanz als die übrigen Teile zurück, weil das Bauteil ein günstigeres Verhältnis zwischen Masse und Luftwiderstandsbeiwert hatte als die übrigen Teile des Höhenleitwerks. Es wurde somit in der Luft nicht so stark abgebremst. Der ca. 300 m von den übrigen Teilen entfernte Fundort des linken Ruderhorns stand somit im Einklang mit der Annahme, dass sich alle Teile zeitgleich vom Flugzeug gelöst haben.

Sowohl das Bild der Wrackverteilung an der Unfallstelle als auch das Schadensbild des Höhenleitwerks (Abbildungen 3, 4, 5, 6) belegten ein schnell ablaufendes Versagen an verschiedenen Stellen der Struktur.

2.3.3 Flattern des Höhenruders

Die Befunde am Höhenleitwerk und der Verlauf der Zerlegung lassen aus der Sicht des Untersuchungsteams und der beteiligten Experten den alleinigen Schluss zu, dass es im Fluge zu einer Zerlegung des Höhenleitwerkes durch Flattern gekommen war.

Nach Ergebnissen der Flatterbeurteilung zur Aufnahme der Flugerprobung (Anlage), den rechnerisch ermittelten Dämpfungskurven und der Flutter Analysis Evaluation AC 23.629-1B in Verbindung mit der Bauvorschrift CS-23 ergab sich ein Geschwindigkeitswert von 313 kt, bei dem der Flatterfall mit der Wahrscheinlichkeit von 100% eingetreten wäre. Diese Geschwindigkeit wurde nach den Erkenntnissen der BFU nicht erreicht.

Die ermittelte Geschwindigkeit, ab der ein Flatterfall nach AC 23.629 rechnerisch hätte eintreten können (Wahrscheinlichkeit >0%), lag bei 261 kt. Diese Geschwindigkeit wurde bei dem Flug wahrscheinlich erreicht bzw. überschritten.

Da die geflogene Geschwindigkeit nach den Erkenntnissen der BFU sich im Bereich zwischen 240 kt und 270 kt bewegt hat, geht die BFU davon aus, dass der Flatterfall durch eine zu hohe Geschwindigkeit eher unwahrscheinlich war.

Nicht ausgeschlossen werden konnte, dass sich die kraftschlüssige Verbindung der nachträglich eingebrachten Höhenruder-Ausgleichsmassen bereits vorher gelöst hatte. In diesem Fall hätte sich der kritische Geschwindigkeitsbereich zu niedrigeren Geschwindigkeiten hin verschoben.

Es bestehen Zweifel, ob das Einbringen der Zusatzmassen in Form von in Harz eingebetteten Bleikügelchen für dieses Flugzeug die geeignete Lösung war.

Der nachträgliche Einbau der zusätzlichen Ausgleichsmasse wurde in der Festigkeitsberechnung (Doc SC-G 180A-552000) nicht hinreichend berücksichtigt. Die Möglichkeit einer daraus resultierenden Vorschädigung wurde durch die BFU nicht untersucht. Eine mögliche Vorschädigung hätte den kritischen Geschwindigkeitsbereich gleichfalls herabgesetzt.

Die Berücksichtigung der höheren Massen in der Festigkeitsberechnung wäre notwendig gewesen.

Der Flatterfall, der eine willkürliche Kombination zwischen mehreren Eigenschwingungsformen ist, kann durch eine kleine aerodynamische Störung ausgelöst werden. Es könnte beispielsweise eine Turbulenz oder Steuereingabe gewesen sein.

2.3.4 Aufzeichnung von Daten

Aufgezeichnete Daten über den Flugverlauf sowie über Leistungs- und Systemverhalten des Flugzeuges standen mit Ausnahme der Radardaten für die Untersuchung des Unfalls nicht zur Verfügung, da ein Flugdatenschreiber nicht eingebaut war. Insbesondere die Aufzeichnung der Fluggeschwindigkeit wäre für die Analyse des Flatterverhaltens von Bedeutung gewesen.

Auch ein Cockpit Voice Recorder für die Tonaufzeichnungen im Cockpit, der Aufzeichnung von Geräuschen sowie des Sprechfunkverkehrs wäre für die Untersuchung hilfreich gewesen.

Ersatzweise hätte eine für Flugerprobungen übliche Datenübertragung mit einer Telemetrieinrichtung Flugdaten liefern können.

2.3.5 Rettungssystem

Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades konnte nicht festgestellt werden, ob der Pilot das Rettungssystem ausgelöst hat. Sehr wahrscheinlich hatte er in diese Flugphase bei einem schnellen Ablauf der Zerlegung des Höhenleitwerks keine Möglichkeit, das System zu aktivieren.

Der im gepackten Zustand im Wrack vorgefundene Rettungsschirm beweist, dass auch dieser nicht ausgelöst wurde.

2.3.6 Notsender (ELT)

Der Notsender konnte kein Notsignal abstrahlen, weil intern eine Steckverbindung für die Antennenleitung und extern die Kabelverbindung zwischen Notsender und Antenne durch den Aufschlag beschädigt waren.

Die konstruktive Auslegung der 406 MHz-Notsender mit einer externen Antenne und einer ungeschützten Kabelverbindung ist nach Auffassung der BFU für den Einbau in Flugzeugen wenig geeignet. Auch wenn ein funktionierender Notsender bei diesem Unfall keinen Einfluss auf die Überlebenschance gehabt hätte, zeigte sich dieser konstruktive Mangel des Notsender-Systems.

2.4 Spezifische Bedingungen zum Unfallzeitpunkt

2.4.1 Wettersituation

Ausgehend von den vorliegenden Informationen über das Wetter in der Umgebung des Flugplatzes herrschten unterhalb der Wolkenbasis, die sich zwischen 2 900 ft MSL und 3 000 ft MSL befand, Sichtflugbedingungen.

Die aufgezeichneten Radarziele belegen, dass das Flugzeug zeitweise im Bereich der Wolkenbasis geflogen ist. Es ließ sich nicht beurteilen, ob zu diesem Zeitpunkt und in dieser Höhe Sichtflugbedingungen gegeben waren.

Nach dem Eindrehen in den Queranflug war das Flugzeug frei von Wolken. Damit hatte die Wetterlage keinen unmittelbaren Einfluss auf das Unfallgeschehen.

2.4.2 Demonstrationsflug

Das Ziel des Vorführfluges war die Präsentation des Flugzeuges und seiner Flugleistungen für eine Besuchergruppe und für potentielle Kaufinteressenten. Der Flugweg und -verlauf hätte in Übereinstimmung mit der Flight Display Policy, Reduced Flight Display, erfolgen müssen.

Die dort vorgegebene maximale Fluggeschwindigkeit von 200 kt wurde jedoch mit 240 kt um 20 % überschritten. Auch die in der Flight Display Policy unter 8.2 f geforderte Mindestwolkenhöhe von 1 500 ft AGL war nicht gegeben. Der Abstand zu Wolken von 500 ft vertikal wurde wahrscheinlich nicht eingehalten.

Aufgrund der in der Flight Display Policy vorgegebenen Grenzwerte hätte der Flug bei diesen Wetterbedingungen nicht durchgeführt werden dürfen. Für den Unfall war die Nichtbeachtung der flugbetrieblichen Anweisung jedoch nicht ursächlich.

2.5 Sicherheitsmechanismen

2.5.1 Zulassungsbasis und Bauvorschriften

Bei dem Projekt, ein durch Strahltriebwerke angetriebenes Flugzeug aus kohlefaserverstärktem Kunststoff für bis zu neun Fluggäste mit einer Reisegeschwindigkeit von $V_c = 270$ kt (0,7 Mach) zur

Serienreife zu bringen, waren durch den Entwicklungs- und Herstellungsbetrieb eine Vielzahl neuer Technologien umzusetzen.

Die Bauvorschriften EASA CS-23 und FAA Part 23 waren als Zulassungsbasis für das Flugzeug grundsätzlich geeignet, mussten aber aufgrund der besonderen Anforderungen durch die Neuartigkeit des Projektes und die Spezifikation des Flugzeuges im Detail in vielen Punkten durch Certification Review Items (CRI) und Special Conditions ergänzt werden.

2.5.2 Verfahrensanweisungen

Für die Entwicklung und Herstellung waren umfangreiche Verfahren festgelegt und in den jeweiligen Handbüchern beschrieben. Die Beschreibungen waren fundiert und praktikabel.

Die Untersuchung zeigte jedoch, dass die gegebenen Verfahren nicht immer umgesetzt wurden. Die Gründe dafür lagen in der nicht ausreichenden Kommunikation innerhalb des Unternehmens als auch in den unternehmensspezifischen Rahmenbedingungen.

Da aufgrund der Insolvenz des Unternehmens der Entwicklungs- und Herstellungsbetrieb nicht mehr in seiner ursprünglichen Form besteht, wurden die Hintergründe hierfür nicht weiter untersucht.

2.5.3 Nachweisführung der Flatterfestigkeit

Der nach CS-23.629 (c) geforderte rechnerische Nachweis der Flatterfreiheit für alle Geschwindigkeiten bis $1,2 V_D$ stellt eine Forderung für die Zulassung eines Flugzeugmusters dar. Dafür wird an einem einzelnen Flugzeug ein Standschwingversuch durchgeführt und auf Basis der gemessenen Werte die Flatterberechnung durchgeführt. Mit dem Faktor 1,2 sollen messtechnische und rechnerische Ungenauigkeiten, Fertigungstoleranzen innerhalb der Serienfertigung und Veränderungen durch Alterung berücksichtigt werden.

Die Unbedenklichkeitsbescheinigung des Unterauftragnehmers für Geschwindigkeiten bis zu 297 kt (550 km/h) berücksichtigte nur einen Faktor von 1,05. Da die Toleranzen der Serienfertigung und Veränderungen durch Alterung für die Freigabe dieses Prototyps keinen Einfluss hatten, war eine Reduzierung des Faktors plausibel. Ob die Größenordnung der Reduzierung von 1,2 auf 1,05 angemessen war, wurde bei der Untersuchung nicht nachvollzogen.

Nach Auffassung der BFU hat sich der Unfall unterhalb der Geschwindigkeit von 270 kt ereignet, d.h. ein Flattertest im Flugversuch für die Maximalgeschwindigkeit von 293 kt hätte für diesen Geschwindigkeitsbereich keine Aussagekraft.

Folgende Umstände können zu einer Reduzierung der Flatterfestigkeit (der Geschwindigkeiten des kritischen Bereichs) geführt haben:

- Vorschädigung des Ruderhorns im Bereich des Übergangs zur Ruderfläche.
- Eine gelöste Verbindung zwischen Ausgleichsmasse und Struktur.

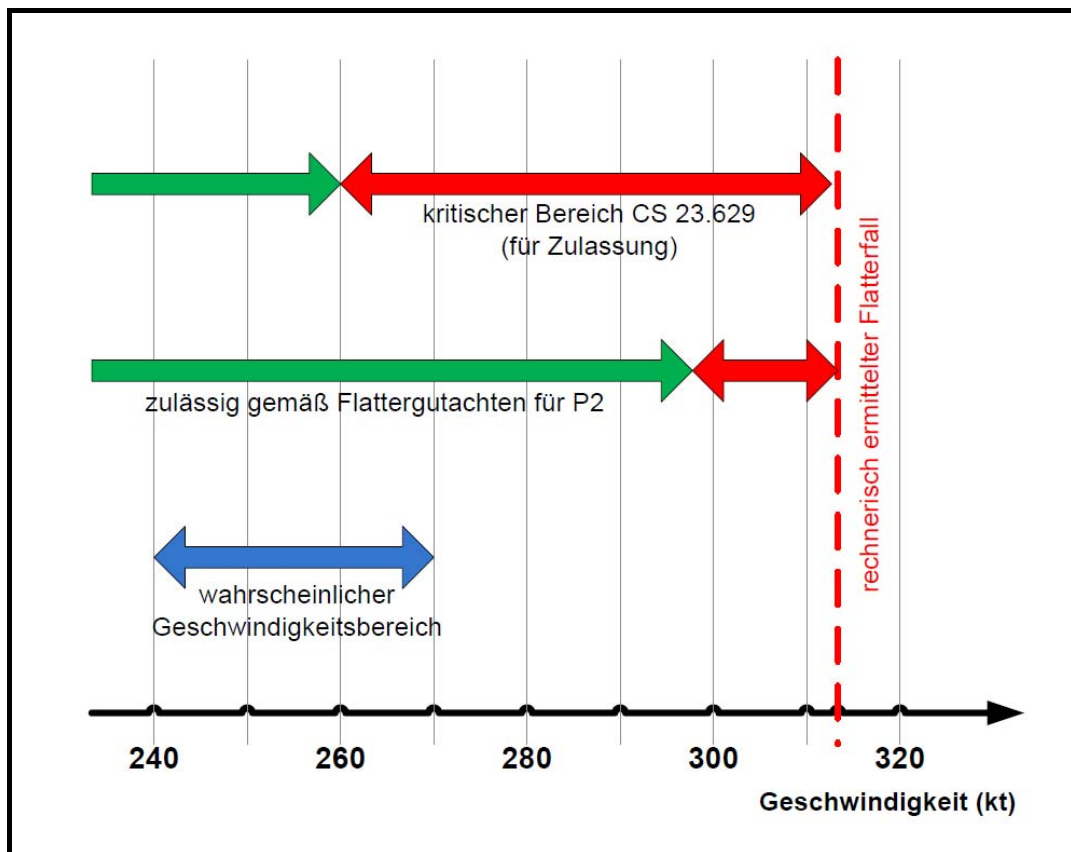


Abbildung 11: Übersicht der Geschwindigkeiten für die Flutterbetrachtung

Quelle: BFU

2.5.4 Flugbetriebliche Verfahren

Das Unternehmen hatte die Notwendigkeit erkannt, für die Durchführung von Vorführflügen verbindliche Vorgaben festzulegen. Mit der Flight Display Policy wurden unter Berücksichtigung der Luftraumstruktur und der aktuellen Wetterbedingungen verschiedene Randbedingungen vorgegeben.

Obwohl die Flight Display Policy erst drei Tage vor dem Unfall im Unternehmen in Kraft gesetzt wurde, war der Inhalt dem Piloten bekannt. Die Festlegungen wurden bereits vor dem Unfallflug mehrfach diskutiert.

Der Pilot war aus Sicht der BFU fachlich in der Lage, unter den gegebenen Wetterbedingungen den Flug durchzuführen. Er war motiviert, das Flugzeug den Beobachtern im Fluge zu demonstrieren und hat dabei die nach den Vorgaben zu geringe Wolkenhöhe und die damit verbundenen Risiken in Kauf genommen. Die verfahrensbedingten Vorgaben standen für die Entscheidungsfindung offensichtlich nicht im Vordergrund.

2.5.5 Qualitätssicherung

Zu dem Entwicklungs- und Herstellungsbetrieb gehörte ein Qualitätsmanagement. Die Nichteinhaltung von unternehmensintern festgelegten Verfahren wurde durch die Mechanismen der Qualitätssicherung nicht erkannt bzw. nicht abgestellt. Dieses Defizit wurde im Rahmen der Untersuchung sowohl hinsichtlich technischer als auch flugbetrieblicher Verfahren erkannt.

2.6 Organisatorische Rahmenbedingungen

Das Unternehmen war als Entwicklungsbetrieb zertifiziert und verfügte somit über die formalen Voraussetzungen für die Entwicklung des Flugzeuges.

Die Einbindung des Unterauftragnehmers für den Nachweis der Flattersicherheit war in dem Entwicklungsbetriebshandbuch klar und deutlich beschrieben. Danach war der CVE verantwortlich für die Prüfung der Richtigkeit der Berechnungsarbeiten einschließlich der Zahlenwerte. Auch die Überprüfung von Rechenprogrammen anhand von Vergleichsrechnungen und Versuchsauswertungen lag in seinem Aufgaben- und Verantwortungsbereich. Die Wahrnehmung dieser Aufgaben durch den CVE war nach Ansicht der BFU nicht gegeben und nicht möglich. Er konnte diese Bewertung nicht durchführen, weil er die erforderlichen Kenntnisse und die notwendigen Unterlagen dafür nicht hatte. Eine Überprüfung der Ergebnisse auf Plausibilität durch Auswertung der Diagramme (Anlagen 3 und 4) wäre jedoch möglich und erforderlich gewesen. Das Ausstellen der Flight Clearance Note ausschließlich aufgrund der Mitteilung der Zahlenwerte per Fax war nicht ausreichend.

Da die Ergebnisse der Flatterberechnungen üblicherweise als Geschwindigkeitswerte ohne Diagramme übermittelt wurden, war die Möglichkeit einer fundierten Bewertung nicht gegeben. Damit war die Nachvollziehbarkeit der Ergebnisse und die fachlich notwendige Interpretation der errechneten Werte nicht möglich. Dadurch bestand ein Risiko, dass die in der Flight Clearance Note aufgeführten Geschwindigkeitsgrenzen fehlerhaft sein konnten.

Das Qualitätsmanagement des Unternehmens hat dieses Risiko nicht erkannt und abgestellt.

3. Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot war für die Durchführung des Fluges ausreichend lizenziert und qualifiziert. Er war mit dem Flugzeug vertraut.
- Es gab keine Hinweise auf eine gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten, die für den Unfall ursächlich sein könnten.
- Die Nachweisführung für Lufttüchtigkeitsanforderungen nach den Bauvorschriften EASA CS-23 und FAA Part 23 war noch nicht abgeschlossen. Endgültige Betriebsgrenzen sowie geplante Leistungs- und Betriebsmerkmale waren für das Flugzeug noch nicht nachgewiesen.
- Das Flugzeug war durch das Luftfahrt-Bundesamt für Flüge zur Musterzulassung und für Überführungs- und Vorführflüge zugelassen (Permit to Fly).
- In Verbindung mit der Flight Instruction 90002/1 und der Flight Clearance Note No. 90002/3 waren Flüge in Meereshöhe bis zu einer Geschwindigkeit von 297 kt zugelassen.
- Für den Vorführflug bei der gegebenen Wettersituation waren die in der Flight Display Policy festgelegten Vorgaben für ein Reduced Flight Display anzuwenden. Damit war eine maximale Fluggeschwindigkeit von 200 kt einzuhalten.
- Die wahrscheinlich geflogene Geschwindigkeit lag zwischen 240 kt und 270 kt.

- Der kritische Geschwindigkeitsbereich im Sinne der Nachweisführung für die Flatterfreiheit nach den Vorgaben für die Musterzulassung lag zwischen 261 kt und 313 kt. Der hierbei vorgegebene Sicherheitsfaktor (AC 23.629) war jedoch nicht zwingend anzuwenden.
- Gemäß Flattergutachten und Flight Clearance Note durfte eine Maximalgeschwindigkeit von 297 kt geflogen werden.
- Die wahrscheinlich geflogene Geschwindigkeit lag unterhalb der Maximalgeschwindigkeit laut Flattergutachten, kann aber den kritischen Bereich im Sinne der Vorgaben für die Musterzulassung erreicht haben.
- Es kam im Fluge zu einer Zerlegung des Höhenleitwerks durch Flattern.
- Die rechnerische Nachweisführung der Flattersicherheit war plausibel.
- Eine Kontrolle und Überwachung des Unterauftragnehmers für die Nachweisführung der Flattersicherheit durch den Entwicklungsbetrieb hat es nicht gegeben.
- Eine Reduzierung der kritischen Geschwindigkeit (möglicher Eintritt des Flatterfalls) durch Lösen der kraftschlüssigen Verbindung der nachträglich eingebauten Ausgleichsmassen im Fluge konnte nicht ausgeschlossen werden.
- Eine Reduzierung der kritischen Geschwindigkeit (möglicher Eintritt des Flatterfalls) durch eine Vorschädigung der Struktur im Bereich des Übergangs zwischen Ruderhorn und Ruderfläche aufgrund unzureichender Dimensionierung bzw. Festigkeitsberechnung der Struktur konnte nicht ausgeschlossen werden.
- Die Stellung der Landeklappen und die Position des Fahrwerks konnten aufgrund des hohen Zerstörungsgrads nicht bestimmt werden. Der geplante schnelle Überflug über den Flugplatz bedingte jedoch eingefahrene Landeklappen und ein eingezogenes Fahrwerk.
- Es gab keine Hinweise auf einen Brand oder eine Explosion im Fluge. Alle Brandspuren an den Wrackteilen waren auf einen Aufschlagbrand zurückzuführen.
- Die Feststellungen am Notsender hatten bei diesem Unfall keinen Einfluss auf die Zeitdauer der Suche, wiesen aber auf einen konstruktiven Mangel des Notsender-Systems hin.

3.2 Ursachen

Der Unfall ereignete sich, weil es im Fluge zu einer Zerlegung des Höhenleitwerks durch Flattern kam und das Flugzeug in der Folge nicht mehr steuerbar war.

Die Umstände, die zum Flatterfall geführt haben, konnten aufgrund fehlender Flugdaten und begrenzter Untersuchungsmöglichkeiten nicht eindeutig festgestellt werden.

4. Sicherheitsempfehlungen

Die BFU hat folgende Sicherheitsempfehlungen herausgegeben:

Empfehlung Nr. 12/2010:

Der Besitzer der Konstruktionsunterlagen und Nachweise für die Musterzulassung des Flugzeugmusters Grob G 180A sollte bei Fortführung des Projektes die Konstruktion und technische Auslegung des Höhenleitwerks im Hinblick auf die aerodynamische Wirksamkeit, die Flatterfreiheit sowie auf die Festigkeit eingehend prüfen und gegebenenfalls neu entwickeln.

Empfehlung Nr. 13/2010:

Das Luftfahrt Bundesamt sollte für Flugzeuge mit einer höchstzulässigen Startmasse von mehr als 5 700 kg, die zum Zwecke der Flugerprobung vorläufig zum Verkehr zugelassen werden, Flight Data Recorder (FDR) und Cockpit Voice Recorder (CVR) fordern. Ersatzweise könnte eine unterbrechungsfreie Übertragung der Flugdaten mittels Telemetrie akzeptiert werden.

Empfehlung Nr.: 14/2010

Die European Aviation Safety Agency (EASA) sollte dafür sorgen, dass Flugzeuge mit einer höchstzulässigen Startmasse von mehr als 5 700 kg während der gesamten Flugerprobung für die Musterzulassung sowie bei Vorführflügen mit einem Flugdatenschreiber (FDR) und Cockpit Voice Recorder (CVR) ausgerüstet sind. Ersatzweise könnte eine unterbrechungsfreie Übertragung der Flugdaten mittels Telemetrie akzeptiert werden.

Empfehlung Nr. 15/2010:

Die European Aviation Safety Agency (EASA) und nationalen Luftfahrtbehörden sollten die Einbindung von Unterauftragnehmern in die Organisation des Entwicklungsbetriebes bei der Konstruktion von Flugzeugen nach EASA Part21, 21A.239, im Hinblick auf die Kontrolle und Überwachung prüfen und gegebenenfalls regulierend eingreifen.

Empfehlung Nr.: 18/2009

Die Internationale Zivilluftfahrt Organisation (ICAO) sollte im Anhang 6, Teil II und III, oder im Anhang 10, Teil III, fordern, dass 406-MHz-Notsender (ELT) für Luftfahrzeuge über eine zusätzliche interne Antenne verfügen oder die externe Antenne konstruktiv so gestaltet wird, dass auch nach einem Unfall mit dem Luftfahrzeug die Abstrahlung des Notsendersignals möglichst gewährleistet ist.

Empfehlung Nr.: 19/2009

Die European Aviation Safety Agency (EASA) und die Federal Aviation Administration (FAA) sollten sicherstellen, dass bei Neuinstallationen und Nachrüstungen von 406-MHz-Notsendern (ELT) in Luftfahrzeugen nur Notsender mit einer zusätzlichen internen Antenne eingebaut werden oder die externe Antenne konstruktiv so gestaltet wird, dass auch nach einem Unfall mit dem Luftfahrzeug die Abstrahlung des Notsendersignals möglichst gewährleistet ist.

Braunschweig, den 10 April 2010

Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung

Im Auftrag

Johann Reuß

Untersuchungsführer

An der Untersuchung haben folgende Mitarbeiter mitgewirkt:

Thomas Kostrzewa (Fachgruppe Flugzeug)

Philipp Lampert (Fachgruppe Daten)

Andreas Wilke (Fachgruppe Flugbetrieb)

5. Anlagen

Anlage 1: Drei-Seiten-Ansicht des Flugzeugs

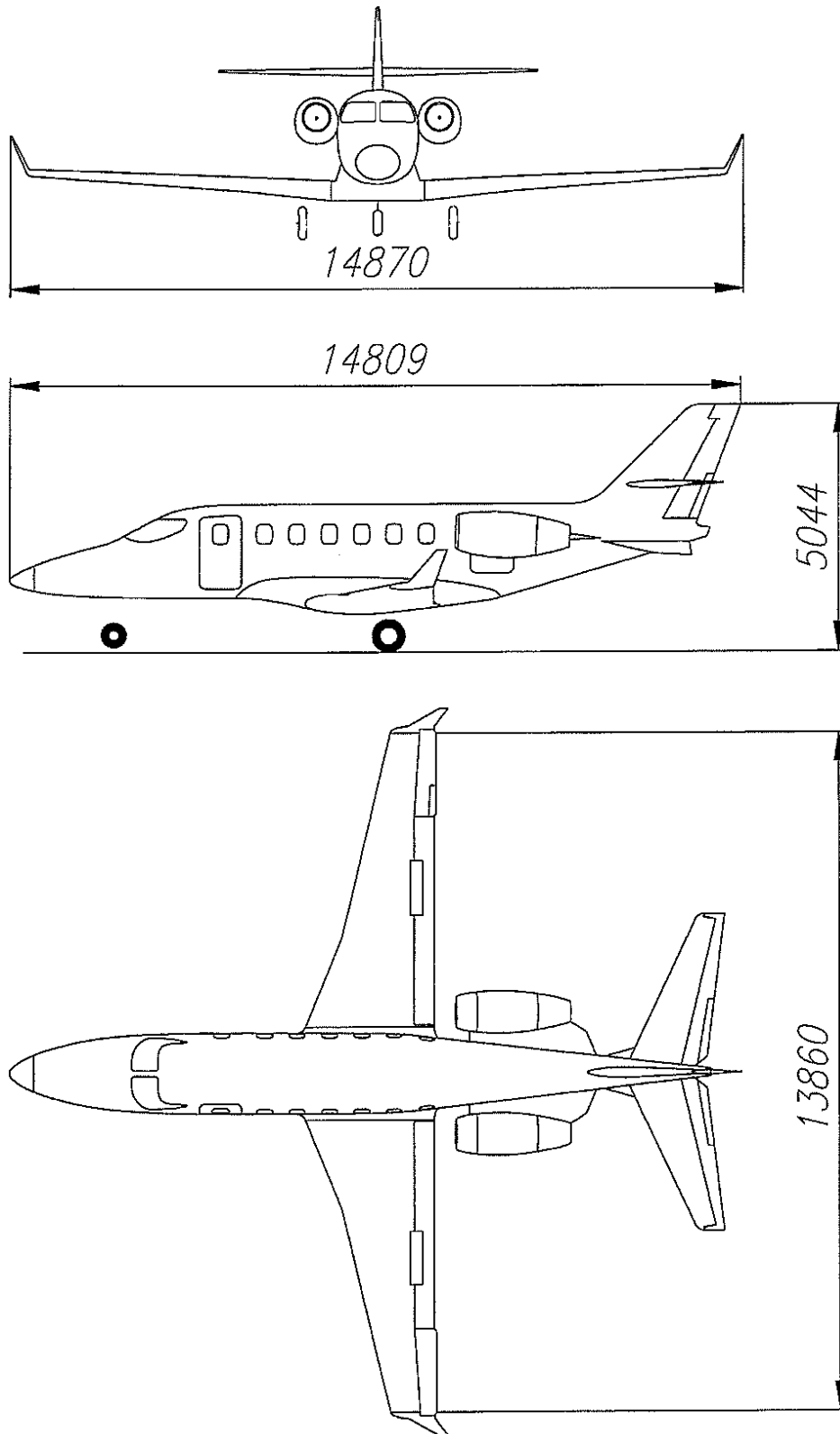
Anlage 2: Auszüge aus AC 23.629-1B

Anlage 3: Dämpfungskurve: Symmetric Normal Mode 0 m

Anlage 4: Dämpfungskurve: Asymmetric Normal Mode 0 m

Anlage 5: Unbedenklichkeitsbescheinigung in Bezug auf Flatterfreiheit

Drei-Seiten-Ansicht



Auszüge aus AC 23.629-1B

(9) Flutter Analysis Evaluation. The resulting output of flutter analysis consists of a number of theoretical damping values (g) with associated airspeeds and flutter frequencies.

(10) Various cross plots of these values among themselves and versus varied input parameters allow a study of trends. Common plots are: damping versus equivalent airspeed (V-g plots), control surface balance versus flutter speed, modal frequency versus flutter speed, altitude versus flutter speed, etc. Normally only the critical items will be extensively compared.

(11) Of particular importance is evaluating the crossing of a damping velocity (V-g) curve toward the unstable region, through the zero damping line. The typical critical V-g curve will first become increasingly stable with increasing speed, then the damping will decrease and finally cross the zero damping line as in curves 3 and 4 in Figure 1-1. Figure 1-1 shows some typical characteristics.

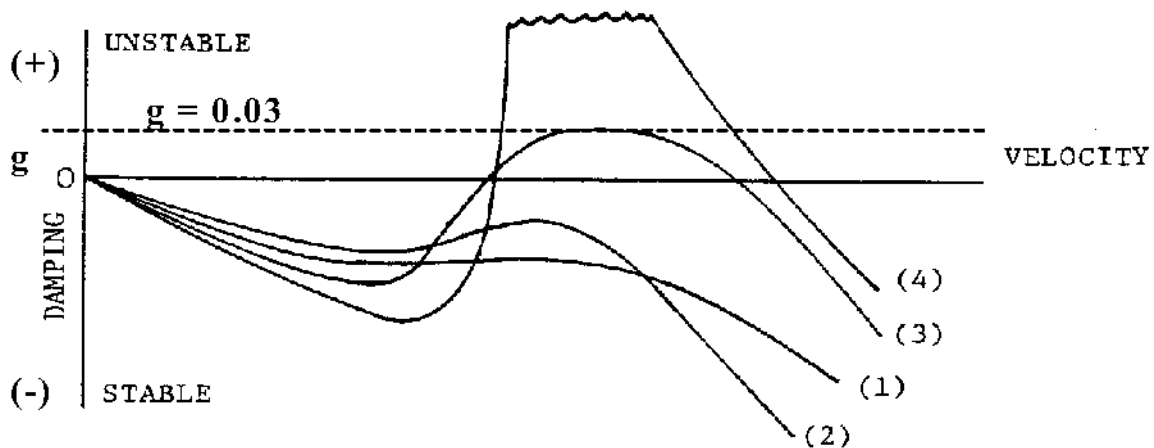


Figure 1-1. Flutter Analysis Evaluation

(12) Curves 1 and 2 show slight trends toward instability, but do not approach actual instability.

(13) Curve 3 crosses the stability axis but, depending on the inherent structural damping, may or may not actually become unstable. Curve 4 is obviously unstable and probably violent, since its slope is steep as it passes through the zero damping line. In actual flight it may be a few miles an hour or so between completely stable and extremely unstable explosive flutter. Flight tests are not advisable when this type of plot is observed inside or at the boundary of the flight envelope.

(14) Much can be learned from V-g and V-f plots. Absolute values should be viewed with some reserve as there is no perfect one-to-one correspondence of the analytical parameters and flight parameters. Equally important is the rate of approach to instability (slope of curve).

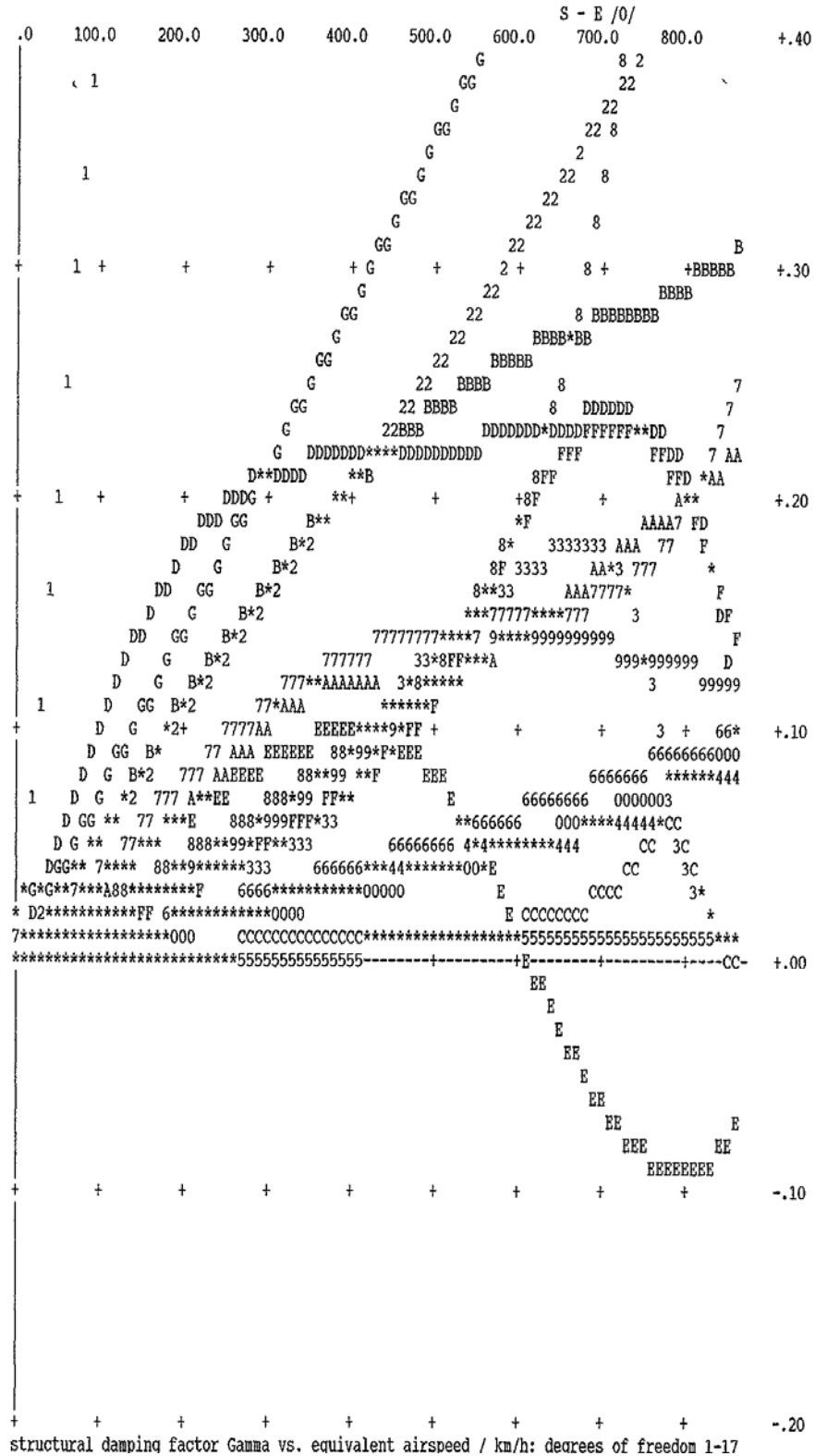
(15) The general practice is to use a damping value of $g = +0.03$ (as the inherent structural damping) in the V-g plots. In Figure 1, an assumed value for the inherent structural damping value of $g = +0.03$ would be a positive value. However, this value should be used with caution if the slope of the curve is steep (damping decreases very rapidly with an increase in airspeed) between $g = 0$ and $+0.03$. In cases where the slope is steep (generally this would be a decrease in damping of 50 percent for a 5-10 knot airspeed increase), it is suggested that the $g = 0$ airspeed be at least $1.2 V_D$. Freedom from flutter should be shown to $1.2V_D/1.2M_D$.

(16) For damping curves such as (3), which peak out below $1.2 V_D$, the predicted damping should be no more unstable than $g = +0.02$ unless justification is provided by other acceptable means.

Anlage 3

Dämpfungskurve: Symmetric Normal Mode 0 m

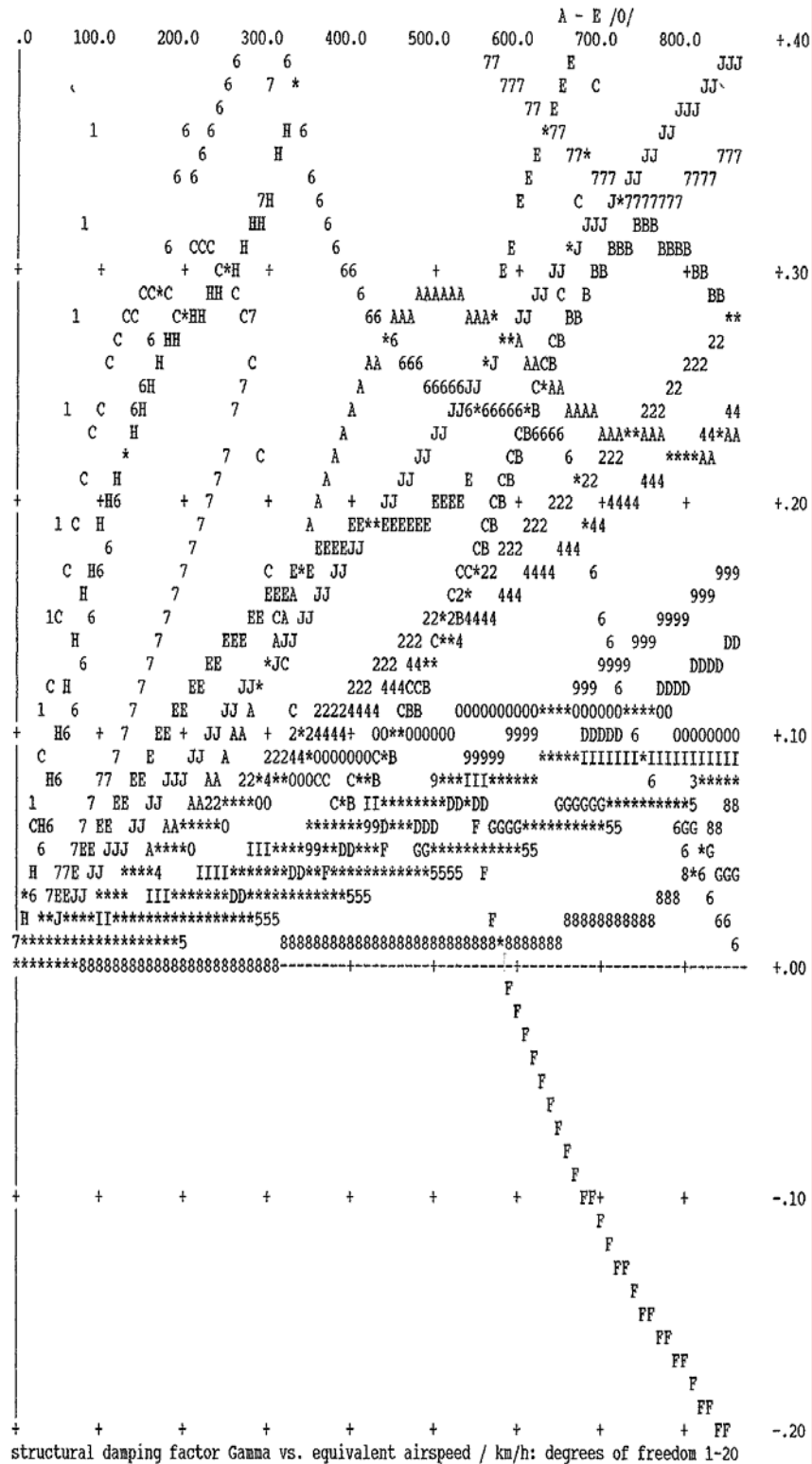
Mit E = Kurve der Schwingung Höhenruder gegen Steuerknüppel



Anlage 4

Dämpfungskurve: Asymmetric Normal Mode 0 m

Mit F = Kurve der Schwingung Höhenruderrandbogen gegen Trimmklappe



Unbedenklichkeitsbescheinigung in Bezug auf Flatterfreiheit

**Flatterbeurteilung zur Aufnahme der Flugerprobung
des Motorflugzeugs G 180A**

Die Eigenschwingungen der G 180A wurden in einem Standschwingungsversuch (27.-30. 8. 2006) gemessen. Basierend auf diesen gemessenen Kenngrößen der Eigenschwingungen wurde die Flatterstabilität der G 180 rechnerisch bis 818 km/h und bis zu einer Flughöhe von 12 500 m untersucht.

Gegen die Aufnahme der Flugerprobung bis zu einer Fluggeschwindigkeit von

$V = 550 \text{ km/h EAS} = 710 \text{ km/h TAS}$ (mit eingefahrenen Landeklappen)

und bis zu einer Flughöhe von 5000 m bestehen keine Bedenken. Oberhalb der Flughöhe 5000 m bis zur max. Flughöhe von 12 500 m beträgt die max. wahre und äquivalente Fluggeschwindigkeit

710 km/h TAS = 363 km/h EAS in der Flughöhe 8 000 m,

710 km/h TAS = 313 km/h EAS in der Flughöhe 10 000 m

710 km/h TAS = 257 km/h EAS in der Flughöhe 12 500 m,

wenn die folgenden Toleranzen für die Rudermassen und die statischen Momente incl. der angegebenen Massenausgleiche (MA) eingehalten werden:

Querruder incl. Trimmruder (eine Steuerfläche):

Masse : 12,5 - 14,0 kg \Leftarrow mit MA

stat. Moment: 50 - 75 Ncm \Leftarrow mit MA

Der MA von 4,5 - 5,8 kg ist im QRu-Spannweitenbereich von 20 - 90% installiert.

Querruder-Trimmruder (ein Trimmruder):

Masse : 0,70 - 0,90 kg \Leftarrow kein MA

stat. Moment: 33,0 - 38,0 Ncm \Leftarrow kein MA

Höhenruder incl. Trimmruder (eine Steuerfläche):

Masse : 12,3 - 15,0 kg \Leftarrow mit MA

stat. Moment: 145 - 175 Ncm \Leftarrow mit MA

An der HRu-Spitze ist ein MA von 4,5 kg mit einem Hebelarm von 205 mm installiert.

Höhenruder-Trimmruder (ein Trimmruder):

Masse : 1,2 - 1,5 kg ⇐ kein MA
stat. Moment: 70 - 85 Ncm ⇐ kein MA

Seitenruder incl. Trimmruder:

Masse : 13,3 - 18,2 kg ⇐ mit MA
stat. Moment: (-560) - (-150) Ncm ⇐ mit MA

Im SRu-Horn ist ein MA von 4,4 – 7,10 kg mit einem Hebelarm von 195 – 175 mm montiert.

Seitenruder-Trimmruder:

Masse : 1,25 - 1,55 kg ⇐ kein MA
stat. Moment: 75 - 100 Ncm ⇐ kein MA

23. Oktober 2006