

Untersuchungsbericht

3X046-0/02
September 2004

Sachverhalt

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 11. April 2002
Ort: Flensburg
Luftfahrzeug: Ultraleichtflugzeug
Hersteller / Muster: Aerospool / Dynamic WT-9
Personenschaden: ein Pilot tödlich und
der zweite leicht verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden: keiner

Ereignisse und Flugverlauf

Das Luftfahrzeug befand sich auf der Rückkehr zum Flugplatz Flensburg-Schäferhaus von einem Werkstattflug, als sein Tragwerk im Fluge durch Bruch der Holmbrücke im Rumpf versagte. Beim Abgang der linken Tragfläche und der Bordwand riss der Bauchgurt des linken Insassen. Dieser Insasse (Pilot 1) fiel aus der Kabine und konnte den Unfall deshalb nicht überleben. Der zweite Insasse (Pilot 2) aktivierte das Rettungssystem, das den Absturz und den Aufprall auf dem Boden milderte.

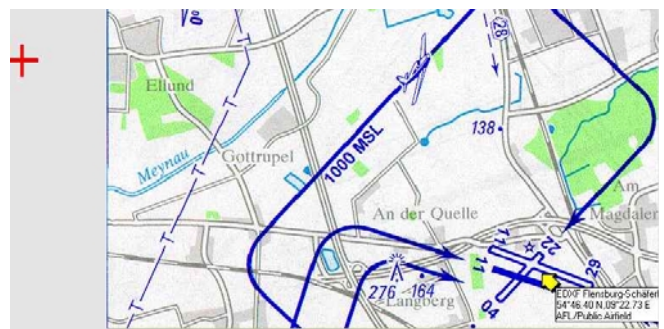


Bild 1 Flugplatz Flensburg und Unfallstelle (rote Markierung+)

Flugdatenaufzeichnung

Das mitgeführte GPS-Gerät enthielt keine Aufzeichnung vom letzten Flug. Nach den Aussagen des Überlebenden und in Übereinstimmung mit den Radaraufzeichnungen trat der Tragwerksbruch im Übergang von einem geraden Sinkflug aus Flugfläche (FL) 17 in den Horizontalflug bei FL 11 ein. Die Flugeschwindigkeit (IAS) betrug dabei 200 km/h bis höchstens 240 km/h. In der Radaraufzeichnung bestand gegen Ende eine Lücke von mindestens 16 s, ehe um 13:00:52 Uhr das letzte vom Ultraleicht-Flugzeug (UL) kommende Signal empfangen wurde.

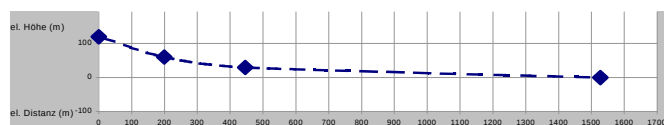


Bild 2 Flugprofil (relativ) im Raster 100 x 100 m

Wetter

Die Flugleitung des Verkehrslandeplatzes Flensburg stufte die Bewölkung und die Sichtbedingungen als unkritisch (CAVOK) ein. Nach ihrer Beobachtung kam der Bodenwind aus 080° mit 14 kt.

Der Überlebende empfand die Luft auf dem letzten Flug als sehr unruhig („bockig“).

Unfallstelle

Als Bezugspunkt für die Unfallstelle gelte die Abzweigung Ellund-West von der Flensburger Strasse (L192) nordwestlich des Verkehrslandeplatzes Flensburg-Schäferhaus. Vom Bezugspunkt auf einer Geraden in Richtung 260° befanden sich bei 120 m die Brille des Piloten, bei 185 m der Packschlauch des Rettungsfallschirmes, bei 310 m die Aufprallstelle des UL und bei 525 m die Endlage des Wracks.



Bild 3 Aufprall (gelber Pfeil I) und Endlage (gelber Pfeil ---)

Weitere kleine Trümmer ergaben 370 m vom Bezugspunkt eine Streuung von 30 m nördlich und 65 m südlich der Geraden. Die linke Tragfläche wurde bei 300° und 180 m und der Pilot bei 170° und 60 m aufgefunden.



Bild 4 linke Tragfläche

Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Kraftstoffmenge an Bord zum Zeitpunkt des Unfalles war nicht feststellbar. Die Schleppzeiger des Beschleunigungsmessers zeigten nach dem Unfall Lastvielfache von + 7,4 und - 5,1 an.

Nach der Untersuchung vor Ort durch einen Beauftragten der BFU wurde das Wrack der WT-9 zur BFU nach Braunschweig überführt. Hier hatten auch Vertreter des Herstellers und des deutschen Importeurs die Gelegenheit, sich über den Sachverhalt zu informieren.



Bild 5 Primärbruchstelle (gelber Kreis O)

Die Primärbruchstelle des Tragwerkes lag im Bereich der Holmbrücke vor dem linken Sitz, links von der Befestigung des linken Steuerknüppels. In diesem Bereich ist der Holm als C-Profil mit dem Ober- und dem Untergurt aus CFK (unidirektional) und dem Steg aus GFK-Sandwich ausgeführt. Der Obergurt war an seiner Bruchstelle in Faserpakete aufgespalten. Der Untergurt wies ein kompaktes Bruchende auf, mit einer stumpfen Bruchfläche vorn oben und einer faserigen Zone hinten unten.



Bild 6 Obergurt



Bild 7 Untergurt

Sicherheitsaspekte

Die betroffene WT-9 war mit dem Rettungsgerät USH 52 S ausgerüstet. Das System ist wie folgt im UL integriert:

Das Fallschirmpaket und die Rakete befinden sich rechts oben zwischen Brandschott und Instrumentenbrett. Die Ausschussöffnung vor der Frontscheibe ist durch einen Deckel verschlossen. Zwei Hauptleinen verbinden den Fallschirm mit dem Fluggerät über beidseitige Beschläge am Brandschott (Bild 8). Ein Stahlseil zur Stabilisierung der Lage führt an den Hinterholm der rechten Tragflächenwurzel. Im Normalzustand ist das Seil unter der Außenhaut der Bordwand verlegt.



Bild 8 Öse für die rechte Hauptleine (gelber Kreis O)

Bei der Untersuchung am Wrack fanden sich an der hinteren Kante der Austrittsöffnung und am Packschlauch Spuren gegenseitiger Abtragung von Material.

Zur Rettungsphase am Fallschirm gab der Überlebende an, dass er den Kabinenboden unter seinen Füßen vermisste und den Bug des UL von seinem Körper wegdrücken musste.

Nach dem Aufprall auf dem Boden war das Wrack ca. 200 m mit dem Wind versetzt worden. Das Stabilisierungsseil hatte sich von oben durch die Hinterkante in die rechte Tragfläche gesägt und war am Austritt aus der Unterbeplankung abgerissen.

In der Endlage fand man den Bug vom Rumpf getrennt vor. Die Kabine war zerstört. Nur Steuerseile und Kabel hielten noch eine Verbindung der vorderen mit der hinteren Struktur aufrecht. An der vorderen Struktur (Bild 8) waren die Hauptleinen des Rettungsfallschirms befestigt und an der hinteren (Bild 5) die Sitze und die Anschnallgurte der Insassen.

Links neben bzw. unter dem linken Sitz fehlten die linke Bordwand und Teile der Traversen von Haupt- und Hinterholm. Ebenso wurde der linke Beschlag des Bauchgurts mit einem kleinen Rest vom Gurt im Bereich der Kabine vermisst. Die genannten Bruchstücke befanden sich an der linken Tragfläche abseits vom Wrack.

Vorschriften

Nach § 3 Abs. 2 LuftBO (Betriebsordnung für Luftfahrtgerät) (Stand 2001) darf ein Luftsportgerät nur mit einem zugelassenen Rettungsgerät betrieben werden.

Rettungsgeräte im Sinne der LTF (Lufttüchtigkeitsforderungen) für Rettungsgeräte für Ultraleichtflugzeuge sind nach Abs. 1.1 dieser Vorschrift (Stand 1999) Fallschirme, die das Fluggerät einschließlich der Insassen landen.

Vergleichbare Anforderungen der JAR 22 (für Segelflugzeuge und Motorsegler) zum Aspekt Notausstieg der Insassen im Fluge, wie Haubenabwurf und Ausstiegshilfen, fehlen im Abschnitt D. IV. 10. (Gestaltung und Bauausführung – Führerraum - Notausstieg) der LTF-UL (Stand 1999) und auch im § 807 LTF-UL (Stand 2002).

Der Antrag eines Prüfers Kl. 5 im Auftrag des Halters eines UL, Rückenfallschirme der Insassen als Alternative zum Gesamtrettungssystem zuzulassen, wurde vom beauftragten Verband für die Musterzulassung (DAeC) abgewiesen.

Im Abschnitt D. IV. 11. (Gestaltung und Bauausführung – Führerraum - Rettungssystem) sowie im Abschnitt C. X. 2. (Festigkeit – Notlandebedingungen - Belastung durch das Rettungssystem) der LTF-UL (Stand 1999) werden die Anforderungen an die Struktur der Kabine (Führerraum) beschrieben.

Danach sind die maßgeblichen Kriterien für die Auslegung der Kabine zum einen die Beschleunigungen bei der Bruchlandung und zum anderen der Entfaltungstoß des Rettungsfallschirmes.

Luftfahrzeug (Muster)

Das Fluggerät *WT-9 Dynamic* ist ein zweisitziger freitragender Tiefdecker mit Kreuzleitwerk in Voll-Kunststoff-Bauweise. Es wird mit einem feststehenden oder einem einziehbaren Bugrad-Fahrwerk angeboten. Als Triebwerk stehen ein *Rotax 912 UL* (58 kW) und ein *Rotax 912 ULS* (71 kW) zur Wahl.

Das Luftfahrzeug bzw. Luftsportgerät *WT-9* ist das Produkt eines slowakischen Entwicklungs- und Herstellungsbetriebes. Es wurde auf Antrag des deutschen Importeurs am 23.10.2001 vom Deutschen Aero Club e.V. (DAeC) als Ultraleichtflugzeug-Muster mit dem zugehörigen Kennblatt 61179 zugelassen.

Nach den eingereichten Unterlagen zum Nachweis der Lufttüchtigkeit war die Festigkeit der steckbaren Tragflächen durch Belastungsversuche überprüft worden. Dagegen lagen zu dem im Rumpf integrierten Teil des Tragwerks bis zur Station $y_2 = 0.625$ m keine praktischen Nachweise vor.

Als Nachweis dienten Rechenergebnisse nach der Finite-Elemente-Methode (FEM) an einem Rumpfmodell und eine Berechnung nach Formeln der Span-

nungen in den Gurten und im Steg der Holmbrücke. Im Modell für die FEM-Rechnung war die Holmbrücke als Kasten (geschlossenes Profil) generiert worden. Rechnungen zur Stabilität der Holmbrücke mit C-Profil existierten in den Unterlagen zur Zulassung nicht. Folglich fehlte auch eine Betrachtung zum Einfluss der Handkräfte am Steuerknüppel auf die Stabilität der Holmbrücke.

Nach dem Unfall holte der Hersteller einen Belastungsversuch am Rumpf nach. Gemäß Prüfbericht wurde der Versuch bei einer Raumtemperatur von 18 °C an einem Rumpf aus der Serie, ohne Steuerknüppel und somit ohne dementsprechende Querkraften am Holmsteg, durchgeführt. Die Belastung wurde stufenweise gesteigert bis zum Bruch und so die höchste auf Dauer ertragene Last festgestellt. Aus dem Versuchsaufbau und den aufgelegten Massen ergaben sich an Station y_2 eine Querkraft von $Q_y = 11\,830,8\text{ N}$ und ein Biegemoment von $M_y = 20\,999,7\text{ Nm}$.



Bild 8 Belastungsversuch am 26.04.2002

Als Grundlage für die Lastannahmen dienten laut Hersteller slowakische Vorschriften und die deutschen Bauvorschriften für UL (BfU 95). Die symmetrische Beanspruchung durch eine Vertikalböe von 15 m/s wurde vom Nachweisführer gemäß der Formel bestimmt, die in allen Lufttüchtigkeitsforderungen der nachstehenden Tabelle vorzufinden ist. Die Lastvielfachen bei den betreffenden Fluggeschwindigkeiten EAS und die resultierenden Biegemomente an Station y_2 nach einem Berechnungsprogramm namens BRASOFT lauteten:

EAS	km/h	n	M_y (Nm)	j	
$v_B = v_A$	160	3,76	9 157,2	2,293	BfU 95 (Böe)
v_A	160	4,0	9 731,6	2,158	BfU 95 (Abfangen)
$v_B = 0,9 v_H$	225	4,88	12 161,5	1,727	FAR 23 / JAR-VLA
$v_B = v_C$	230	4,98	12 392,6	1,695	LTN 11.06.2000
$v_B = v_H$	250	5,31	13 317,0	1,577	n wie JAR 22
$v_B = 0,9 v_H$	252	5,33			Rotax 912 UL _S

Tabelle 1 Versuchsergebnisse (Sicherheitsfaktor j)

Im v-n-Diagramm für die Musterzulassung des UL in Deutschland nach BfU 95 wurde die Manövergeschwindigkeit v_A von 160 km/h auch als Bemessungsgeschwindigkeit für die Böenlast angesetzt. Damit wurde das Abfanglastvielfache von $n = 4,0$ zur maßgeblichen Höchstlast. Auch die Ergebnisse des letzten Bruchversuches wurden daran gemessen und ergaben auf diese Weise eine Sicherheit von 2,16 für das Biegemoment und 2,13 für die Querkraft.

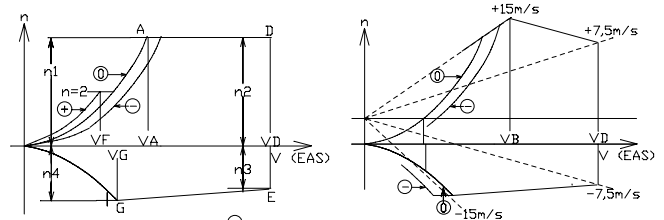


Bild 9

v-n-Diagramm nach BfU 95 C.III.1.

Die BFU stellte in Frage, ob die Berechnungen zur Musterzulassung und der nachträgliche Belastungsversuch des Herstellers als Nachweise für eine ausreichende Festigkeit des Tragwerkes zu werten sind.

Auch Sachverständige des LBA überprüften den Lufttüchtigkeitsnachweis für die WT-9, der beim DAeC eingereicht worden war. Der interne Bericht des LBA liegt der BFU vor. In Absprache mit dem DAeC betrachtete das LBA insgesamt drei vergleichbare Ultraleichtflugzeug-Muster, die durch ein Versagen des Tragwerkes im Fluge aufgefallen waren. Die BFU bearbeitete diese Unfälle unter den Aktenzeichen 3X018-0/00, 3X046-0/02 und 3X160-0/02.

Luftfahrzeug (Stück)

Das Gerät mit der Werknummer DY 00301 war im Jahr 2001 hergestellt und zunächst mit einer vorläufigen Verkehrszulassung in Deutschland betrieben worden. Nach der Musterzulassung im Dezember 2001 erfolgte die normale Zulassung als Luftsportgerät. Es handelte sich um die Version mit feststehendem Bugfahrwerk und mit dem Triebwerk Rotax 912 UL (58 kW).

In bzw. zu diesem UL wurden ein Fahrtmesser und ein Flughandbuch in der Ausgabe vor der Musterzulassung vorgefunden. Die gültige Version des Flughandbuches wurde der BFU vom Hersteller vorgelegt. Laut einem Lieferschein des Importeurs vom 25.12.2001 war dem ehemaligen Halter des UL ein Fahrtmesser mit korrigierter Farbmarkierung zum Austausch gegen den ab Werk vorhandenen zugesandt worden.



Bild 10 Beschleunigungsmesser und Fahrtmesser (gelbe Kreise O)

Die Geschwindigkeiten IAS nach Flughandbuch bzw. nach den Markierungen auf dem Fahrtmesser des betroffenen UL (1) und in einer gültigen Fassung nach BfU 95 (2) unterschieden sich zum Teil deutlich. Zum Vergleich sei auch die Skala nach der neuen LTF-UL (3) dargestellt:

IAS	km/h	(2)	(3)	(1)	
V _A	(2) 165				(2) nach BfU 95
	(1) 180	gelber Bogen	Strich	grüner Bereich	(1) im betroffenen UL
V _{RA}	(3) 230				(3) nach neuer LTF-UL
V _{NO}	(1) 250				
V _{NE}	(2) 280				
	(1) 290	roter Strich			

Tabelle 2 Fahrtmesser Marken

Die Abflugmasse des UL war gemäß Musterzulassung auf 450 kg beschränkt. Laut Wägebericht vom 11.12.2001 betrug die Leermasse 281 kg. Die Insassen wogen laut eigener Angabe bzw. laut Obduktionsbericht 81 kg und 79 kg. Die Tanks fassten 70 l Kraftstoff. Über die letzte Betankung konnte die BFU nichts in Erfahrung bringen. Zum Vorrat an Kraftstoff auf dem letzten Flug erinnerte sich der Überlebende an eine Anzeige von geringfügig unter $\frac{1}{4}$ des Tankvolumens.

Im Bordbuch des UL waren zum 07.04.2002 eine Gesamtbetriebszeit von 94 Stunden und 226 Landungen dokumentiert. In einem gesonderten Heft waren, laut Zeuge, die Stellung der Schleppzeiger des Beschleunigungsmessers regelmäßig notiert worden. Der Zeuge erinnerte sich an einen Höchstwert von + 3,2. Es lagen keine Vermerke über Beanstandungen oder Reparaturen am Tragwerk vor.

Eine Rolltendenz des UL von ca. 7-10 Grad pro Sekunde um die Längsachse ließ sich durch die Anbringung einer Trimmklappe in geeigneter Länge am Querruder beseitigen. Laut Zeuge hatte sich der Erfolg dieser Maßnahme auf jenem letzten von drei Werkstattflügen bestätigt.

Besatzung

Der Pilot auf dem linken Sitz war Inhaber einer UL-Flugschule und Vertragshändler für die WT-9 sowie eingetragener Halter des betroffenen Geräts.

Er war ehemaliger Flugzeugführer bei der Luftwaffe auf Jets des Musters Tornado und seit 1998 im Besitz eines Luftfahrerscheines für Luftsportgeräteführer mit der Berechtigung zur praktischen Ausbildung. In seinem Flugbuch waren für die Jahre 2000 und 2001 insgesamt 1 354 Flugstunden auf Ultraleichtflugzeugen eingetragen. Im Bordbuch des betroffenen Geräts waren 63 Stunden und 176 Landungen mit dem Muster WT-9 für ihn verbucht.

Der rechte Insasse war ebenfalls Militärflugzeugführer a.D. und Luftsportgeräteführer mit Lehrberechtigung. Bei Bedarf arbeitete er als Fluglehrer bei der oben genannten Flugschule mit. Nach seiner Aussage wurde das UL zum Zeitpunkt des Unfalles vom links sitzenden Piloten gesteuert.

Beurteilung der BFU

Flugbetrieb

Bei beiden Piloten ist davon auszugehen, dass sie mit den Flugeigenschaften, den Flugleistungen und auch mit den Betriebsgrenzen der WT-9 bestens vertraut waren.

Die Flugmasse lag mit großer Wahrscheinlichkeit an der Höchstgrenze von 450 kg, möglicherweise aber auch darüber.

Die Flugparameter zum Zeitpunkt des Tragwerksversagens waren nicht mit hinreichender Sicherheit feststellbar. Insbesondere fehlten geeignete Quellen zum Nachweis von Flugbahn, Fluglage und Ruderaus-schlägen. Zur Verfügung standen nur die Radaraufzeichnung, die am Ende große Lücken aufwies, und die Aussage des zweiten Piloten, der in dieser Phase nicht am Steuer gewesen war. Allerdings waren diese Daten und Angaben geeignet, Fluggeschwindigkeiten über 240 km/h (IAS) beim letzten Flug mit großer Wahrscheinlichkeit auszuschließen.

Der Moment, als der Maximalwert auf dem Beschleunigungsmesser (Bild 10) registriert wurde, ist nicht bekannt. Allerdings spricht nichts eindeutig dagegen, dass diese Vertikalbeschleunigung mit dem Tragwerksversagen in unmittelbarem Zusammenhang steht:

Der gespeicherte Höchstwert von 7,4 auf dem Instrument liegt jeweils um 13% unter der Bruchlast aus dem Versuch und unter der rechnerischen Bruchlast, wie sie nach Auffassung der BFU anzusetzen wäre. Die aufgezeichnete Belastung kommt also annähernd

gleich der nachgewiesenen Festigkeit. Im Umkehrschluss entspricht sie einem Vollausschlag am Höhenruder bei ca. 215 km/h oder der großen Böe von 15 m/s bei ca. 230 km/h.

Wetter

Zur Jahreszeit und zur Uhrzeit des Unfalles sowie aufgrund der beobachteten Bewölkung waren lokale thermische Luftbewegungen nicht auszuschließen. Der Beschreibung der unruhigen Luft durch den Zeugen mit „bockig“ vermag die BFU keinen Zahlenwert zuzuordnen, der mit der großen Böe von 15 m/s im Lufttuchtigkeitsnachweis zu vergleichen wäre.

Sicherheitsaspekte

Das Tragwerksversagen hinterließ scharfe Bruchränder an der Kabine und brachte das UL in eine unkontrollierte Fluglage. Dennoch kamen der Packschlauch und die Schirmkappe des Rettungsgeräts fast unverseht heraus. Dies hält die BFU vielmehr für einen Zufall als für einen reproduzierbaren Erfolg.

Nach Ansicht der BFU war auch die Verbindung der Insassen mit dem Rettungsfallschirm über die Struktur der Kabine nicht sichergestellt. Beinahe wäre nur das Triebwerk mit dem Fallschirm gerettet worden.

Wesentliche Strukturschäden an der Kabine bestanden nach Schilderung des Überlebenden bereits in der Luft. Einige weitere waren beim Aufsetzen auf dem Boden und der Schleiflandung entstanden.

Bei diesem UL, wie auch bei vielen anderen Mustern, war der rückwärtige Zusammenschluss der Schulter- und Bauchgurte sowie die Verbindung der Anschnallgurte mit dem Rettungsfallschirm über die Struktur des Flugwerks hergestellt. Diese Konstruktion erfüllte bei der Musterprüfung die Anforderungen, die sich aus dem Entfaltungsstoß und den Notlandebedingungen gemäß der *BfU 95* ergaben. Für den Nachweis der Festigkeit war zulässig, von einer unbeschädigten Struktur auszugehen. Bei dem hier behandelten Unfall traf diese entscheidende Annahme jedoch nicht zu.

Luftfahrzeug

An der gebrochenen Holmbrücke waren keine Vorzeichen zu erkennen gewesen. Das Tragwerk des Stücks stimmte mit dem Muster überein. Die Bauweise und die Verarbeitung der *WT-9* gaben kaum Anlass zur Beanstandung. Nur die Gestaltung der Holmbrücke als C-Holm mit Befestigung des Steuerorgans am Steg erachtet die BFU als Schwäche der Konstruktion.

Den Bruchversuch, den der Hersteller am Tragwerk innerhalb der Rumpfbaugruppe nachträglich durchführte, beurteilt die BFU wie folgt:

Der Schadensfall im Versuch gleicht dem des Unfalls. Es handelt sich um ein Stabilitätsversagen des Obergurts der Holmbrücke infolge einer positiven Last auf die Tragflügel. Die Bruchstelle deckt sich mit der

offensichtlichen Schwachstelle des Tragwerks. Zwei erwähnte Unzulänglichkeiten schränken die Gültigkeit des Versuchs etwas ein.

Die nachgewiesene Bruchlast entspricht einem Lastvielfachen von 8,52. Diese Festigkeit liegt um den Faktor 1,695 über dem Böenlastvielfachen bei 230 km/h nach der slowakischen Bauvorschrift. Mit einer maßgeblichen Geschwindigkeit von 160 km/h nach der deutschen Bauvorschrift *BfU 95* erreicht dieser Faktor den Wert 2,293.

De facto war nach *BfU 95* mindestens ein Lastvielfaches von $n = 4,0$ anzusetzen gewesen. Der Bruchversuch lieferte in Bezug auf die Querkraft eine Sicherheit von 2,13. Eine Untersuchung zum Einfluss der Handkräfte am Steuerknüppel ergab für den Holmsteg noch eine Sicherheit von 1,9. Letzteres ging aus einer Stellungnahme des Musterprüfers des DAeC hervor.

Gefordert wäre nach den Standards für Luftfahrtgeräte der allgemeine Sicherheitsfaktor von 1,5 mit einem Zuschlag von 15 % für die Bauweise in Faserverbund (siehe weiter unten), also 1,725.

Die deutsche Musterzulassung als UL konnte also seinerzeit durch eine Begrenzung des „grünen Bereichs“ auf 160 km/h erworben werden. Die nachgewiesene Sicherheit übertraf die Mindestforderung der *BfU 95* deutlich. Das Ergebnis des Bruchversuchs wurde nicht mit der Beanspruchung durch Böen bei Reisegeschwindigkeit verglichen. Das war nach *BfU 95* nicht erforderlich gewesen.

Der Bericht des LBA über die Durchsicht der Musterunterlagen der *WT-9* enthält eine Reihe von Beanstandungen. Einige davon wurden auch hier angesprochen (siehe oben). Im Vergleich zu den beiden anderen UL-Mustern, die das LBA ebenfalls betrachtete, machte die Nachweisführung für die Musterzulassung der *WT-9* den besten Eindruck. Die BFU geht davon aus, dass die Sachverständigen des LBA dabei die Musterprüfungen nach JAR im eigenen Haus zum Maßstab nahmen.

Bauvorschriften

Die *WT-9* ist ein Fluggerät mit einer geschlossenen Kabine für zwei Personen und mit einem Antrieb aus Kolbenmotor und Propeller, das für Rund- und Reiseflüge nach VFR mit einer Reisegeschwindigkeit über 150 km/h genutzt wird. Die Bauvorschriften und Betriebsverordnungen für die allgemeine Luftfahrt unterscheiden zwischen (normalen) Flugzeugen, Ultraleicht-Flugzeugen, Reisemotorseglern und anderen. Diese Unterscheidung ist bei dem Produkt nach obiger Beschreibung nicht selbstverständlich. Erst die Kriterien der Vorschriften, wie die höchstzulässigen Abflugmassen und die aerodynamischen Lastannahmen, machen die Unterschiede aus.

	Vorschrift	m (kg)	Lastfall	n
Normalflugzeug (N)	JAR / FAR 23	5 700	v_A	3,8
Einfachflugzeug	JAR-VLA	750	v_A	3,8
Ultraleicht-Flugzeug	BfU 95	450	$v_B = v_A$	4,0
Nutzflugzeug (U)	JAR / FAR 23	5 700	v_A	4,4
WT-9 Dynamic	LTF-UL	450	$v_B = 0,9 v_H$	4,88
Reisemotorsegler	JAR 22	750	$v_B = v_A$	5,3
Kunstflugzeug (A)	JAR / FAR 23	5 700	v_A	6,0

Tabelle 3 Bauvorschriften

Die Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge *BfU 95* sind mit den anderen, wie *FAR Part 23* im Prinzip vergleichbar. So lautet z.B. die Formel für das Böenlastvielfache gleich. Danach wächst mit der Flugeschwindigkeit auch die Last linear. In der maßgeblichen Größe jedoch besteht die Abweichung:

Nach *FAR 23.333* ist als Bemessungsgeschwindigkeit v_B mindestens die *design cruising speed* v_C einzusetzen und folglich kommt auch die *cruising speed at max. continuous power* v_H in Betracht. In der *BfU 95* Absatz C.III.1.(c)(1) wird die Mindestforderung für die Bemessungsgeschwindigkeit v_B mit der Abfanglast v_A gleichgesetzt.

Die Formel für die Böenlast in den Bauvorschriften erscheint akribisch und beruht dennoch auf Annahmen zur Vereinfachung. Die größte anzunehmende Böengeschwindigkeit von 15 m/s ist das Ergebnis einer Wahrscheinlichkeitsrechnung auf der Basis von Messreihen mit Flugzeugen von 1933 bis 1950. Sie ist keine physikalische Größe, sondern nur ein Faktor zur generellen Anwendung der Formel. Im Einzelfall können die Eigenschaften des Flugzeuges und besondere Böenformen unzutreffende Sicherheiten ergeben.

Die Sicherheitsfaktoren in den Bauvorschriften dienen dazu, mehrere verschiedenartige Unwägbarkeiten abzudecken. Bei Flugzeugen nach *FAR Part 23* scheinen die vorgeschriebenen Werte aus bisheriger Erfahrung auszureichen. In den Bauvorschriften für UL wurden diese Sicherheitsfaktoren unverändert übernommen. Die Entwicklung, die Herstellung, die Instandhaltung und der Betrieb eines UL sind jedoch nicht gleichermaßen organisiert. Daher beinhalten dieselben Werte für die Sicherheitsfaktoren beim UL nicht unbedingt dieselben Reserven.

Die BFU hat bei ihrer Untersuchung den Eindruck gewonnen, dass im Angebot mehrerer Hersteller und bei der Nachfrage vieler Kunden die Flugleistung des Ultraleicht-Flugzeuges im Vordergrund steht. In Prospekten und Fachzeitschriften und selbst in Flughandbüchern von modernen ULs werden höhere Werte für die zulässigen Geschwindigkeiten angegeben als in den Kennblättern oder Lufttüchtigkeitsnachweisen. Andererseits erfordert die formale Gewichtsgrenze, um als UL zugelassen zu werden, extremen Leichtbau.

Die formale Grenze von 450 kg für Ultraleicht-Flugzeuge, gültig zum Zeitpunkt des Unfalles, war zugleich Bemessungsgröße für den Festigkeitsnachweis. Kaum

ein Hersteller setzt hierfür großzügigere Werte ein. Andererseits werden Ultraleicht-Flugzeuge bei einer realistischen Beladung mit zwei Erwachsenen und Kraftstoff praktisch stets mit der maximalen Abflugmasse und nicht selten darüber hinaus belastet.

Daher hat z.B. eine *Cessna 172* bei derselben Beladung noch Festigkeitsreserven weit über die vorgeschriebenen Sicherheitsfaktoren hinaus. Das trifft selbst für die etwas geringere Lastannahme nach *FAR 23* für die Kategorie *N* beim Abfangen zu ($n_A = 3,8$ statt 4,0). Auch bei Motorseglern nach *JAR 22* kann von Festigkeitsreserven gegenüber UL ausgegangen werden, denn die relativ hohe Anforderung ($n_A = 5,3$) beruht nicht auf vergleichbare Lastannahmen, sondern entstand aus einer Konversion von Vorschriften.

Faserverbund kommt bei Ultraleichtflugzeugen immer mehr zum Tragen. Bei der Musterprüfung von Segelflugzeugen werden für diese Bauweise besondere Anforderungen gestellt, wie z.B. ein zusätzlicher Sicherheitsfaktor von 1,15, eine Prüftemperatur von 54 °C beim Belastungsversuch und Tragwerksoberflächen mit niedrigem Absorptionskoeffizienten (weiße Farbe). Allerdings sind diese besonderen Forderungen in den *JAR 22* und so auch in den *BfU 95* nicht explizit niedergeschrieben. Sie wurden beim Festigkeitsnachweis von UL-Mustern auch nicht immer berücksichtigt, wie in diesem bzw. einem anderen Fall (3X018-0/00) festzustellen war.

Zusammenfassung

Um das Versagen des Tragwerks im vorliegenden Fall zweifelsfrei aufklären zu können, wären genauere Flugdaten erforderlich gewesen, als hier zur Verfügung standen. So enthielt das GPS-Gerät, das den Flugweg noch etwas genauer als das RADAR wiedergegeben hätte, keine Daten vom letzten Flug. Flugdatenaufzeichnungen, die auch über Fluglage und Steuereingaben Aufschluss geben, fehlen bei UL-Flugzeugen generell.

Trotzdem stand die Lufttüchtigkeit des Musters zunächst in Frage, weshalb die BFU auch mit einer Sicherheitsempfehlung auf den Unfall reagierte. Die weiteren Untersuchungen ergaben jedoch keine so gravierenden Mängel, weder am Muster noch am Stück, dass das fatale Versagen des Tragwerks damit hinreichend zu begründen gewesen wäre.

Nachdem sich der dritte vergleichbare Unfall (3X160-0/02) ereignet hatte, war am 12.08.2002 eine Sicherheitsempfehlung der BFU in Bezug auf die Lufttüchtigkeitsforderungen für UL verfasst worden. Aufgrund der unmittelbaren Zusammenarbeit mit dem LBA erübrigte sich jedoch die formelle Zustellung dieser Note.

Im Oktober 2002 wurde die Bauvorschrift LTF-UL unter der Leitung des LBA überarbeitet und dabei u.a. ein realistischerer Ansatz für die Böenlast eingeführt.

Schlussfolgerungen der BFU

Die Ursache des hier untersuchten Unfalles war nicht mit hinreichender Sicherheit feststellbar.

Sicherheitsempfehlungen

Als Sofortmaßnahme im vorliegenden Fall richtete die BFU am 04.06.2002 folgende Sicherheitsempfehlung an die beauftragte Stelle für aerodynamisch gesteuerte Ultraleicht-Flugzeuge:

Empfehlung Nr.: 13/2002

Der Deutsche Aero Club e.V. sollte die bisherigen Nachweise zur Lufttüchtigkeit des Musters Dynamic WT-9 hinsichtlich der Festigkeit des Tragwerkes nochmals überprüfen. Bis zum erfolgreichen Abschluss dieser Maßnahme sollte der Betrieb von Ultraleicht-Flugzeugen dieses Musters eingeschränkt werden.

Unabhängig davon erscheint es sinnvoll, den offenen Querschnitt zwischen beiden Gurten und dem Steg der Holmbrücke, an der Stelle vor dem Steuerknüppel, durch einen Spant oder Klotz zu versteifen.

Wie im Bericht schon erwähnt, folgte der DAeC dieser Empfehlung. Inzwischen ist der Festigkeitsnachweis für die WT-9 auch nach der neuen LTF-UL anerkannt. Davon unabhängig wird die Holmbrücke nunmehr als Kastenholm ausgebildet.

Nach Abschluss der Untersuchung hält die BFU noch folgende Empfehlungen für erforderlich:

Empfehlung Nr.: 22/2004

Das Bundesministerium für Verkehr, Bau- und Wohnungswesen (BMVBW) sollte veranlassen, dass die Vorschriften zum Betrieb und für die Musterzulassung von Ultraleichtflugzeugen dahin gehend geändert bzw. ergänzt werden, dass Personenfallschirme oder andere geeignete Rettungsgeräte als Alternative für ein Gesamtrettungssystem eingesetzt werden können.

Empfehlung Nr.: 23/2004

Das Bundesministerium für Verkehr, Bau- und Wohnungswesen (BMVBW) sollte veranlassen, dass die Bauvorschriften, die das Gesamtrettungssystem betreffen, dahin gehend geändert oder ergänzt werden, dass der Anschluss der Insassen an den Rettungsfallschirm unabhängig von der Integrität der Struktur des Flugwerks gewährleistet ist.

Untersuchungsführer
Flugdatenauswertung
Untersuchung vor Ort

Gernot Leibe
Uwe Pitz
Jens Eisenreich