

Untersuchungsbericht

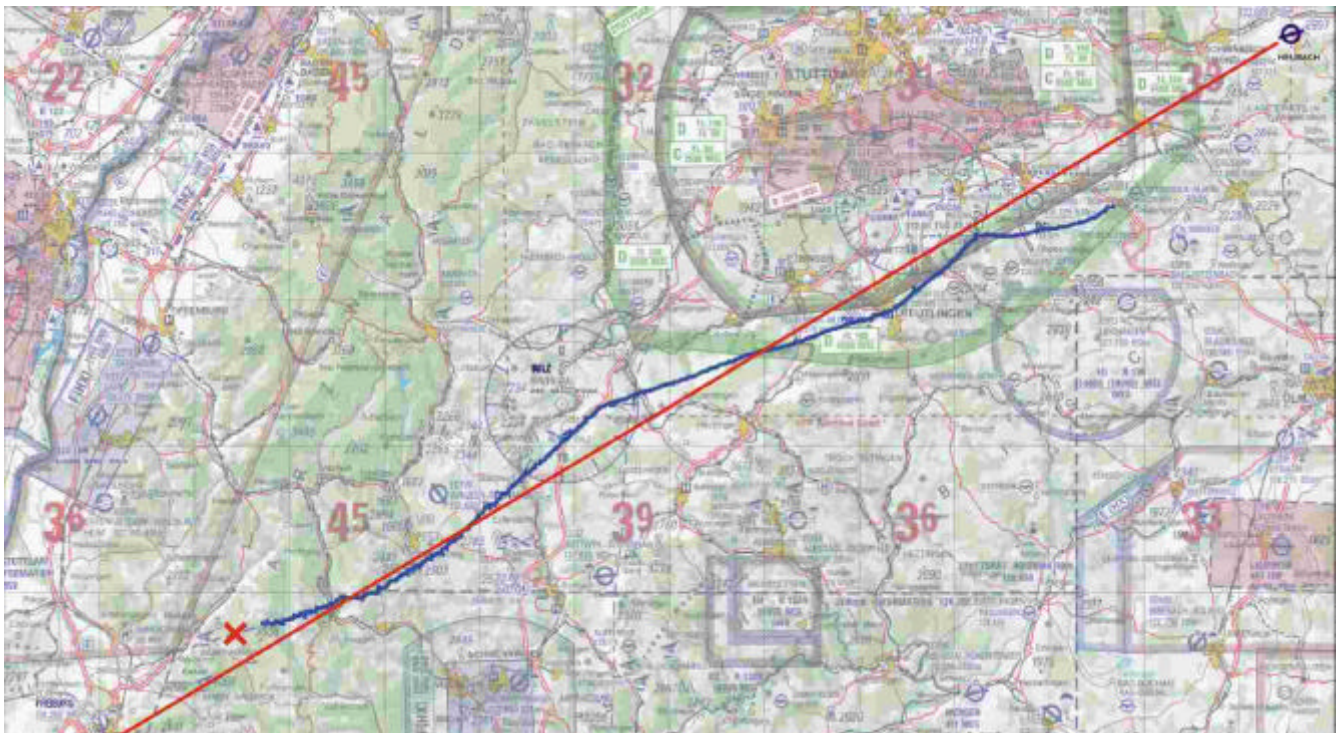
3X018-0/00
Januar 2003

Sachverhalt

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 22. März 2000
Ort: Simonswald (Emmendingen)
Luftfahrzeug: Ultraleichtflugzeug
Hersteller / Muster: WD, D4-B Fascination
Personenschaden: Pilot und Fluggast tödlich verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden: leichter Forstschaden

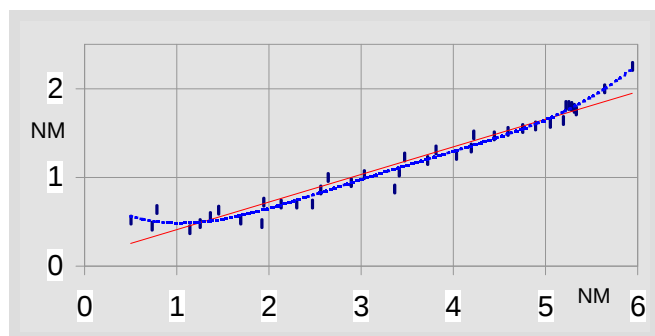
Flugverlauf

Der Pilot und sein Begleiter starteten mit dem Ultraleichtflugzeug (UL) um 11:12 Uhr MEZ in Heubach (EDTH) zu einem VFR-Flug nach Bremgarten (EDTG). Drei Radarantennen der Deutschen Flugsicherung DFS zeichneten Echos und Sekundärsignale mit dem Transponder-Code 0407 vom Luftfahrzeug auf. Demnach flog das UL südlich am Luftraum C (3 500 MSL - FL 60) von Stuttgart vorbei und ungefähr am VOR SULZ orientiert weiter. Die Spur bestand aus mehreren geradlinigen Abschnitten mit wechselnden Kursen zwischen 230° und 270°.



Die Flughöhe wurde vom Transponder nur stellenweise übermittelt. Den vorhandenen Datenreihen zufolge wechselte die Reiseflughöhe zwischen den Flugflächen FL 40 (-2) und FL 50 (-3). Zwei vereinzelte Signale lieferten die Höhenangabe FL 65 (+1) und ein weiteres um 10:50:19 Uhr die Flughöhe FL 46.

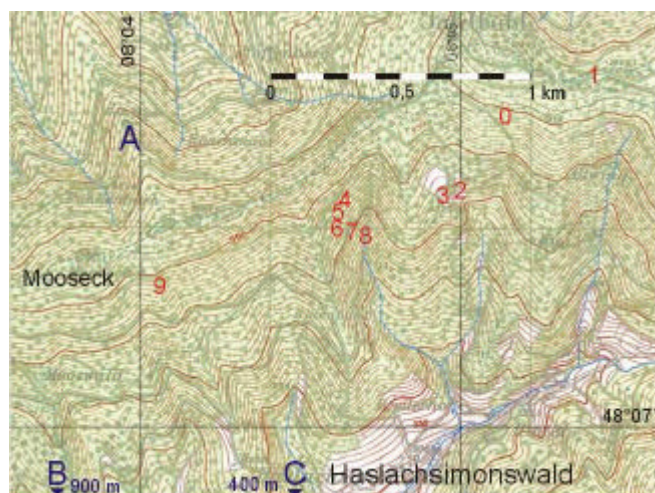
In den letzten drei Minuten der Aufzeichnung existierten keine Höhendaten. Die Flugrichtung (true course) konnte mit 260° und die im Intervall von 180 s zurückgelegte Strecke mit 10 km angegeben werden.



Zum Zeitpunkt 11:57:32 Uhr und der Position 48 07 55 N / 08 07 16 E endete die verfügbare Radarspur vom Luftfahrzeug.

Die Position trifft etwa die Mitte des Schwarzwaldes zwischen seinem Ostrand (23 km) und Freiburg (25 km). Sie liegt 2 km nördlich einer in der obigen Luftfahrerkarte gekennzeichneten Erhebung von 3 806 ft MSL. Die Sicherheitsmindesthöhe über unbautem Gelände beträgt 500 ft GND. Die Entfernung zum Ziel EDTG betrug noch 25 NM (46 km).

Zwei Zeugen (A) und (C) in der Gemarkung Simonswald nahmen das Ultraleichtflugzeug etwa 15 Sek. lang durch ein „nicht besonders auffälliges“ Fluggeräusch wahr. Als sie und ein dritter Zeuge (B) das rote UL erblickten, rollte es um seine Längsachse und stürzte mit zunehmender Bahnneigung ab. Die ersten beiden Zeugen erkannten auch, dass eine Tragfläche fehlte. Die Gesamtdauer der Beobachtungen betrug 2 bis 6 Sekunden.



Die Flughöhe beim ersten Sichtkontakt konnte auf 4 500 ft MSL geschätzt werden, indem jene Flugphase nach den Angaben des Augenzeugen (A) mit einem zweiten Flugzeug nachvollzogen wurde.

Suchmannschaften fanden das Wrack des Ultraleichtflugzeuges 50 m unterhalb des Mooseckweges, d.h. auf einer Höhe von 880 m über NN und bei den Koordinaten 48 07 15 N / 08 04 02 E nach WGS (world geodetic system).

Wrack und Aufprall

Ein Beauftragter der BFU nahm, in Zusammenarbeit mit der Polizei und dem Technischen Hilfswerk, die Sachlage am Unfallort auf. Dabei bestätigte sich, dass das Flugzeug den größten Teil der linken Tragfläche in der Luft verloren hatte. Nach einer mehrtägigen Suche in dem schwierigen Gelände konnte der wesentliche Teil der vermissten Bruchstücke gefunden und geborgen werden. Die größeren Fragmente lagen etwa 700 m in Richtung 078° und die Kleinen und Leichten, wie Rippen und Bespannung, bis zu 1,8 km in Richtung 067° vom Hauptwrack entfernt.

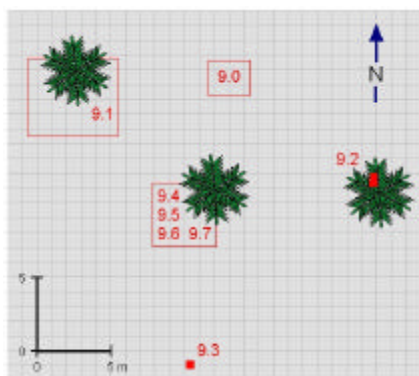
Die Fundstücke wurden für eine spätere Zuordnung gekennzeichnet (Ziffern) und für weitergehende Untersuchungen zur BFU nach Braunschweig transportiert.

Nr.	Bezeichnung	originäre Position im linken Flügel	Nachbar-teile	Fall m/s
0	Bespannung, nur lackiertes Tuch	Hinterkasten, Oberseite, Rippe 8 - 9	7	1,7 ±0,1
1	Bespannung mit Spachtelresten	Hinterkasten, Oberseite, Rippe 4 - 7	4, 7	2,1 ±0,2
2	Stück Rippe mit Klebnaht	Hinterkasten, Innen Rippe 6	3	3,2 ±0,3
3	Bespannung mit Rippengurt	Hinterkasten, Unterseite, Rippe 5 - 7	2, 4, 7	2,9 ±0,3
4	Nasenschale ohne Rippen	Torsionsnase Rippe 1 - 10	5, 6, 1, 3	
5	Nasenschale ohne Rippen	Torsionsnase Rippe 9 - 14	4, 6, 7	
6	Hauptholm isoliert	Torsionsnase, Rückseite Rippe 5 - 14	4, 5	
7	Querruder und Landeklappe	Rippe 4 - 14	0, 1, 5, 8	
8	Randbogen	Hinterkasten Rippe 14	6, 7	
9	Bestandteile des Hauptwracks	9.0 Abdruck im Boden 9.1 rechte Tragfläche 9.2 Höhenruderteil 9.3 massives Kleinteil	9.4 Insassen 9.5 Triebwerk 9.6 Rumpf 9.7 Leitwerk,	

Das Hauptwrack (9) befand sich auf einem Südhang, der ein Gefälle von mindestens 30° aufwies. Ein Teil des Höhenruders steckte in der Krone eines Baumes am Ostrand des Trümmerfeldes und Teile der rechten Tragfläche umlagerten den Fuß eines Baumes am Westrand. Im Waldboden fiel ein großer Abdruck auf. Der Rumpf des UL einschließlich Triebwerk, Leitwerk und den Insassen lag mehr als 6 m hangabwärts an der Westseite eines Baumstammes.



Der Beauftragte der BFU lieferte einen entsprechenden Lageplan (Distanzen auf der geeigneten Ebene).



Wetter

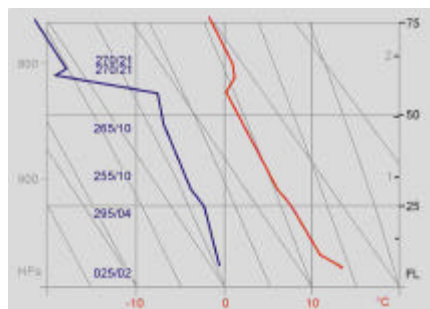
Nach der automatischen Flugwettervorhersage GAFOR am Unfalltag für die Periode 11:00 bis 12:00 Uhr entsprachen die Sichtmöglichkeiten im Gebiet 61 (Schwarzwald) dem GAFOR Code C.

Die Beobachtungen an den Stationen des Deutschen Wetterdienstes DWD in der Nähe des Unfallortes und für den Unfalltag um 12:00 Uhr lauteten:

Station	Höhe m NN	Sicht km	Bewölkung Achtel ft GND	Wind grd / kt	T / TP °C / °C
Lahr	155	25	1 Ac 14 000	210 / 06	15 / 4
Freudenstadt	797	28	1 Ac 9 000	260 / 08	12 / 0
Klippeneck	973	-	-	310 / 04	10 / -3
Meßstetten	920	15	1 Ci 23 000	350 / 04	12 / -1
Feldberg	1486	60	1 Ci 20 000	270 / 06	6 / -1

Der Luftdruck bzw. die Höhenmessereinstellung QNH wurde in Lahr mit 1019 hPa angegeben. Meldungen über besondere Wettererscheinungen oder Wetterwarungen lagen nicht vor.

Das Diagramm des Radiosondenaufstieges in Stuttgart um 13:00 Uhr lieferte die Luft- und Taupunkttemperatur und den Höhenwind.



Zwei Flugzeugführer berichteten von „ruppiger Thermik“ im Unfallgebiet. Der eine landete um 10:47 Uhr in Freiburg nach einem Flug ab Heubach. Der andere startete um 14:54 Uhr in Bremgarten zu einem Rundflug über Elzach.

Der DWD stellte der BFU weitere Auswertungen für die Beurteilung der Vertikalbewegungen der Luft zur Verfügung.

Besatzung

Der Insasse auf dem linken Sitz war seit 1977 Privatpilot. Im Beiblatt A zu seiner Lizenz, gültig bis 07.12.1998, waren Berechtigungen für Instrumentenflug und für zahlreiche ein- und zweimotorige Flugzeug-Muster eingetragen. Seine Gesamtflugerfahrung belief sich auf über 2 000 h.

Am 03.09.1998 erwarb der Pilot vom Deutschen Aero-Club einen Luftfahrerschein für Luftsportgeräteführer. Diese Erlaubnis war laut Beiblatt F bis zum 07.12.2001 gültig und schloss eine Berechtigung für Passagierflüge ein. Mit dem UL Muster D-4 Fascination hatte der Pilot laut seinem Flugbuch bis zum 27.02.2000 insgesamt 65 Flüge absolviert.

Von der Person auf dem rechten Sitz liegen der BFU keine Luftfahrerscheine vor.

Pathologische Angaben

Die Leichname der beiden Insassen wurden im Institut für Rechtsmedizin des Universitätsklinikums Freiburg obduziert. Die Körper beider Insassen wiesen schwere Polytrauma auf.

Die Untersuchungen an Muskelproben auf Alkohol und auf CO-Hb durch das Institut ergaben:

Insasse	Alkohol ADH Methode	Alkohol Gas-chroma	CO-Hb Heilmeyer
links	0,05 - 0,03	0,00 - 0,00	stark streuend
rechts	0,05 - 0,05	0,01 - 0,01	stark streuend

Luftfahrzeug-Muster

Das Luftsportgerät bzw. Luftfahrzeug D4 Fascination ist ein freitragender Tiefdecker mit Kreuzleitwerk. Vier Baureihen werden unterschieden: D4-S (Spornrad-Fahrwerk, UL), D4-B (Bugrad-Fahrwerk, UL), D4-E (Einzelstück, beschränkte Sonderklasse), D4-BK (Voll-Kunststoff-Bauweise).

Die Bauart der verunfallten D4-B und der D4-E ist im wesentlichen gleich.

Baugruppe	Bauart
Triebwerk	4-Takt-Boxer, Rotax 912 UL
Propeller	2-Blatt, verstellbar (Option)
Fahrwerk	Bugrad, einziehbar (Option)
Rumpf	Stahlrohr, GFK beplankt
Tragwerk:	
Hauptholm	KFK-Gurte, GFK-Sandwich-Steg
Hinterkasten	Schaumrippen und Bespannung
Torsionsnase	GFK-Sandwich-Schalen und Schaumrippen

Das Fluggerät war in einem deutschen Unternehmen (genannt WD) entwickelt worden, das auch die Nachweise der Lufttüchtigkeit lieferte. Hierzu gehörten Lastannahmen für das Tragwerk, rechnerische Festigkeitsnachweise zur Struktur und Belastungsversuche an einem Muster-Flügel.

Die Anforderungen ergaben sich je nach angestrebter Zulassung aus den Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge (BfU), den Joint Airworthiness Regulations JAR-VLA (very light aircraft), den JAR 23 und den amerikanischen Vorschriften FAR 23.

Die aus den Luftkräften resultierenden sicheren positiven Lastvielfachen werden unterschiedlich hoch angesetzt:

LFZ	Vorschrift	Lastfall	bei	n =
Normalflugzeug (Kat.N)	JAR 23 / FAR 23	Abfangen	V_A	3,8
Einfachflugzeug	JAR-VLA	dto	V_A	3,8
Ultraleicht-Flugzeug	BfU	dto	V_A	4,0
Nutzflugzeug (Kat.U)	JAR 23 / FAR 23	dto	V_A	4,4
Motorsegler	JAR 22	dto	V_A	5,3
D4 Fascination	BfU	Böe von 15 m/s	200 km/h	4,55

Folgende Zuschläge oder Multiplikatoren sind für den Soll-Ist-Vergleich obligatorisch bzw. Stand der Technik: Die Höhenleitwerkslast oder ein Aufschlag von 5 %, ein genereller Sicherheitsfaktor von $j = 1,5$, ein Aufschlag von 15 % für wechselnde Belastungen, ein Faktor von 1 bis 1,25 bei Versuchen unter 54°C.

Bei den Belastungsversuchen für die D4 wurde der Flügel in Rückenlage mit Zementsäcken beladen, so dass der Anstellwinkel, die Auftriebsverteilung und das aerodynamische Moment simuliert waren. Die Eigenmasse eines Flügels wurde mit 30 kg angegeben, die Raumtemperatur bei den Tests war unterschiedlich.



Nach Auskunft des beteiligten Ingenieurs bzw. nach den vorliegenden Dokumenten ging man bei den Belastungsversuchen für die D4-S bis zur sicheren Last ($n \cdot m \cdot g$) und für die D-4B bei 54°C bis zur rechnerischen Bruchlast ($j \cdot n \cdot m \cdot g$). Für die D-4E belastete man den Flügel im Oktober 1996 bei ca. 20°C bis zum Versagen, welches bei einer Querkraft (an der Flügelwurzel) von $1\,606 \cdot 9,81$ N eintrat, indem der Holm im Bereich des Rumpfes kippte.

Der Deutsche Aero-Club DAeC ließ die D4-B als Ultraleichtflugzeug-Muster mit dem Geräte-Kennblatt Nr. 61142-030 in Deutschland zu und das Luftfahrt-Bundesamt mehrere D4-E als Flugzeug-Einzelstück. Die Leistungsdaten und Betriebsgrenzen für die D4-B als UL mit der maximal zulässigen Abflugmasse $m = 450$ kg und für die D4-E als VLA mit $m = 540$ kg lauten gemäß Flughandbuch, Kennblatt bzw. Typenblatt:

Geschwindigkeiten	km/h	UL	VLA
Höchstzulässig	V_{NE}	270	275
Horizontal	V_H	250	
Böen bis 15 m/s	V_B	200	225
Manöver	V_A	160	180
Landeklappen	V_{FE}	120	130
Überziehen	V_S	64	72

Das Unternehmen (WD), das die Entwicklung und die Konstruktion der D4 vollzogen hatte und deren Vermarktung betreibt, übernahm nicht im vollen Umfang auch die Herstellung der Bauteile und die Endmontage der Geräte. Für die Fertigung von Komponenten und Baugruppen waren auch Zulieferer einbezogen. So wurde eine Reihe von Nasenkästen für die D4 in einem Betrieb in Slowenien hergestellt. Die D4 gab es als fertiges Produkt wie auch als Bausatz.

Luftfahrzeug-Stück

Das betroffene Stück mit der Werknummer 038 wurde von dem Pilot, der bei diesem Unfall ums Leben kam, als Bausatz erworben. Nach Aussage eines Zeugen, der beim Zusammenbau mitwirkte, lagen die Tragflächen ab Werk als Fertigteil aus Nasenkästen und Gerippe vor. Die geschlossenen Nasenkästen hatten an der Wurzelrippe eine Belüftungsbohrung. Die Fahrwerkskästen, der Tritt, die Steuerung und die Positionslampen wurden mit dem gelieferten Material bzw. nach der Bauanleitung im Eigenbau ergänzt. Der Bausatz enthielt auch die beiden Formstücke (quasi Stringer) zur Versteifung der Bordwände. Die Bespannung und die Lackierung zum Schluss erledigte ein erfahrener Luftsportverein. Auf Wunsch des Eigners wurden alle Oberflächen in der Farbe Rot lackiert.

Am 27.03.1997 war der Eigenbau beim LBA angezeigt und eine Zulassung in der beschränkten Sonderklasse beantragt worden. Hierzu legte der Antragsteller am 17.10.1997 ein Gutachten der Oscar Ursinus Vereinigung (OUV) vor. Weitere Schritte zu diesem Vorhaben sind der BFU nicht bekannt.

Am 31.08.1998 wurde dasselbe Einzelstück vom DAeC als Luftsportgerät zum Verkehr zugelassen. Hierzu kontrollierte ein Prüfer der Klasse 5 für Luftsportgeräte die Bauausführung, erstellte eine Gewichtsübersicht und fertigte am 28.08.1998 einen Stückprüfschein aus.

Die letzte Jahresnachprüfung fand laut Nachprüfschein am 30.08.1999 nach 39 h laut Betriebsstundenzähler statt. Der Prüfbericht enthielt keine Beanstandungen.

Im Verlauf der Untersuchung erlangte die BFU Kenntnis über fünf Reparaturen bzw. Mängel am dem Gerät:

Defekt	Behebung	Ausführender
a) Klebfehler zwischen Holmobergurt und Nasenschale	Klebstoff über Handlöcher im Holmsteg ab Rippe 5 von innen hinzugefügt	Hersteller des Nasenkastens
b) wie a)	Verbindung von außen bis Rippe 4 neu aufgebaut, ohne Klebwinkel	Hersteller / Betreuer des UL Musters
c) Klebfehler zwischen Holmsteg und Nasenrippen 4 und 5	keine	
d) Schwachstellen am Stoß der Nasenschalenhälften	Gewebebelage aufgeharzt	wie b)
e) Schaden am linken Hauptfahrwerksbein	keine Angaben	Eigner / Halter des UL

Die Reparaturen a) und b) waren vor der Auslieferung vorgenommen worden. Sie waren nur im Innern des Nasenkastens augenfällig und dem Kunden nach Auskunft seines beim Bau Mitwirkenden nicht bekannt. Den Mangel d) hingegen hatte der Kunde entdeckt und in einem Schreiben beanstandet.

Zum Schaden e) konnte der Zeuge keine näheren Angaben machen. Die fehlende bzw. lückenhafte Klebverbindung c) zwischen dem Holmsteg und den Nasenrippen 4 und 5 wurde erst nach dem Unfall augenfällig.

a) Holm Vorderseite (im Innern des Nasenkastens)



b) Schale - Holm



c) Holmsteg Vorderseite



Zu b) liegt der BFU eine Reparaturanweisung des Zulieferers des Nasenkastens vom 10.03.1998 vor. Demnach war für Tragflächen mit Bespannung ein Winkel aus GFK im Eck zwischen Holm und Nasenschale vorgesehen. Diese Verstärkung entfiel für Tragflächen mit Vollbeplankung aus GFK. Der untersuchte Nasenkasten wies keine Klebwinkel auf.

Beladung

Laut Geräte-Kennblatt bzw. Flughandbuch betragen das Kraftstoff-Tankvolumen 70 l und der Kraftstoff-Verbrauch im Reiseflug 15 l/h.

Die Reise am Unfalltag begann in Kamenz EDCM und führte über Burg Feuerstein EDQE (270 km) weiter nach Heubach EDTH (140 km) und von da aus nach Bremgarten (198 km). In EDQE und EDTH wurde nicht nachgetankt.

Den Flugmassen beim Abflug in Kamenz und beim Unfall nahe Simonswald stehen die Höchstwerte gemäß Zulassung bzw. Nachweis gegenüber:

Objekt	Mass	kg	Lage	cm	Referenz
UL leer	265				Kennblatt UL
Kraftstoff		50			Kennblatt UL
UL leer	301		158		Wägung
Kraftstoff		50		140	
Gepäck	10	-----^	140		Schätzung
Insasse L	10		280		Schätzung
Insasse R	72		220		Obduktion
Insasse R	90		220		Obduktion
UL Abflug		523		178	
UL Unfall	483	-----^	180	-----^	
VLA zul.		540			Gutachten
UL zul.	450	-----^	168	...184	Bauvorschrift

Die Gewichte der beiden Insassen sind das Ergebnis einer Wägung der Leichname mitsamt Bekleidung. Mehrere Gegenstände aus dem Wrack waren als Gepäck zu berücksichtigen. Dazu zählte ein Kanister für 20 l, den man geschlossen und ohne Inhalt vorfand.

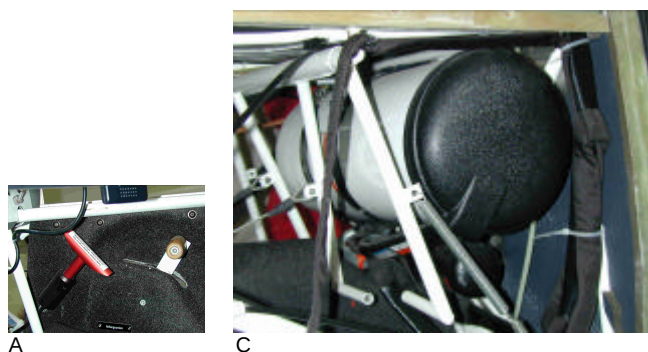
Überlebenschancen

Im UL war ein Gesamttrettungssystem eingebaut, das im Prinzip wie folgt funktioniert:

Betätigt man einen Auslösegriff, so wird eine Rakete abgefeuert, die aus einem Behälter einen Fallschirm herauszieht, der sich entfaltet und das Luftfahrzeug abbremst.

Das Geräte-Muster BRS-5-UL 4-105D mit der Werknummer 12615-01/97 bezieht sich auf den Fallschirm (Rundkappe), der in einen etwa 4 m langen Nylon-schlauch gepackt in einem zylindrischen Container (C) verstaut ist. Am Pol der Hauptkappe ist ein Hilfsschirm und daran eine Verzögerungsleine befestigt.

Das Geräte-Muster RDS-285 MOD A mit der Werknummer 117-056-01/97 bezeichnet den Auslösemechanismus (A) und die Feststoffrakete, die über eine Stahlseilgabel mit der Verzögerungsleine aufseiten des Fallschirms verbunden ist.



Bei der Fascination D4-B war der Auslösegriff an der rechten Bordwand angebracht. Auch jener Container und die Rakete befanden sich innerhalb der geschlossenen Bordwände aus GFK.

Beide Komponenten waren zwischen dem Brandschott und den Seitenruderpedalen eingebaut und quer zur Flugrichtung mit der Öffnung bzw. Nase nach rechts (Flugzeug-Querachse) orientiert.

Im Stückprüfschein vom 11.02.1997 bestätigte der deutsche Musterbetreuer (BRS) die Lufttüchtigkeit des Rettungsgerätes. Seiner Anmerkung nach galt diese Bescheinigung aber nicht als Bestätigung für den Einbau. Ein umfangreicher Schriftverkehr zeugte von Kontroversen zwischen dem Fluggeräte- und dem Rettungsgerätehersteller im Bezug auf die Systemintegration. Insbesondere über die Anordnung der Fangleinen des Rettungsfallschirmes am Rumpf war man sich nicht einig.

Als Funktionsnachweis für das System diente ein Durchschussversuch am Boden durch eine stillstehende Bordwand aus GFK. Diese wies keine Stringer oder andere Verstärkungen auf und war auf einem Rahmen isoliert von den übrigen Rumpfbauteilen aufgespannt. Der BFU liegt ein Video vor, das den Versuchsaufbau sowie einen erfolgreichen Austritt der Rakete und des Packschlauches aus der Probe zeigt. Der Zustand der Textilien (Packschlauch und Fallschirm) nach dem Versuch war nicht dokumentiert.

Die amerikanische Luftfahrtbehörde FAA forderte Flugversuche zum Nachweis der Funktion eines Gesamtrettungssystems:



An der Unfallstelle war die Sachlage wie folgt:



Vom Packschlauch (rot) befand sich noch etwa die Hälfte im Container (weiß). Tiefe Dellen im Zylindermantel hielten jenen Rest gefangen. Die Feststoffrakete war ausgebrannt. Der Waldboden darunter wies keine Brandspuren auf. Der Auslösegriff hing außerhalb seiner Fassung an der um 8 cm ausgezogenen Seele des Bowdenzugs.

Die rechte Bordwand aus GFK war von ihrem Rand am Brandschott abgetrennt. An ihrem Bruchufer fiel eine kleine Halbinsel (a) auf. Auf der lackierten Außenfläche dieses Details hafteten Schmauchspuren; auf der rohen Innenfläche hingen rote Fasern. Die ursprüngliche Position am Rumpf, die Form und die Größe der ausgeprägten Bruchzone (a) deckten sich mit der Einbaulage und der Stirnseite der Rakete. Das Fasermaterial glich dem des Packschlauches.

Das Gewebe (b) des ausgetretenen Teils des Packschlauches war stellenweise versengt und zerrissen. Die Spiralfedern (c) des rechten Pedals waren plastisch um ein vielfaches in die Länge gezogen.



In der rechten Bordwand waren zwei Längsrisse entstanden. Der erste ging vom eingangs beschriebenen Bruchufer aus und endete nach 20 cm. In diesem Riss steckte der Hilfsschirm (rot) des Rettungsgerätes fest. Der zweite begann 30 cm dahinter und war 45 cm lang. In diesem Riss waren die ersten 50 cm des Packschlauches (rot) eingeklemmt. Vom Hauptschirm (grau und lila) lag der Pol offen da. Der Zwischenraum der Risse in der Bordwand deckt sich mit der Einbaulage einer Diagonalstrebe des Rumpfgerüsts.



Die Nähte der Verzögerungsleine waren auf der ganzen Länge aufgetrennt. Auf dem Typenschild der Rakete fanden sich rote Lackspuren in streifiger Form schräg zur Längsachse.

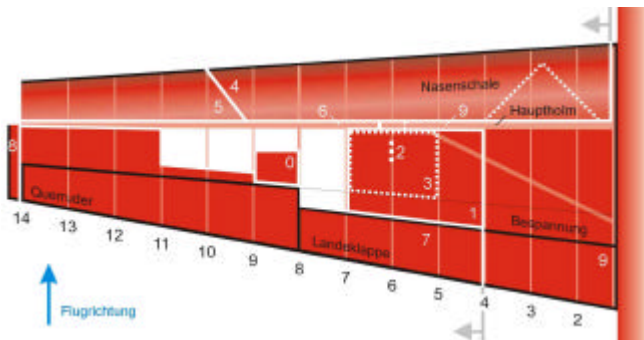
Weiterführende Untersuchungen

Aus dem Wrack konnte ein stark beschädigtes GPS-Gerät Garmin 95XL geborgen werden. Der Versuch der BFU aus dessen Flash- und RAM-Bausteinen noch weitere Flugdaten zu gewinnen schlug fehl.

Die BFU bzw. ein beauftragtes Labor führten mit den vier weitab vom Hauptwrack aufgefundenen Teilen (0) bis (3) jeweils mindestens drei Abwurfversuche durch. Die Ergebnisse für die Fallgeschwindigkeiten sind in der Tabelle im Abschnitt Wrack und Aufprall eingetragen.

In der Halle der BFU wurden das UL und insbesondere seine linke Tragfläche weitgehend rekonstruiert.

Wenige Bestandteile der linken Tragfläche waren bis zum Sturz in den Wald mit dem Rumpf in Verbindung geblieben: Die Wurzelrippe 1, ein Stummel vom Hauptholm bis vor Rippe 6, die Diagonalstrebe, eine unvollständiges Stück des Hinterkastens bis zur verstärkten Rippe 4 und das innere Bruchstück der Landeklappe bis Rippe 4.

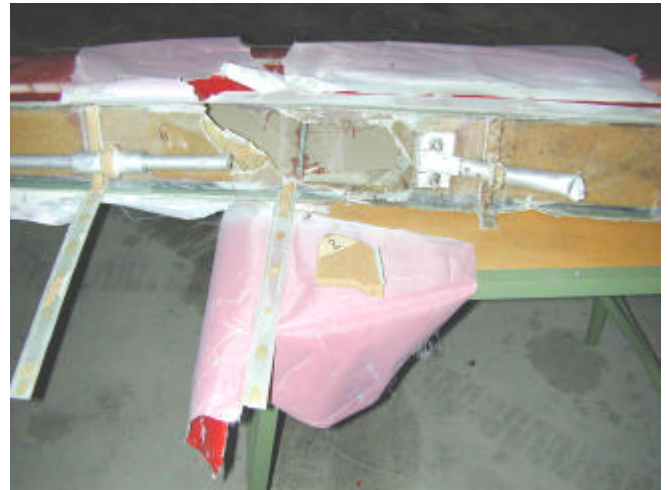


Die Rekonstruktion der Tragfläche ergab von daher zwei orthogonale Trennlinien zwischen den Teilen, die mit dem Rumpf auf den Boden aufgetroffen waren, und denen, die sich vorher in der Luft davon abgelöst hatten. Die eine verlief in Spannweitenrichtung von der Rippe 1 am Rumpf längs des Hauptholmes bis zu dessen Bruchstelle jenseits der Rippe 5. Die andere ging im Profil jenseits der laminierten Rippe 4 durch den Hinterkasten, den Hilfsholm und durch die Landeklappe hindurch (siehe Bild oben).

Die Steuerstange für das Querruder bildete beim Zusammenfügen an ihrer Bruchstelle einen stumpfen Winkel nach hinten und oben.



Der Nasenkasten wurde von der BFU, von beauftragten Sachverständigen und in beauftragten Labors und Instituten eingehender untersucht. Betrachtet wurden insbesondere die Bruchstelle des Hauptholmes und die Trennfläche zwischen Hauptholm und Nasenschale.



Die Bruchzone des Obergurtes befand sich zwischen den Rippen 6 und 7 und die Bruchstelle des Untergurtes zwischen der Rippe 6 und der Befestigung der Strebe am Holmsteg. Im Bruchbereich wurden ein Stück vom Obergurt (ca. 10 cm) und eine größere Portion des Holmsteges (ca. 5 dm²) vermisst.

Die Oberschale des Nasenkastens zeigte in der Bruchzone des Obergurtes keinerlei Beschädigung. In der Unterschale ging von der Bruchstelle des Untergurtes eine Diagonalfalte aus.

Vor allem das flügelinnere Bruchufer des Obergurtes war in einzelne abgestufte Faserbündel aufgespalten, deren Bruchflächen ihrerseits je eine faserig und eine stumpf anmutende Zone aufwiesen (b). Beide Bruchufer des Untergurtes waren kompakt und fügten sich lückenlos. Die vordere untere Randzone sah faserig und die stufenförmige Restfläche stumpf aus (c).

Die Oberschale war in der Klebefuge vom Obergurt abgelöst und die Unterschale an der Vorderkante vom Untergurt abgebrochen (a).

a



b



c



Die Klebefläche zwischen Nasenschale und Holmoberseite war durch zahlreiche Luft einschlüsse gekennzeichnet. Stellenweise war gar kein Klebstoff vorhanden. Die Klebstoffreste verblieben vollständig aufseiten des Holmes. Sie schlossen kaum Fasern aus der Schale ein, sondern wiesen Abdrücke davon auf. Der Klebstoff in der Fuge zwischen Holm und Schale war gelblich, der in der Raupe an der Holmvorderkante bläulich-weiß.

Von den Nasenrippen aus Hartschaum klebten nur noch kleine Reste in der Nasenschale, während die Wurzelrippe in Sandwich-Bauweise zu vervollständigen war. In dieser Rippe fand die BFU eine Entlüftungsbohrung vor.

Im Auftrag der BFU und auch auf Initiative Dritter wurden mehrere Expertisen zum Versagen des Tragwerkes verfasst. Weitere Einzelheiten hierzu sind im Abschnitt Beurteilung beschrieben.

Aufgabe	Institut	Bericht
Beurteilung der Brüche am rechten Tragflügel	Laboratorium für Bauteilfestigkeit Hochschule Bremen	HSB-MLBF-3/01 vom 16.03.2001
Beurteilung der Bauweise und des Versagens des Tragwerkes	Sachverständiger DLR Stuttgart	Gutachten vom 22.05.2001
Ermittlung der Beanspruchungen im Nasenkasten	Institut für Leichtbau Universität d Bundeswehr München	UNIBW-ILB-1/02 vom 28.01.2002
Beurteilung der Festigkeit der Klebungen zwischen Nase und Holm	Institut Fertigungstechnik und Materialforschung FHG Bremen	Bericht vom 22.04.2002
Belastungsversuch des Tragflügels bis zum Versagen (im Jahr 1996)	Hersteller bzw. Musterbetreuer der D4	BZ-Nr. 4.2. A vom 10.08.2001
Versuche zur Festigkeit des Nasenkastens	Hersteller bzw. Musterbetreuer der D4	BZ-Nr. 4.2. B vom 10.08.2001

Organisation und Verfahren

Für ein Fluggerät, wie die D4-Fascination gab es mehrere Möglichkeiten einer Zulassung:

	Ultraleichtflugzg	Einfachflugzeug	Flugzeug
Höchste Abflugmasse	450 kg	750 kg	2 000 kg
Bauvorschrift	BfU	JAR VLA	JAR 23
Art der Zulassung	Muster (a)	Muster oder Einzelstück (b)	Muster oder Einzelstück
Bedingung nach LuftBO	Rettungssystem		

a) Im Jahr 1993 erlies der Bundesminister für Verkehr (BMV) eine Änderung der Luftverkehrs-Zulassungs-Ordnung (LuftVZO). Seitdem gelten Ultraleichtflugzeuge in Deutschland als motorgetriebene Luftsportgeräte, mit dem Deutschen Ultraleichtflug-Verband (DULV) und dem Deutschen Aero-Club (DaeC), als die vom BMV beauftragten Stellen. Dem Luftfahrt-Bundesamt (LBA) obliegt die Rechts- und Fachaufsicht über diese Verbände.

Im Jahr 1984 gaben das LBA und die beiden Verbände DAeC und DULV erstmals Anforderungen an die Betriebstüchtigkeit von Ultraleichtflugzeugen heraus.

1995 traten die Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge (BfU) und 1999 die Lufttüchtigkeitsforderungen für Rettungsgeräte für Ultraleichtflugzeuge in Kraft. Laut §3 LuftBO dürfen ULs nur mit einem zugelassenen Rettungssystem betrieben werden. Rettungsschirme am Mann sind laut DAeC unzulässig.

Im vorliegenden Fall zeichnete für die Entwicklung, die Flugerprobung, die Herstellung, die Stückprüfung und die Jahrsnachprüfung jeweils dieselbe Person verantwortlich. Diese war Prüfer Klasse 5 für Luftsportgeräte und auch Geschäftsführer des Unternehmens WD.

b) Zum Thema Einzelstücke im Selbstbau gibt das Merkblatt 240.1 des Fachbereichs M2 / M3 des LBA Auskunft: Laut LuftVZO bedarf jede Luftfahrzeugentwicklung bzw. -herstellung durch einen gewerblichen Betrieb einer Musterzulassung! Luftfahrtgerät, dessen Nachbau nicht vorgesehen ist, ist von der Musterzulassung befreit.

Grundsätze bei Einzelstücken

1. Für die Entwicklung und den Bau des Fluggerätes ist der Selbstbauer verantwortlich.
2. Für geforderte Gutachten hat sich die OUV (Deutscher Verein zur Förderung des Eigenbaus von Luftfahrtgerät) bewährt.
3. Die laufende Überwachung des Baus und abschließende Feststellung der Lufttüchtigkeit erfolgt durch anerkannte Prüfer für Luftfahrtgerät (K11).
4. Über die Aufnahme der Flugerprobung (mit einer VVZ) und über die endgültige Zulassung als Einzelstück entscheidet das LBA.

Für Fluggerät mit Zulassung nach JAR VLA oder JAR 23 ist kein Rettungsgerät vorgeschrieben.

Beurteilung der BFU

Im vorliegenden Fall standen weder ein Flugdatenschreiber mit mehreren hundert Parametern, wie bei modernen Verkehrsflugzeugen noch eine Videoaufzeichnung aus verschiedenen Perspektiven, wie bei einem Flugversuch zur Verfügung. Die wenigen vorhandenen sicheren Informationen gaben nicht ohne weiteres Aufschluss über den Ablauf des Geschehens sondern erforderten eine sachverständige Bewertung. Die so gewonnenen Erkenntnisse über die Betriebsphasen und Ereignisse waren die Voraussetzung für die weitere Beurteilung. Hierfür wurde eine Gliederung in die Faktoren Flugbetrieb, Umwelt, Luftfahrzeug und Vorschriften gewählt.

Flugbetrieb

Die BFU erachtet die Beladung und die Fluggeschwindigkeit des Ultraleichtflugzeuges als wesentliche aber nicht hinreichende Faktoren für das Versagen des Tragwerks im Fluge. Eine Steuereingabe als zusätzliche Einwirkung ist nicht offensichtlich aber auch nicht auszuschließen:

Aus dem Flugweg, den Uhrzeiten und den Winddaten lassen sich in erster Näherung einige Mittelwerte der Fluggeschwindigkeit errechnen. Für die Gesamtstrecke kommen rund 230 km/h heraus, für die schnellste

Etappe etwa 240 km/h und für die letzten drei Minuten gemäß Radar ca. 230 km/h. Die Unfallstelle lag jedoch noch 4 km in Richtung 253° vom letzten Radarziel entfernt. Somit war die letzte Minute des Fluges weder durch Zeugenaussagen noch durch Datenaufzeichnungen belegt.

Zwischen einem Abdruck des Rumpfes beim Aufprall auf den Boden und seiner Endlage bestand ein Versatz nach Süden. Dies führt die BFU auf das Gefälle des Untergrundes zurück. Den Gegebenheiten nach war der Einschlag in den Wald sehr steil. Für die horizontale Bewegungsrichtung in diesem Moment gab es von daher keine sicheren Anzeichen.

Immerhin liegt die Unfallstelle in Verlängerung der aufgezeichneten Flugspur.

Die Geradlinigkeit einzelner Wegstrecken und die Konstanz bevorzugter Flughöhen sprechen dafür, dass Fluggeschwindigkeiten streckenweise beibehalten wurden. Die BFU geht daher davon aus, dass bis zum Bruch des Tragwerkes keine größeren Richtungs- und Höhenänderungen vorgenommen wurden und dass sich die Fluggeschwindigkeit nicht wesentlich vom letzten Mittelwert gemäß Radar unterschied.

Die somit hergeleitete Fluggeschwindigkeit war um 15 % höher als die Böengeschwindigkeit (Böe von 15 m/s) aus den Nachweisunterlagen, aber um 8 % niedriger als die empfohlene Reisefluggeschwindigkeit laut Flughandbuch der D4-B. Sie entsprach etwa der Böengeschwindigkeit für die D4-E. Zur Höchstgeschwindigkeit v_D (Böe von 8 m/s) bestand ein Abstand von 15 %..

Beim Start in Kamenz lag die Abflugmasse um 16 % über dem zulässigen Wert für Ultraleichtflugzeuge. Zum Zeitpunkt des Unfalles war die Masse um 10 % geringer als die Bemessungsgrenze für das Einzelstück D4-E.

Der Pilot war Flüge nach IFR gewohnt. Merkmale dieser Art der Fliegerei, wie große Flughöhen und konstante Flugparameter kann man auch bei seinem Flug mit dem UL erkennen. Als Antragsteller für den Eigenbau des Fluggerätes waren ihm die vorteilhafteren Betriebsgrenzen der D4-E bekannt. Es liegt nahe, dass er sich an diesen orientierte.

Unruhige Luft könnte den Pilot zu Reaktionen am Steuer veranlasst haben. Für abrupte Vollausschläge der Ruder war keine Notwendigkeit ersichtlich.

Umwelt, Wetter

Die BFU sieht in den Luftbewegungen und in der Sonneneinstrahlung mögliche aber nicht hinreichende Faktoren für eine übermäßige Beanspruchung bzw. für eine verminderte Festigkeit des Ultraleichtflugzeuges:

Die Sonne stand am Ort und zur Zeit des Unfalles 42° über dem Horizont. Der Himmel war fast wolkenlos. Die Luft war mit ca. + 12 °C am Boden und mit + 2°C in der Flughöhe ziemlich kühl.

Die Oberflächen des Fluggerätes waren rot lackiert. Nach einem Handbuch für Faserverbund-Flugzeuge ist Rot (Absorptionskoeffizient $a = 0,7$) eine äußerst ungünstige Wahl im Bezug auf Erwärmung durch Sonneneinstrahlung. Es empfiehlt sich eine weiße Oberfläche ($a = 0,22$). Anhand eines Diagramms aus einer Studie von Lockheed kommt man mit den o.g. Bedingungen auf eine maximale Oberflächentemperatur von weniger als 50°C im Ruhezustand. Fahrtwind kühlt die Oberfläche fast bis auf Umgebungstemperatur ab.

Die Glasübergangstemperatur von Klebstoff aus der Tragfläche des betroffenen UL betrug laut Analyse des IFAM (siehe weiter unten) 49°C. Eine Steigerung der Temperatur hatte eine chemische Reaktion im Harz zur Folge.

Die Belastungsversuche bis zu einer rechnerischen Bruchlast bzw. bis zum Versagen des Tragwerkes fanden bei einer Prüftemperatur von 54°C bzw. 20°C statt. Erstere Temperatur wurde nach Überzeugung der BFU bei den beschriebenen Gegebenheiten weder im Stand noch im Fluge an der Tragfläche des betroffenen ULs erreicht.

Der Beschreibung der Thermik durch Zeugen mit „ruppig“ vermag die BFU keinen Zahlenwert zuzuordnen.

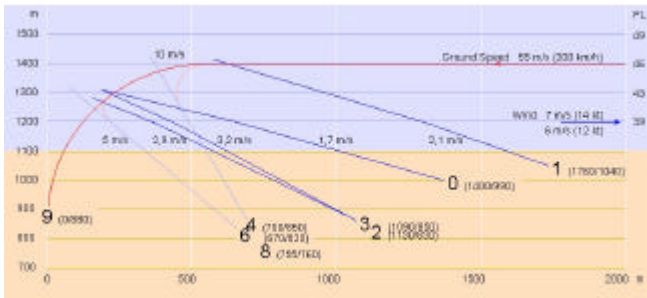
Im TEMP von Stuttgart ist bei 5 500 ft MSL eine Absinkinversion zu erkennen. Darunter betrugen der Gradient der Lufttemperatur -0,68 bis -0,76 °/ 100 m und die Taupunktdifferenz (Spread) 10°C bis 8°C. Die Luftschicht war demzufolge trockenstabil.

Eine Auswertung des TEMP durch den DWD deutete auf Blauthermik mit einem meteorologischen Steigen von bis zu 3 m/s für das Bergland hin. Danach war eine relative vertikale Luftbewegungen von mehr als 15 m/s am Ort und zum Zeitpunkt des Unfalles nicht wahrscheinlich.

Luftfahrzeug

Die BFU erkennt in der Konstruktion des Nasenkastens und vor allem bei der Herstellung des betroffenen Stücks wesentliche Gründe für das Versagen des Tragwerkes. Die festgestellten Mängel stehen im Einklang mit den Abläufen des Versagens und der Auflösung des Tragwerkes im Fluge:

Die Streuung der Teile im weiteren Gelände vom Hauptwrack aus gesehen war auf einen Sektor von rund 10° begrenzt. Die Kompassrichtung dieser quasi Geraden zeigt eine Übereinstimmung mit der Richtung des Höhenwindes laut DWD. Daraus kann geschlossen werden, dass die Vektoren aus Trägheit und Winddrift aller Teile ungefähr in einer Ebene senkrecht zur Erdoberfläche lagen. Und es bestätigt die Anflugrichtung und den Geradeausflug, wie oben bereits hergeleitet.



Aus der Winddriftanalyse ergeben sich zwei oder mehrere aufeinanderfolgende Ablösungen von Bruchstücken der linken Tragfläche im Fluge:

Der Abgang des Stückes Oberbespannung (1) hinter dem Holm zwischen Rippe 4 und 7 stand mit hoher Wahrscheinlichkeit am Anfang.

Erst deutlich später lösten sich weitere Bruchstücke (0, 2 und 3) der Bespannung und einer Rippe aus der Zone 5 bis 9. Das geschah entweder am Flügelstummel, der sich noch mit dem Rumpf weiterbewegte, oder am abgebrochenen Großteil des Flügels, während dieser zu Boden segelte.

Jener Großteil des Flügels trennte sich vom Rumpf und zerteilte sich in weitere Bruchstücke (4 bis 8). Die betreffenden Sinkraten schätzt die BFU auf 5 m/s bis 10 m/s. Von daher passierten letztere Vorgänge vermutlich in jener Zeitspanne vom Losreißen der Bespannung (1) bis zum Losreißen der Bespannung (0).

Das Tragwerksversagen stellt sich nach den Analysen der BFU sowie beauftragten Sachverständigen so dar:

Der Obergurt des Hauptholmes knickte unter einer Beanspruchung auf Druck aus und spaltete sich dabei in einzelne Faserpakete auf. Diese brachen infolge der induzierten Biegespannungen an mehreren Stellen. Deshalb war der Gurt nachträglich nicht mehr zu vervollständigen.

Der Untergurt brach erst nach dem Versagen des Obergurtes infolge einer Biegung nach hinten und oben. Diese Bruchrichtung spiegelte sich auch an der Steuerstange für das Querruder wieder.

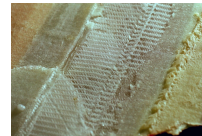
Der Holmbruch stand jedoch nicht am Anfang. Denn er hinterließ in der oberen Nasenschale keine deckungsgleiche Falte oder Bruchlinie. Es ist vielmehr davon auszugehen, dass die Nasenschale vom Holm an dessen innerem Bruchufer bereits abgelöst war. Darin besteht auch eine einfache Erklärung für den Holmbruch:

Im ordentlichen Zustand bilden der Holm und die Nasenschale den Nasenkasten, der den Flügel gegen Torsionsmomente versteift. Zudem nimmt vor allem die Nasenschale die Biegemomente und Querkräfte in der Tragflächenebene auf und stützt den Holm in dieser Ebene gegen Ausknicken. Der Holm ist nicht geeignet, die genannten Beanspruchungen allein zu ertragen.

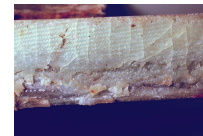
Von der Holmbruchstelle bis zum Rumpf erschien die obere Nasenschale vom Hauptholm und von der Hinterbespannung wie abgeschält. Ein Fetzen (1) dieser Bespannung war, wie die Winddriftanalyse zeigt, als erstes vom Flügel weggeflattert. Auch das spricht für ein Primärversagen an der Holm-Schale-Verbindung.

Die BFU sowie die genannten Gutachter sehen einen Zusammenhang zwischen den festgestellten Versagensformen des Flügels und erheblichen Mängeln in der Fertigung der vom Unfall betroffenen Flügelkästen. Zu beanstanden sind fehlende, lückenhafte oder minderwertige Klebverbindungen

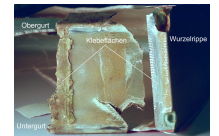
- a) zwischen Nasenschale und Holmobergurt
- c) zwischen einigen Nasenrippen und dem Holmsteg



a) Nasenschale

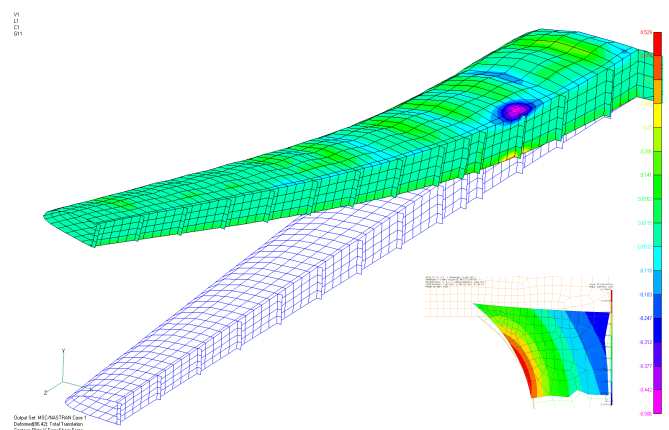


b) Holmobergurt



c) Steg Wurzelrippe

Infolge des Mangels an den Positionen (c) wird die Querkraft aus dem Auftrieb stellenweise über Umwege in den Holmsteg eingeleitet. Dadurch erhöht sich die Beanspruchung der Klebverbindung auf der Linie (a) lokal.



Die Uni BW erstellte obiges Modell vom Flügel nach der FEM (Finite Elemente Methode) und berechnete Maximalwerte der Spannungen in der Klebeschicht zwischen Nasenschale und Holm.

	σ_z N/mm ²	σ_x N/mm ²	τ_{xz} N/mm ²	τ_{xy} N/mm ²
vollkommene Struktur	11,3	1,1	1,0	3,9
Mangel (c)	26,9	10,5	9,5	3,9

Die Autoren erachten diese Maximalwerte aufgrund der Idealisierung bei der Berechnung eher als Untergrenzen. Allerdings müsste eine gute Klebung Spannungen in dieser Größenordnung ertragen.

Schälspannungen σ_z stellen die kritische Beanspruchung einer Klebeschicht dar und sind im hohen Maße von der Gestalt der Klebverbindung abhängig. Die Holm-Nasenschale-Verbindung der D4 Fascination

weist in dieser Hinsicht eine empfindliche Geometrie auf. Günstiger wären ein spiegelverkehrter Einbau des Holmes oder Klebwinkel an seinen Vorderkanten gewesen.

Letzteres Mittel ist im Flugzeugbau „Stand der Technik“ und war auch dem Hersteller des Bauteils vor Auslieferung an den Kunden bekannt. Die Grundkonstruktion sah keine Klebwinkel vor, weil sie bei der Herstellung kaum einzubringen waren.

Der Musterbetreuer (WD) führte nachträglich eine Reihe von Belastungsversuchen an Segmenten des Nasenkastens eines beliebigen Flügels vom Muster D4-B durch (BZ-Nr. 4.2.B). Dabei wurde eine Beanspruchung der Oberschale entsprechend dem aerodynamischen Sog bewerkstelligt.



Man belastete ordentliche und auch vorgeschädigte Proben, an denen die Verbindungen (b) (Rippe - Holmsteg) oder (b) und (a) (Oberschale - Holm) durchtrennt waren. Nach Ansicht der BFU bewirkte der Schnitt in der Oberschale zu (a) keine Minderung der Qualität der Klebverbindung.

Segm	Lücke	Bruch	Faktor j
2	-	nein	2
2	b)	ja	1,53
2	a) b)	ja	1,18
6	-	nein	2,2
6	b)	ja	1,98

Segment S: Rippe $i \pm 15$ cm
 Trennung: a) Oberschale - Holm
 b) Rippe - Holmsteg
 Sichere Last: $m = 450$ kg, $n = 4,55$

Beim Fehlen der Verbindungen (a) und (b) brach die Nasenrippe bei einer Last von 53 kg an dem Segment. Damit liegt die nachgewiesene Bruchlast 18% über der sicheren Last der D4-B. Für den zulässigen Betriebsbereich der D4-E ($m = 540$ kg, $V_C = 220$ km/h) ist jene Reserve gleich Null.

Eine Ablösung der Nasenschale vom Holm war bei diesen Versuchen nicht eingetreten, sondern ein Biegebruch in der Oberschale weit vor und parallel zum Holm, als Folge des Versagens der Rippe.

Beim Belastungsversuch am ganzen Flügel war das Auskippen des Holmstummels im Rumpf der Grund für das Versagen bei Höchstlast.

Diese Versagensformen der Belastungsversuche am ganzen Flügel und an Segmenten des Nasenkastens unterscheiden sich deutlich von denen am Wrack.

Daraus folgt die BFU, dass die im Versuch nachgewiesenen Höchstlasten beim vorliegenden Unfall nicht erreicht worden waren, indem das Primärversagen an der Verbindung von Nasenschale und Holm auftrat.

Das IFAM untersuchte Proben aus dem Wrack und aus dem spezifizierten Material der Klebverbindung zwischen Nasenschale und Holm. Mit Infrarotspektroskopischen Methoden (ATR und PAS) ermittelte man die chemische Basis der Proben und mit der Thermo-mechanischen Methode (Torsionspendel) und der Thermoanalytischen (TMDSC) deren Glasübergangstemperaturen. Die Werte T_1 und T_2 sind das Resultat eines ersten bzw. wiederholten Prozesses.

Probe		T_1 °C	T_2 °C
A	Klebstoff gelb aus Rückständen auf dem Holm	49	70
B	Klebstoff weiß aus der Raupe vor dem Holm	86	
C	Matrix gelb aus der Nasenschale	78	
D	Matrix weiß aus der Nasenschale	71	
E	EP-Harz 285 mit Härter 287 (gesättigt)	80	120
F	EP-Harz 285 mit Härter 287 (30 % Unterschuss)	50	70

Die Spektren von A, B und C zeigten ähnliche Banden mit verschiedenen Intensitäten. Die Gutachter erkennen darin Epoxid-Harze aus denselben Komponenten in verschiedenen Mischungsverhältnissen.

Die Glasübergangstemperatur von A lag im ersten Versuch bei 49°C und im wiederholten Prozess bei 70°C. Gleiches war bei F zu beobachten. Die Gutachter leiten daraus für die Probe A einen Mangel an reaktionsfähigen Härterbestandteilen ab.

Damit bestand im Klebstoff zwischen Nasenschale und Holm laut IFAM ein Defizit an den für eine gute und über lange Zeit beständige Adhäsion wesentlichen polaren Gruppen.

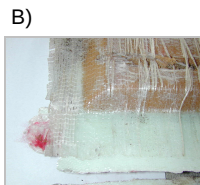
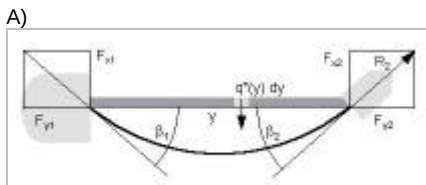
Dieser Mangel wäre mit einer Überlagerung der Härterkomponente zu erklären. Die damit verbundene Farbänderung des Klebstoffes von weiß in gelb war augenfällig.

Rettungssystem

Die BFU sieht die Anordnung des Rettungsgerätes im betroffenen Fluggerät als entscheidenden Faktor für den tödlichen Ausgang des Unfalles an:

Anhand der Beschädigungen und Spuren am Container, am Packschlauch, an der Bordwand und an der Rakete lässt sich aufzeigen, dass das Rettungssystem in der Luft aktiviert worden war, aber versagt hatte. Offenbar war die Energie der Rakete aufgezehrt worden, bevor das Stadium für eine sichere Entfaltung des Fallschirmes erreicht war. Die BFU führt diesen Umstand im wesentlichen auf Hemmnisse beim Austritt des Packschlauches aus der Bordwand zurück. Hierfür kommen folgende Ursachen in Betracht:

A) Die Leine und der Packschlauch erzeugen im Fahrtwind Luftwiderstand und bilden folglich zwischen Rakete und Bordwand eine "Seillinie" (Parabel) aus. Daraus resultiert unter den gegebenen Umständen (Fluggeschwindigkeit, Raketenschub, Durchmesser von Gurt und Schlauch) ein Winkel β_1 zwischen Austrittskanal der Rakete und Zugkraft am Packschlauch in der Größenordnung von über 45° . Eine Rollbewegung des Flugzeuges und eine beschleunigte Bewegung der Rakete wirken sich dabei noch ungünstiger aus. Beides war bei dem Unfall wahrscheinlich.



B) Die Rakete erzeugt beim Durchstoß durch die Bordwand in der vorliegenden Ausführung eine eher zufällige Öffnung im GFK. Der an der Innenseite aufgeklebte Stringer (GFK-Sandwich) verhindert eine Ausweitung dieser Öffnung nach hinten. Dadurch wird der Packschlauch daran gehindert, sich an der Zugkraft auszurichten. Die steifen gezackten und dünnwandigen Enden schneiden sich in das dünne Gewebe des Packschlauhes und halten ihn letztlich fest. Auch die rechten Seitenruderpedale, deren Feder und andere Bauteile werden bei abweichender Zugrichtung zu einem Hindernis.

Nach unserer Kenntnis ist der vorliegende Fall der erste und zugleich erfolglose Rettungsversuch seit Aufnahme des Flugbetriebes mit dem Muster. Daraus ist zu schließen, dass die gegebene Art der Integration des Rettungssystems im Luftfahrzeug nicht zweckdienlich und der vorgeführte statische Ausschussversuch als Funktionsnachweis nicht ausreichend sind.

Schlussfolgerungen

Mit großer Wahrscheinlichkeit ist der tödliche Unfall

1. auf ein Versagen des Tragwerks im Fluge und
2. auf ein Versagen des Rettungsgerätes in dieser Notlage zurückzuführen.

1. Das Tragwerk versagte, nachdem alle Sicherheitsreserven bis zur höchsten nachgewiesenen Bruchlast bzw. höchstmöglichen Festigkeit aufgebraucht waren. Dazu konnte es durch verschiedene Kombinationen mehrerer Faktoren kommen:

1.1 Nach den Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge (BfU) waren die für wahrscheinlich erachteten Lastvielfachen (Lastannahmen) niedriger als die für vergleichbare Luftfahrzeuge, wie Motorsegler gemäß JAR 22 und für Nutzflugzeuge gemäß JAR 23.

1.2 Nach den BfU war die Bemessungsgeschwindigkeit (v_B) für den Fall einer vertikalen Windscherung von 15 m/s nicht wie bei Flugzeugen nach FAR 23 von der erreichbaren Reisefluggeschwindigkeit (v_H) abhängig sondern frei wählbar.

1.3 Mit der Fluggeschwindigkeit im Reiseflug wurde die Belastungsgrenze des mustergültigen Tragwerks im Fall einer vertikalen Windscherung von 15 m/s theoretisch erreicht oder bei vollen Ruderausschlägen übertroffen.

1.4 In der Thermik des Frühjahres konnten vertikale Windscherungen auftreten, die ihrerseits Anlass zum Gegensteuern durch Ruderausschläge gaben.

1.5 Die Beladung des betroffenen Ultraleichtflugzeuges überschritt die formal zulässige Höchstmasse und erreichte den Höchstwert für die zum Festigkeitsnachweis getroffenen Lastannahmen.

1.6 Die Tragwerkskonstruktion des Ultraleichtflugzeuges wies keine Vorkehrungen gegen unkalkulierbare Schälspannungen in der Klebverbindung des Nasenkastens auf und bereitete bei der Herstellung Schwierigkeiten.

1.7 Bei der Herstellung der Nasenkästen für das betroffene Ultraleichtflugzeug waren mangelhafte Klebverbindungen entstanden, die die Festigkeit des beim Bruchversuch verwendeten Musters nicht erreichten.

1.8 Die zurückliegenden Überprüfungen und Nachbesserungen der Nasenkästen des betroffenen Ultraleichtflugzeuges waren zur Behebung der Mängel an den Klebverbindungen nicht geeignet.

1.9 Der individuelle Anstrich der Tragflächen begünstigte die Erwärmung durch Sonneneinstrahlung, wodurch sich die mechanischen Eigenschaften der verwendeten Kunststoffe ändern konnten.

2. Das Rettungssystem versagte, da die Rakete und der Packschlauch beim Austritt aus dem Rumpf und im weiteren Verlauf gehemmt und schließlich festgehalten wurden. Dafür gibt es folgende Gründe:

2.1 Die Anordnung des Rettungsgerätes
a) im Bug, b) quer zur Längsachse und
c) unter der Rumpfbeplankung berücksichtigte nicht die wahrscheinliche Auszugsrichtung des Rettungsfallschirmes im Fluge nach hinten.

2.2 Die Energie der Rakete und die Festigkeit des Packschlauhes reichten nicht aus um die Nachteile der Systemintegration zu kompensieren.

2.3 Der für die Musterzulassung durchgeführte Bodenversuch berücksichtigte nicht die Einflüsse

- a) der Fluggeschwindigkeit,
- b) von außergewöhnlichen Fluglagen und
- c) von Schäden am Flugwerk.

Sicherheitsempfehlungen

Um weitere tödliche Unfälle mit Ultraleichtflugzeugen, insbesondere mit dem betroffenen Muster zu verhüten, gab die BFU drei Sicherheitsempfehlungen heraus. Die ersten beiden vom 24.07.2000 bezogen sich auf die Überlebenschmöglichkeit durch ein Rettungssystem. Die dritte vom 22.06.2001 auf die Gefahr durch Fertigungsmängel am Luftfahrzeug.

Empfehlung Nr.: 04/2000

Der Musterbetreuer des Ultraleichtflugzeuges sollte, in Zusammenarbeit mit dem Musterbetreuer des Rettungsgerätes oder mit Dritten, Änderungen am Muster vornehmen und eine neue Systemintegration herstellen, die eine erfolgreiche Entfaltung des Rettungsschirmes und dessen sichere Verbindung mit dem Rumpf bei jedem zulässigen Manöver und im gesamten zulässigen Geschwindigkeitsbereich gewährleistet.

Empfehlung Nr.: 05/2000

Die beauftragte Stelle für die Musterzulassung von Ultraleichtflugzeugen, der Deutsche Aero-Club, sollte die Lufttüchtigkeitsforderungen erweitern und ein Flugversuchsprogramm zur Funktionsprüfung des Rettungssystems eines Ultraleichtflugzeuges entwickeln und vorschreiben, das die zulässigen Manöver und den zulässigen Geschwindigkeitsbereich umfasst.

Empfehlung Nr.: 06/2001

Der Musterbetreuer des Ultraleichtflugzeuges sollte, wenn nötig unter Mitwirkung des Deutschen Aero-Clubs, alle Geräte des Musters D4-B ausfindig machen, die von denselben Fertigungsmängeln, wie oben beschrieben, betroffen sein könnten.

Er sollte bei den betroffenen Ultraleichtflugzeugen eine gründliche Beseitigung dieser Mängel herbeiführen, wobei der Ersatz eines verdächtigen Flügelkastens durch ein neues fehlerfreies Erzeugnis die sicherste Maßnahme darstellt.

Untersuchungsführer Gernot Leibe

Untersuchung vor Ort Walter Nerdinger