

Untersuchungsbericht

3X041-0/05
April 2007

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 02. Mai 2005
Ort: Jänschwalde
Luftfahrzeug: Ultraleichtflugzeug
Hersteller Muster: Fläming Air / FA 01 SMARAGD
Personenschaden: zwei Personen tödlich verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittsschaden: Keiner
Informationsquelle: Untersuchung durch BFU

Untersuchungsbericht

3X041-0/05
April 2007

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 02. Mai 2005
Ort: Jänschwalde
Luftfahrzeug: Ultraleichtflugzeug
Hersteller Muster: Fläming Air / FA 01 SMARAGD
Personenschaden: zwei Personen tödlich verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittsschaden: keiner
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

| | |
|---|----------|
| Abkürzungen | 1 |
| Kurzdarstellung | 2 |
| 1. Sachverhalt | 3 |
| 1.1 Ereignisse und Flugverlauf..... | 3 |
| 1.2 Personenschaden | 3 |
| 1.3 Schaden am Luftfahrzeug | 3 |
| 1.4 Drittschaden | 3 |
| 1.5 Angaben zu Personen..... | 4 |
| 1.5.1 Verantwortlicher Luftfahrzeugführer | 4 |
| 1.5.2 Zweiter Luftfahrzeugführer | 4 |
| 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug | 4 |
| 1.6.1 Rettungssystem..... | 6 |
| 1.7 Meteorologische Informationen..... | 6 |
| 1.8 Navigationshilfen | 7 |
| 1.9 Funkverkehr | 7 |
| 1.10 Angaben zum Flugplatz | 7 |
| 1.11 Flugdatenaufzeichnung..... | 7 |
| 1.12 Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug | 7 |
| 1.13 Medizinische und pathologische Angaben..... | 10 |
| 1.14 Brand..... | 10 |
| 1.15 Überlebensaspekte | 10 |
| 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse..... | 10 |
| 1.17 Organisationen und deren Verfahren..... | 10 |
| 1.17.1 Einweisung in das Ultraleichtflugzeugmuster..... | 10 |
| 1.17.2 Ultraleichtflugzeughersteller | 11 |
| 1.17.3 Luftsportgerätebüro des DAeC..... | 11 |
| 1.17.3.1 Musterprüfverfahren des DAeC..... | 12 |
| 1.17.3.2 Stück- und Nachprüfverfahren des DAeC | 13 |
| 1.17.3.3 Musterprüfung und -zulassung des Musters FA 01 SMARAGD | 14 |
| 1.17.3.4 Stückprüfung des verunfallten Ultraleichtflugzeuges | 18 |
| 1.18 Zusätzliche Informationen | 18 |
| 1.18.1 Maßnahmen des Luftsportgerätebüros | 19 |
| 1.18.2 Rechts- und Fachaufsicht über den DAeC..... | 19 |
| 1.18.3 Bundesministerium für Verkehr Bau und Stadtentwicklung | 20 |
| 1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken | 20 |

| | | |
|-----------|---|-----------|
| 2. | Beurteilung | 21 |
| 2.1 | Flugbetriebliche und technische Aspekte | 21 |
| 2.2 | Spezifische Bedingungen zum Unfallzeitpunkt | 21 |
| 2.3 | Sicherheitsmechanismen | 22 |
| 2.4 | Organisatorische Rahmenbedingungen | 22 |
| 2.4.1 | Ultraleichtflugzeughersteller | 22 |
| 2.4.2 | Luftsportverband..... | 23 |
| 3. | Schlussfolgerungen..... | 26 |
| 3.1 | Befunde | 26 |
| 3.2 | Ursachen | 27 |
| 4. | Sicherheitsempfehlungen | 27 |
| 4.1 | Sicherheitsempfehlungen der BFU | 27 |
| 4.2 | Umgesetzte Sicherheitsmaßnahmen..... | 28 |
| 5. | Anlagen | 29 |

Abkürzungen

| | |
|--------|---|
| BfU | Bauvorschrift für Ultraleichtflugzeuge |
| BFU | Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung |
| BMVBS | Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung |
| DAeC | Deutscher Aero Club e.V. |
| DULV | Deutscher Ultraleichtflug Verband e.V. |
| LBA | Luffahrt Bundesamt |
| LTA | Lufttüchtigkeitsanweisung |
| LTF-UL | Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge |
| PAUL | Prüferanweisung für Ultraleichtflugzeuge |

Kurzdarstellung

Die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) wurde am 02. Mai 2005 um 12:30 Uhr¹ durch die Polizei darüber informiert, dass sich in Jänschwalde ein Unfall mit einem Ultraleichtflugzeug Fläming Air FA 01 SMARAGD ereignet hatte. Ein Beauftragter der Bundesstelle wurde zur Unfallstelle entsandt.

Während eines Einweisungsfluges geriet das Ultraleichtflugzeug in den überzogenen Flugzustand und prallte in einer trudelartigen Flugbahn auf den Boden. Das Rettungssystem wurde aktiviert, der Fallschirm öffnete sich jedoch nicht.

Der Flugunfall ist auf folgende Ursachen zurückzuführen:

Unmittelbare Ursachen:

- Das Ultraleichtflugzeug wurde in geringer Höhe über Grund überzogen, kippte ab und prallte in einer trudelartigen Flugbahn auf den Boden.
- Die Schwere des Flugunfalls ist auf die Fehlüffnung infolge konstruktiver Mängel bei der Integration des Rettungssystems zurückzuführen.

Systemische Ursachen:

- Die Qualität der Musterprüfung des Ultraleichtflugzeugmusters war insbesondere im Bereich der Längsstabilität sowie bei der Adaption des Rettungssystems unzureichend.

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

1. Sachverhalt

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Das Ultraleichtflugzeug (UL) startete um 10:48 Uhr auf dem Flugplatz Neuhausen zu einem Einweisungsflug. Gegen 12:04 Uhr wurden etwa 9 NM nordöstlich des Flugplatzes Zeugen auf das über einem Tagebaugelände fliegende Luftfahrzeug aufmerksam. Die Zeugen arbeiteten auf verschiedenen Arbeitsebenen einer Grube im Tagebau 10 m bzw. 30 m unterhalb der Ebene des Tagebauvorfeldes.

Einer der Zeugen gab an, dass er Motorengeräusche vernommen und daraufhin nach oben geschaut hatte. Er bemerkte das Luftfahrzeug im Geradeausflug in einer geschätzten Höhe von ca. 100 m über Grund. Plötzlich sei es abgekippt und zu Boden getrudelt, wobei es sich mehrfach um seine Achse drehte. Der Zeuge beobachtete, dass während des Abkippens des Ultraleichtflugzeuges ein gelber Fallschirm aus dem Luftfahrzeug herauskam.

Weitere Zeugen nahmen einen Knall und ein zischendes Geräusch wahr und sahen das sich im Trudeln befindende Ultraleichtflugzeug mit dem anhängenden Packschlauch des Rettungssystems.

Das Ultraleichtflugzeug prallte trudelnd in dem Tagebaugelände auf das Tagebauvorfeld.

1.2 Personenschaden

| Verletzte | Besatzung | Fluggäste | Gesamt | Andere |
|-----------|-----------|-----------|--------|--------|
| tödlich | 2 | | 2 | |
| schwer | | | | |
| leicht | | | | |
| ohne | | | | --- |
| Gesamt | 2 | | 2 | |

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Ultraleichtflugzeug wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Keiner

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Verantwortlicher Luftfahrzeugführer

Der 56-jährige verantwortliche Pilot war im Besitz eines Luftfahrerscheins für Luftsportgeräteführer für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge mit Lehrberechtigung und eines Luftfahrerscheins für Privatluftfahrzeuge mit den Beiblättern A, B und C. Seine Gesamtflugerfahrung betrug ca. 1 734 Stunden, davon ca. neun Stunden auf dem Muster.

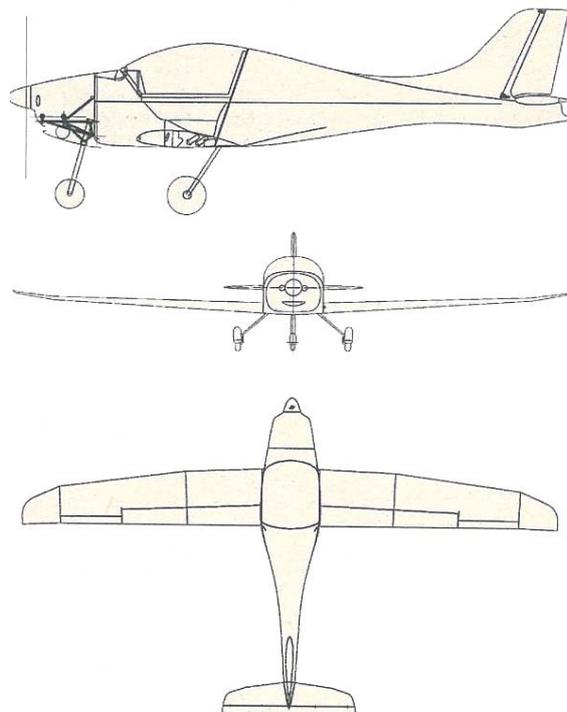
1.5.2 Zweiter Luftfahrzeugführer

Auf dem linken Sitz saß der Einzuweisende. Der 49-Jährige besaß einen am 08.01.2004 durch den Deutschen Aero Club (DAeC) ausgestellten, bis zum 08.01.2009 gültigen Luftfahrerschein für Luftsportgeräteführer für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge sowie einen Luftfahrerschein für Segelflugzeugführer.

Seine Gesamtflugerfahrung zum Unfallzeitpunkt von ca. 119 Stunden hatte er überwiegend auf Segelflugzeugen erworben. Fünf Flugstunden wurden auf Ultraleichtflugzeugen (C-42) absolviert. Der Unfallflug war der erste Flug des Piloten auf dem Muster FA 01 SMARAGD.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Bei dem Ultraleichtflugzeug FA 01 SMARAGD, Baureihe SMARAGD 100 handelte es sich laut dem zum Unfallzeitpunkt gültigen Kennblatt um einen doppelsitzigen Tiefdecker in CFK/GFK-Bauweise mit einer Spannweite von 10,3 m und einer Länge von 5,8 m.



Am 07.04.2005 hatte der DAeC für das Luftfahrzeug einen Eintragungsschein und ein Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt.

Werknummer: 09/05
Baujahr: 2005
MTOM: 472,5 kg
Triebwerk: Rotax 912 ULS
Propeller: Woodcomp SR 3 000/2

Die Gesamtbetriebszeit des Luftfahrzeuges betrug zum Unfallzeitpunkt ca. zwölf Stunden.

Das Luftfahrzeug hatte in jedem Tragflügel einen 60 Liter fassenden Kraftstofftank. Zusätzlich war es mit einer Schleppkupplung Tost E-85 zum Schleppen von Segelflugzeugen ausgerüstet.

Im Rahmen der Stückprüfung für das UL am 01.04.2005 war in der schriftlichen Gewichtsübersicht eine Leermasse von 295 kg (einschließlich 2 Liter Kraftstoff, Öl und Kühlflüssigkeit) angegeben. Als Zuladung war eine Masse von 177,5 kg eingetragen.

Nach Angaben des Vereinsvorsitzenden wurde das Ultraleichtflugzeug bei der Übernahme vom Hersteller am 10.04. und 11.04.2005 mit 60 l bzw. 40 l Kraftstoff betankt. Seitdem war es mehrfach aus Kanistern betankt worden, laut schriftlichen Eintragungen mit insgesamt 82 l Kraftstoff. Die letzte Betankung war für den 22.04.2005 (42 l) dokumentiert. Danach war das Luftfahrzeug bis zum Unfallzeitpunkt noch ca. sechs Stunden geflogen worden.

Angaben im Flughandbuch

Im Flughandbuch des verunfallten UL (Ausgabedatum 05/2003) waren folgende Angaben zur Schwerpunktberechnung enthalten:

Im Kapitel 7 - *Masse und Schwerpunkt* befanden sich Angaben für ein „Musterflugzeug“, nicht jedoch für das verunfallte UL. Unter Punkt 7.0 - *Einführung* war angegeben, dass die Schwerpunktwanderung durch den Kraftstoffverbrauch „nicht erheblich“ sei.

Punkt 7.2 - *Berechnung des Beladezustandes* wies folgende Hebelarme aus:

| | |
|-------------------------|--------|
| Besatzung: | 2,65 m |
| Kraftstoff ausfliegbar: | 2,19 m |
| Gepäck: | 3,27 m |

Unter Punkt 7.3 - *Zulässiger Massen- und Schwerpunktbereich* waren folgende Betriebsgrenzen ausgewiesen:

| | |
|------------------------------------|----------|
| Maximale Abflug- / Landemasse: | 472,5 kg |
| Grenzwert vordere Schwerpunktlage: | 2,365 m |
| Grenzwert hintere Schwerpunktlage: | 2,525 m |

Die Angaben zu den Hebelarmen und zum zulässigen Schwerpunktbereich bezogen sich auf eine 2 m vor der Flügelvorderkante der Wurzelrippe liegende Bezugsebene.

Laut Kapitel 3 – *Betriebsgrenzen*, Punkt 3.6 *Zugelassene Manöver* waren „alle normalen Flugmanöver, Überziehen (ausgenommen dynamisches Überziehen) sowie Steilkurven bis 60° Schräglage“ erlaubt. An dieser Stelle war eine Warnung vermerkt: UL-Flugzeuge seien nicht trudelerprobt und Kunstflug einschließlich Trudeln sei verboten.

Im Kapitel 4 – *Notverfahren* des Flughandbuchs war ein Verfahren zum Ausleiten des Trudeln festgelegt: Leistungshebel – Leerlauf, Quer- und Höhenruder – neutral, Seitenruder entgegen der Drehrichtung, nach Ende der Drehung: Seitenruder – neutral, vorsichtig abfangen. Zusätzlich befand sich dort wiederum ein Warnhinweis „Ultraleichtflugzeuge sind nicht trudelerprobt. Absichtliches Trudeln und Kunstflug sind verboten.“

1.6.1 Rettungssystem

Das Ultraleichtflugzeug war mit einem Rettungssystem USH-52 S (Softpack) ausgerüstet. Das Rettungsgerät war vom Deutschen Ultraleichtflug Verband e.V. Gerätekenntblatt Nr.: 10/R23/01-1 zugelassen. In dem Kennblatt waren folgende Betriebsgrenzen festgelegt: höchstzulässige Gebrauchsgeschwindigkeit 293 km/h, höchstzulässige Anhängelast 502 kg, minimale Anhängelast 360 kg, Mindestgebrauchshöhe über Grund 80 m. Das Betriebshandbuch des Rettungssystems wie auch das Flughandbuch des Ultraleichtflugzeuges enthielten keine Angaben über eine Mindestauslösehöhe. Nach Angaben des Musterbetreuers des Rettungssystems hätten sich bei Abwurftests Öffnungszeiten von 2,6 bis 3,3 Sekunden ergeben bei reinen Fallhöhen zwischen 40 m und 60 m. Unter Berücksichtigung der Leinenlängen und möglicher Pendelbewegungen wäre von 100 m über Grund als Mindestauslösehöhe auszugehen.

Das Rettungsgerät hatte eine Gesamtmasse (Fallschirm, Container und Raketenmotor) von 13 kg. Der Raketenmotor UPI-PFE-400 (Baujahr 3/2005) leistete einen Schub von 810 N und hatte eine Brenndauer von 0,85 s.

Für das in den Luftfahrzeugrumpf integrierte Rettungssystem befand sich auf der Rumpfoberseite oberhalb des Rettungssystems eine in die Rumpfschale geschnittene, nahezu rechteckige 46 cm x 29,5 cm große Öffnung für den Ausschuss der Rakete. Das dort ausgeschnittene Rumpfelement wurde als Abdeckung der Öffnung verwendet und war zur Befestigung von innen mit einer Lage Glasfasergewebe, die als Sollbruchstelle gedacht war, laminiert.

Beim Auslösen des Rettungssystems wird am Triebwerk automatisch die Zündung unterbrochen.

1.7 Meteorologische Informationen

Zum Unfallzeitpunkt herrschten Sichtwetterbedingungen. Nach Zeugenangaben herrschte zum Unfallzeitpunkt sonniges Wetter mit wolkenlosem Himmel und klarer Sicht. Die horizontale Sichtweite am Boden betrug mehr als 10 km. Der Bodenwind kam aus 140° mit 5 Knoten. Die Lufttemperatur betrug ca. 28 °C.

Laut einer amtlichen flugmeteorologischen Auskunft des Deutschen Wetterdienstes (DWD) waren für den Vormittag des Unfalltages störungsfreie Flugwetterbedingungen vorhergesagt. Für den Nachmittag wurden die Bildung von Quellbewölkung sowie das Auftreten von Cumulonimbus-Bewölkung mit Schauern und Gewittern erwartet. Starke Turbulenz wurde nur im Zusammenhang mit Cumulonimbus-Bewölkung vorhergesagt. Östlich der Elbe herrschten verbreitet störungsfreie Flugwetterbedingungen. Nur im äußersten Norden, im Bereich der Küste, wurde stellenweise Schauer- und Gewitteraktivität beobachtet. Auch an der Flugwettermeldestelle Cottbus wurden im fraglichen Zeitraum bei nur geringer Bewölkung störungsfreie Flugwetterbedingungen beobachtet. Die horizontale Sichtweite am Boden lag an der Wettermeldestelle bei 25 km. Bei verbreitet aufgelockerter bis durchbrochener Cirrus-Bewölkung

bildete sich dort im Zeitraum von 12:00 Uhr bis 13:00 Uhr geringe Quellbewölkung aus. Um 12:00 Uhr lag die Untergrenze der tiefsten Bewölkung im Flugraum verbreitet oberhalb von Flugfläche 200. Während um 12:00 Uhr an der Wettermeldestelle Cottbus noch keine Quellbewölkung beobachtet wurde, trat gegen 13:00 Uhr ein Achtel Cumulus in 6 000 ft über Grund auf. Es kann davon ausgegangen werden, dass sich im Flugraum vereinzelt erste flache Cumulus-Bewölkung ausbildete und gute Thermik herrschte. Die im Zusammenhang mit der Thermik auftretenden Windspitzen (Auffrischen des Bodenwindes) erreichten an der Wettermeldestelle dabei etwa 16 Knoten.

Die Beobachtungsstation Cottbus verzeichnete für den Unfallzeitpunkt (ca. 12:00 Uhr MESZ/10:00 UTC) Windwerte von 150 Grad mit 6 Knoten mit Böen bis 12 Knoten.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen der Besatzung und Neuhausen Information wurde nicht aufgezeichnet.

1.10 Angaben zum Flugplatz

Nicht betroffen.

1.11 Flugdatenaufzeichnung

Nicht betroffen.

1.12 Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Der Aufprall erfolgte in einer steilen Flugbahn, bei geringer Längs- und Querneigung des Ultraleichtflugzeuges.

Der Rumpf des Luftfahrzeuges wies in östliche Richtung. Der Motor war am Brandschott abgerissen und bezogen auf die Längsachse des UL um ca. 20° nach links verdreht. Eines der beiden Luftschraubenblätter war im Bereich der Blattwurzel abgebrochen. Beide Propellerblätter wiesen an den Vorderkanten nur geringfügige Beschädigungen auf.

Die Höhensteuerung war freigängig. Das Kohlefasergestänge der Quersteuerung und der Landeklappen war im Bereich unter den Sitzen gebrochen. Die Landeklappen waren eingefahren.

Die Rumpfschale auf beiden Seiten der Kabine war aufgeplatzt und die Kabinenhaube zersplittert. Bei dem Aufprall wurde das Hauptfahrwerk aus der Bodengruppe gerissen und nach hinten geklappt.



Beide Tragflügel waren aufgeplatzt. Der in den Tanks enthaltene Kraftstoff war ausgelaufen. An den Tragflügelunterseiten im Bereich der Drainageventile wurden Spuren des ausgelaufenen Kraftstoffs festgestellt. Zeugen hatten an der Unfallstelle Kraftstoffgeruch wahrgenommen. In den Leitungen ließ sich eine geringe Menge Kraftstoff nachweisen.

Bei der Aktivierung des Rettungssystems hatte der Raketenmotor die geschlossene CFK-Abdeckklappe durchschlagen und durch die entstandene Öffnung den Packsack mit der Fallschirmkappe bis etwa 70 cm oberhalb der Fallschirmbasis herausgezogen. Es kam dabei weder zu einer vollständigen Streckung des Fallschirmsystems noch zum Abziehen des Packschlauchs von der Fallschirmkappe.



Die Ausschussöffnung im Rumpf des Luftfahrzeuges war an einigen Stellen scharfkantig. Der Raketenmotor war bei der Aktivierung im Bereich des hinteren Randes der Abdeckklappe aufgetroffen. In diesem Bereich wies auch der Luftfahrzeugrumpf einen etwa 10 cm langen Riss auf.



Das Ultraleichtflugzeug war mit einem Fahrtmesser der Firma Winter ausgerüstet. Die Fahrtmessermarkierungen unterschieden sich deutlich von den im Flughandbuch bzw. Kennblatt angegebenen Geschwindigkeitswerten (IAS).



| Fahrtmessermarkierungen | | | |
|-------------------------|---|---------------------------|--------------------------|
| Markierung | Bedeutung | Wert(e) laut Flughandbuch | Wert(e) laut Fahrtmesser |
| Weißer Bogen | Geschwindigkeitsbereich mit voll ausgefahrenen Flügelklappen | 71-108 km/h | 78-150 km/h |
| Grüner Bogen | Normaler Betriebsbereich | 83-200 km/h | 98-220 km/h |
| Gelber radialer Strich | Manövergeschwindigkeit | 168 km/h | 200 km/h |
| Gelber Bogen | Vorsichtsbereich, nur bei ruhigem Wetter | 200-275 km/h | 220-300 km/h |
| Roter radialer Strich | Höchstzulässige Geschwindigkeit bei ruhigem Wetter, darf nicht überschritten werden | 270 km/h | 300 km/h |

Ein im Cockpit auf der linken Seite des Instrumentenbretts angebrachtes Hinweisschild enthielt die Angabe der höchstzulässigen Abflugmasse von 472,5 kg. Die auf dem Schild vorgesehenen Angaben für die minimale und maximale Zuladung waren nicht eingetragen.

Bei einer Wägung des Luftfahrzeugwracks durch die BFU wurde eine Masse von 325,9 kg (ohne Kraftstoff) festgestellt.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Die Leichen der beiden Insassen des Ultraleichtflugzeuges wurden obduziert. Mit Kleidung wogen beide Personen zusammen 167,3 kg.

Die Obduktionen ergaben, dass beide Insassen an den beim Aufprall erlittenen massiven Verletzungen verstorben waren. Es wurden keine Hinweise auf eventuelle gesundheitliche Beeinträchtigungen während des Fluges festgestellt.

Die Ergebnisse der toxikologischen Untersuchungen und der Blutalkoholbestimmung waren negativ.

1.14 Brand

Es entstand kein Brand.

1.15 Überlebensaspekte

Die Augenzeugen des Flugunfalls waren die Böschung hinauf zur Unfallstelle geeilt. Da einer der beiden Insassen noch atmete, lösten die Helfer den Sicherheitsgurt und leisteten Erste Hilfe, bis zum Eintreffen des Rettungsdienstes. Kurze Zeit danach erlag der Insasse seinen Verletzungen.

Aufgrund der beim Aufprall aufgetretenen Kräfte war der Flugunfall für die Insassen des Luftfahrzeuges nicht überlebbar.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Nicht betroffen

1.17 Organisationen und deren Verfahren

1.17.1 Einweisung in das Ultraleichtflugzeugmuster

Als Halter des Ultraleichtflugzeuges hatte der Verein festgelegt, dass Piloten eine fünfstündige Flugeinweisung zu absolvieren hatten, bevor sie das Luftfahrzeug als verantwortliche Piloten führen durften. Das schriftlich festgelegte Einweisungsprogramm beinhaltete unter anderem die Punkte Kurven mit Querneigung von 15, 30 und 45° sowie Überziehen mit und ohne Motorleistung, im Kurvenflug sowie mit verschiedener Landeklappenstellung.

Drei Piloten, welche die Einweisung begonnen hatten, gaben übereinstimmend an, dass sie zu Beginn ihrer praktischen Einweisung zunächst eine Platzrunde geflogen hatten und sich anschließend im Bereich des Tagebaugeländes ca. eine Stunde lang unter anderem mit den Langsamflugeigenschaften des Ultraleichtflugzeuges vertraut gemacht hatten. Dabei war die Geschwindigkeit bis zum Abkippen reduziert worden. Das Luftfahrzeug war nach vorn bzw. über den Tragflügel abgekippt. Keiner der Piloten hatte berichtet, dabei ins Trudeln geraten zu sein bzw. dass Trudelübungen durchgeführt worden seien.

1.17.2 Ultraleichtflugzeughersteller

Der Ultraleichtflugzeug- und Bausatzhersteller war bis zum 26.08.2004 durch das LBA als JAR-21-Herstellungsbetrieb für Luftfahrzeugteile genehmigt. Zudem hatte der Betrieb eine Genehmigung als JAR-145-Wartungsbetrieb für Flugzeuge bis 2 000 kg MTOM mit Kolbenantrieben, beschränkt auf Wartungsarbeiten an Flugwerk und Flugmotoren. Der Leiter des Luftfahrttechnischen Betriebes war Prüfer für Luftfahrtgerät Klasse 1 und 5. Ein weiterer Prüfer der Klasse 2 und 5 war in dem Betrieb beschäftigt.

Der Ultraleichtflugzeughersteller gab an, dass das UL mit stabilerem Fahrwerk und breiteren Reifen, einem verstärktem Gepäckfach mit elektrischen Anschlüssen für eine Seileinzugvorrichtung, dem zweiten Flügeltank, einer Schleppkupplung, elektrischer Propellerverstellung und den längeren und schwereren Normalflügeln ausgerüstet war. Er habe den später tödlich verunfallten verantwortlichen Luftfahrzeugführer als Vertreter des Halters mündlich auf das aufgrund der Zusatzausrüstung vom Wägebericht abweichende „etwas schwerere“ Luftfahrzeug aufmerksam gemacht. Der Wägebericht sei laut Hersteller „unter Ausnutzung der Toleranz der geeichten Waage“ erstellt worden. Nach Aussage des Herstellers waren bis zum 31.10.2005 eine Umrüstung auf den kurzen Tragflügel und weitere gewichtsreduzierende Maßnahmen schriftlich vereinbart worden. Ein solches Schriftstück lag der BFU nicht vor.

Dem Vereinsvorsitzenden war eine andere Leermasse als die im Wägebericht aufgeführte nicht bekannt.

Der UL-Hersteller übergab der BFU ein Schriftstück, mit dem er einen anderen Eigentümer eines Ultraleichtflugzeuges des Modells auf die wegen der Zusatzausrüstung erhöhte Masse aufmerksam gemacht und ihn um eine Unterschrift gebeten habe. Der Eigentümer habe die Unterschrift des Schreibens abgelehnt.

1.17.3 Luftsportgerätebüro des DAeC

Die Wahrnehmung bestimmter öffentlicher Aufgaben im Zusammenhang mit dem Betrieb von Luftsportgeräten war durch das Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung (BMVBS) an Luftsportverbände wie den Deutschen Aero Club e.V. (DAeC), den Deutschen Ultraleichtflugverband e.V. (DULV), den Deutschen Fallschirmsport Verband (DFV), den Deutschen Hängegleiterverband (DHV) und den Deutschen Modellflieger Verband e.V. (DMFV) delegiert worden. Der Einwilligungsvertrag zur Übernahme der Beauftragung zwischen BMVBS und den Luftsportverbänden wurde erstmals im September 1993 unterzeichnet. Die Verordnung zur Beauftragung von Luftsportverbänden trat im Dezember des gleichen Jahres in Kraft.

Der DAeC und der DULV waren für die Aufgaben im Bereich Ultraleichtflugzeuge zuständig.

Die übertragenen Aufgaben umfassten:

- Erteilung von Musterzulassungen und Verkehrszulassungen von Ultraleichtflugzeugen
- Musterprüfungen von Gleitflugzeugen, Sprungfallschirmen und Modellflugzeugen

- Erteilung der Erlaubnisse und Berechtigungen für das Luftfahrtpersonal dieser Luftsportgeräte
- Erteilung der Erlaubnisse für die Ausbildung dieses Luftfahrtpersonals
- Aufsicht über den Betrieb von Luftsportgeräten auf Flugplätzen und Geländen, wenn beide ausschließlich dem Betrieb von Luftsportgeräten dienen und soweit nicht ein anderer Beauftragter die Aufsicht führt
- Erhebung von Kosten nach der Kostenverordnung der Luftfahrtverwaltung in der jeweils gültigen Fassung

Das Luftsportgerätebüro des Deutschen Aero Club e.V. war neben dem Leiter mit sechs Verwaltungs- und Finanzfachkräften besetzt. Es war in sieben Sachgebiete gegliedert: UL-Technik Musterzulassung, UL-Technik Verkehrszulassung, UL-Ausbildung Lizenzen/Schulen, Fallschirmsprungausbildung, Modellflug, Betrieb (Luftaufsicht) sowie Rechnungswesen/Innere Verwaltung. Der Leiter des Luftsportgerätebüros war gelernter Metall-Flugzeugbauer. Das Sachgebiet UL-Technik Musterzulassung war mit einem Sachbearbeiter (Diplom-Verwaltungswirt, Facharbeiter für Zerspanungstechnik) besetzt.

Nach Angaben des DAeC waren 178 Luftfahrerschulen für UL-Piloten und 19 für Fallschirmspringer anerkannt worden. Bisher hatten 129 aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge und zwei Ultraleicht-Tragschrauber die Musterzulassung erhalten.

1.17.3.1 Musterprüfverfahren des DAeC

Im Qualitätsmanagement-Handbuch des DAeC vom 26. Juli 2004 (Revision 1) war das Musterprüf- und Musterzulassungsverfahren festgelegt. Danach begann ein Musterzulassungsverfahren mit der Musterprüfung im Luftsportgerätebüro. In diesem Arbeitsschritt wurden die vom Ultraleichtflugzeughersteller eingereichten Unterlagen auf Vollständigkeit und Plausibilität geprüft und eine Musterakte angelegt. Bei einem positiven Überprüfungsergebnis wurde eine der Musterprüfstellen mit dem weiteren Zulassungsverfahren beauftragt. Die Musterprüfstellen waren durch eine Kooperationsvereinbarung gegenüber dem DAeC verpflichtet, die ihnen übertragenen Tätigkeiten sorgfältig und gewissenhaft sowie neutral nach den Regeln der Technik und auf der Grundlage der zum Zeitpunkt der jeweiligen Antragstellung gültigen Bauvorschriften durchzuführen.

Die Aufgaben der Musterprüfstelle im Zulassungsprozess für Ultraleichtflugzeuge waren im Qualitätsmanagement-Handbuch wie folgt festgelegt:

- Zugriff auf die Musterakte
- Kontrolle der Musterakte auf Vollständigkeit und Plausibilität
- Prüfung auf Konformität mit den Lufttüchtigkeitsanforderungen (Bauvorschriften)
- Prüfung des Flugerprobungsberichtes
- Prüfung des Gerätekenntblattes und Gerätehandbuches
- Aktualisierung der Musterakte

Laut Kooperationsvereinbarung war auch eine Adaptionprüfung des Rettungssystems Aufgabe der Musterprüfstelle.

Nach Angaben des DAeC war eine Musterprüfstelle in der Regel mit einer hauptamtlichen Fachkraft besetzt, die den Musterzulassungsprozess in allen Fachgebieten betreute. Im Bedarfsfall, und wenn eine Klärung spezieller technischer Fragestellungen notwendig wurde, stand im beauftragten Ingenieurbüro

(Musterprüfstelle) weiteres Fachpersonal zur Verfügung. Die Nachweisführung auf Konformität mit den festgelegten Bauvorschriften erfolgte nach Angaben des DAeC durch den Hersteller, der sich dabei in der Regel von externen Dienstleistungsunternehmen unterstützen ließ. Die Nachweisführung wurde bei der Musterzulassung durch einen Prüfer der Klasse 5 des DAeC vor Ort überwacht. Der Prüfer führte beim Hersteller auch die Bauabnahme des Prototyps des Luftsportgerätes durch.

Nach Abschluss der Arbeiten der Musterprüfstelle wurden in einem Zweitgutachterverfahren die Ergebnisse der Musterprüfstelle auf Plausibilität und Vollständigkeit geprüft. Dieses Validierungssystem wurde im Februar 2004 eingeführt. Die Zweitbegutachtung wurde von einem externen Ingenieurbüro durchgeführt. Die Musterzulassung wurde dann erteilt, wenn das Ergebnis der Musterprüfstelle durch den Zweitgutachter validiert worden war.

1.17.3.2 Stück- und Nachprüfverfahren des DAeC

Zweck der Stückprüfung war es, die Lufttüchtigkeit des Luftsportgerätes, das in Übereinstimmung mit einem zugelassenen Muster hergestellt wird, festzustellen. Während die Stückprüfung z.B. bei Flugzeugen und Drehflüglern vom Hersteller durchgeführt wird, der dafür einer Anerkennung durch die Zulassungsbehörde bedarf, erfolgte bei Ultraleichtflugzeugen die Stückprüfung durch die Luftsportverbände. Grundsätzlich konnten laut Luftsportgerätebüro auch Herstellungsbetriebe bei Vorliegen bestimmter technischer, personeller und organisatorischer Voraussetzungen vom DAeC die Genehmigung zur Durchführung der Stückprüfung erhalten. Eine solche Genehmigung war durch den DAeC bis zum Unfallzeitpunkt an keinen UL-Herstellerbetrieb erteilt worden.

In der zum Unfallzeitpunkt gültigen Fassung der gemeinsamen *Prüfer-Anweisung für Ultraleichtflugzeuge (PAUL) der Luftsportverbände DAeC und DULV in der Ausgabe Mai 2002* war festgelegt, dass die Stück- und Nachprüfung von einem Prüfer Klasse 5 durchzuführen sind. Die Prüfer arbeiteten dabei nicht als selbstständige Sachverständige, sondern entsprechend Prüfauftrag des Luftsportverbandes bzw. des anerkannten Herstellungsbetriebes. Laut Prüferanweisung hieß prüferisch tätig sein, „durch augenscheinliche und messtechnische Kontrollen anhand hierfür bestimmter Unterlagen das Ultraleichtflugzeug als komplettes Gerät bzw. in Bauabschnitten auf Lufttüchtigkeit und Übereinstimmung mit dem geprüften Muster zu prüfen.“ Im Rahmen der Stückprüfung war vom Prüfer festzustellen, ob das vorgeführte Gerät dem Muster entsprach, es lufttüchtig war und die zugehörigen Nachweise und Unterlagen (Betriebs- und Wartungshandbücher, Gerätekenntblatt, Prüfprotokoll, Wägebbericht, Ausrüstungs- und Ausstattungsliste usw.) vollständig vorlagen. Grundlage der Stückprüfung waren die zugehörigen Musterunterlagen, anhand derer sich der Prüfer davon zu überzeugen hatte, dass das UL dem Muster entsprach.

Bei einer Stückprüfung, bei der sich Mängel ergaben, sollte vom Prüfer kein Stückprüfschein ausgestellt werden. Nach Behebung der Mängel sollte eine ergänzende Stückprüfung erfolgen.

In der PAUL war festgelegt, bei aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen im Intervall von vier Jahren eine Wägung durchzuführen. Wenn sich aus der durchgeführten Wägung des UL Zuladungen von weniger als 145 kg, 185 kg bzw. 175 kg (abhängig von der Musterzulassung nach LTF-UL von 1995, 1999 bzw. 2002) ergaben, hatte der Prüfer mit dem für die Musterprüfung zuständigen Luftsportverband die weitere Verfahrensweise für das betroffene Luftfahrzeug abzuklären.

Bei allen Ultraleichtflugzeugen hatte der Prüfer auf die Anbringung eines gut sichtbaren Hinweisschildes im Cockpit mit der maximalen Abflugmasse sowie der minimalen und maximalen Zuladung des UL zu achten.

Außerdem war festgelegt, dass bei der Stückprüfung ein Flugbericht zu erstellen ist.

In der Verfahrensanweisung zum Erstellen des Prüfprotokolls für aerodynamisch gesteuerte UL war zum Rettungssystem ausgeführt, dass die Anbringung, Verlegung der Fangleine, Aufhängepunkte und die

Sicherung zu prüfen waren. Zudem sollte der Packtermin des Fallschirmes und das Ablaufdatum der Rakete kontrolliert werden.

1.17.3.3 Musterprüfung und -zulassung des Musters FA 01 SMARAGD

Die beim Luftsportgerätebüro des DAeC vorliegende Akte des Ultraleichtflugzeugmusters wurde bei der BFU ausgewertet.

Zum Unfallzeitpunkt war das Ultraleichtflugzeugmuster FA 01 SMARAGD in zwei Baureihen zugelassen. Die Baureihe mit einer Spannweite von 10,3 m wurde als SMARAGD 100 (Rotax 912 ULS) bzw. SMARAGD J (Jabiru 2 200) bezeichnet. Die Baureihe mit verkürzter Spannweite von 8,85 m hatte je nach Motorisierung die Bezeichnung SMARAGD 100 K bzw. SMARAGD J K.

Bei dem Unfallflugzeug handelte es sich um die Baureihe SMARAGD 100. Darüber hinaus wurden auch die Teile der Akte mit den Unterlagen der Baureihe mit verkürzter Spannweite ausgewertet.

Angewandte Bauvorschriften

Im Gerätekenblatt der Baureihe SMARAGD 100/SMARAGD J (Gerätekenblatt Nr. 61192, Ausgabe Nr. 5 vom 01.12.2004) waren die Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge des DAeC in der Fassung vom 12. Oktober 1995 (BfU 10/95) als Zulassungsbasis für das Muster festgelegt. Im Rahmen einer späteren ergänzenden Musterzulassung wurden die Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge vom 30.01.2003 (LTF-UL 2003) zu Grunde gelegt.

Angaben im Gerätekenblatt

Im Gerätekenblatt Nr. 61192, Ausgabe Nr. 5 vom 01.12.2004 des verunfallten UL (Baureihe SMARAGD 100/SMARAGD J mit einer Spannweite von 10,3 m) war die Bezugsebene (BE) an der Flügelnahe der Wurzelrippe festgelegt und der Schwerpunktbereich zwischen 365 mm (größte Vorlage) und 525 mm (größte Rücklage) angegeben.

Die gleichen Werte waren für den zulässigen Schwerpunktbereich im Gerätekenblatt Nr. 61192.1, Ausgabe Nr. 2 vom 20.09.2005 (Baureihe SMARAGD 100 K/SMARAGD J K mit einer Spannweite von 8,85 m) angegeben.

In seiner Stellungnahmen zum Entwurf dieses Untersuchungsberichts teilte der DAeC mit Schreiben vom 30.03.2007 mit, dass die im Kennblatt Nr. 61192 angegebene Spannweite von 10,3 m unzutreffend sei und das UL vielmehr eine Spannweite von 10,1 m habe. Dieser Wert wurde in der Kennblattausgabe Nr. 8 vom 16.03.2007 veröffentlicht.

Angaben in Flughandbüchern

Die Angaben für die Hebelarme und den zulässigen Schwerpunktbereich in den im Rahmen der Musterzulassung eingereichten Musterflughandbüchern stimmten mit denen im Flughandbuch des verunfallten Ultraleichtflugzeuges (siehe 1.6 des Untersuchungsberichts) überein.

Bauzeichnungen

Die Musterakte enthielt mehrere Versionen technischer Zeichnungen für die Baureihe SAPHIR (später umbenannt in SMARAGD). Aus den Unterlagen war nicht zu entnehmen, welche Version gültig war. Aus einem Zeichnungssatz für die Baureihe SAPHIR vom 29. August 2003 (Maßstab 1:6) ergab sich ein Abstand von Bugrad- zur Hauptfahrwerksachse von 1,72 m. In einer anderen Zeichnung für die Seitenansicht (Zeichnung ohne Datum und Maßstab) war der Abstand von Bugrad- zur Hauptfahrwerksachse mit 1,40 m ausgewiesen.

Die Musterakte enthielt für die Baureihe SMARAGD K keinen vollständigen Zeichnungssatz.

Hebelarme für Pilot, Gepäck und Kraftstoff

Die Angaben für die Hebelarme für Pilot, Gepäck und Kraftstoff wurden durch den Hersteller definiert. Eine Validierung der tatsächlichen Hebelarme (beispielsweise durch Wägung) fand im Rahmen der Musterzulassung nicht statt und war nach Angaben des DAeC im Prüfsystem nicht standardmäßig vorgesehen.

Nachweisführung hinsichtlich des Flugverhaltens und der Längsstabilität

Die Bauvorschriften beinhalteten hinsichtlich der Längsstabilität folgende Forderungen:

| BfU 10/95, Absatz IV Stabilität | LTF-UL 2003, Absatz IV Stabilität |
|--|---|
| <p>IV. 1 Allgemeines</p> <p>Das Flugzeug muss die Bedingungen gemäß Absatz IV, Punkt 1-4 einschließlich erfüllen. Zusätzlich muss es ausreichende Stabilität und „Steuergefühl“ unter allen normalerweise auftretenden Betriebsbedingungen aufweisen.</p> | <p>LTF-UL 171 Allgemeines</p> <p>Das Flugzeug muss die Bedingungen dieses Abschnitts entsprechend LTF-UL 173 bis LTF-UL 181 erfüllen. Zusätzlich muss es ausreichende Stabilität und „Steuergefühl“ unter allen normalerweise auftretenden Betriebsbedingungen aufweisen.</p> |
| <p>Statische Stabilität</p> <p>Unter allen denkbaren Geschwindigkeitsbereichen muss die Steigung der Kurve „Steuerkraft über Geschwindigkeit“ positiv und so groß sein, dass jede wesentliche Geschwindigkeitsänderung eine Änderung der Steuerkraft erzeugt, die vom Flugzeugführer deutlich wahrgenommen werden kann.</p> | <p>LTF-UL 173 Statische Längsstabilität</p> <p>Für jede Kombination von Schwerpunktage, Flügelklappenstellung und Motorleistung muss die Steigung der Kurve „Steuerkraft über Geschwindigkeit“ und die Steigung der Kurve „Steuerweg über Geschwindigkeit“ über den gesamten Geschwindigkeitsbereich positiv sein. Jede wesentliche Geschwindigkeitsänderung muss eine Änderung der Steuerkraft erzeugen, die vom Flugzeugführer deutlich wahrgenommen werden kann.</p> |
| <p>Dynamische Stabilität (identisch mit LTF-UL 181 Dynamische Stabilität)</p> <p>Alle zwischen der Überziehggeschwindigkeit und V_{DF} auftretenden kurzperiodischen Schwingungen mit (a) loser und (b) fester Hauptsteuerung müssen stark gedämpft sein. Diese Forderung muss bei allen zulässigen Motorleistungen erfüllt werden.</p> | |

Baureihe SMARAGD 100 / SMARAGD J (große Spannweite)

In einem durch ein Ingenieurbüro erstellten Entwurf eines Gerätekenblattes (Gerätekenblatt des Ultraleichtflugzeuges FSU „SAPHIR“) vom 05.01.2000 war unter Punkt 5. „Technische Angaben“ ein zulässiger Schwerpunktbereich von 220 mm bis 385 mm hinter der Flügelvorderkante an der Wurzelrippe ausgewiesen. In einem Entwurf eines Gerätekenblattes („Mustertitelblatt“) des UL-Herstellers vom 28.02.2003 für das Muster SAPHIR, Baureihe SAPHIR 100 (später umbenannt in SMARAGD 100), wurde unter Punkt 3 - *Technische Merkmale und Betriebsgrenzen* ein zulässiger Schwerpunktbereich von 220 mm bis 385 mm hinter der Flügelvorderkante an der Wurzelrippe ausgewiesen.

Vorliegende rechnerische Nachweise

Im Gutachten „Calculation of load of the aircraft SAPHIR“ vom 04.08.2002 wurde unter Punkt 9.- *Calculation of airplane neutral point* der Neutralpunkt des Gesamtflugzeuges mit 41,5 % der Bezugsflügel­tiefe ($b_{sat} = 0,947$ m) des aerodynamischen Ersatzflügels hinter der Vorderkante des Ersatzflügels ausgewiesen. Dieser entsprach bei dem in diesem Gutachten zu Grunde gelegten Entwurfsflugzeug umgerechnet einer Position des Neutralpunktes des Gesamtflugzeuges von 0,473 m hinter der Flügel­vorderkante an der Wurzelrippe. Unter Punkt 6 -*Calculation of the airplane's moment curve* des gleichen Gutachtens wurde der Momentenhaushalt des Entwurfsflugzeuges bei hinterer Schwerpunktlage von 28% der Bezugsflügel­tiefe ($b_{sat} = 0,947$ m) hinter der Vorderkante des aerodynamischen Ersatzflügels gerechnet. Dieser entsprach bei dem in diesem Gutachten zu Grunde gelegten Entwurfsflugzeug umgerechnet einer Position des hinteren Schwerpunktes von 0,345 m hinter der Flügelvorderkante an der Wurzelrippe. Aus dem Diagramm C_M über C_A ergab sich für die Landekonfiguration bei einem Gesamt­auftriebsbeiwert von $C_A = 2,4$ ein Stabilitätsmaß (Steigung der Kurve bzw. dC_M/dC_A) von 8 % bei hinterer Schwerpunktlage (0,345 m hinter der Flügelvorderkante an der Wurzelrippe).

Anerkannte Nachweisführung in der Flugerprobung

Im Bericht „Programm zur Flugerprobung des Ultraleichtflugzeuges FA 01 SAPHIR“ der beiden Testpiloten war unter dem Nachweis „LTF-UL 173 Statische Längsstabilität“ Folgendes dokumentiert:

„Die Forderung konnte in mehreren Prüfflügen nachgewiesen werden. Das ausgetrimmte Flugzeug lässt sich aus dem Horizontalflug nur mit dem Leistungshebel in einen stetigen Steigflug oder Sinkflug bringen. Oder, um das Flugzeug im Horizontalflug zu halten, muss bei Geschwindigkeitserhöhung kopflastig nachgetrimmt werden bzw. ein stetig wachsender Steuerdruck manuell überwunden werden. Bei Verringerung der Geschwindigkeit läuft diese Steuerdruckänderung in umgekehrter Weise.“

Zum Nachweis der Vorschrift LTF-UL 181 wurde dokumentiert, dass „...die Forderung nach starker Dämpfung der Hauptsteuerung ... in allen Geschwindigkeitsbereichen erfüllt“ wurde.

Der Bericht enthielt keine quantitativen Angaben (Zahlenwerte bzw. Diagramme) über die Steuerkräfte in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit. Die Schwerpunktlage, bei der die Flugerprobung durchgeführt wurde, war im Bericht nicht dokumentiert.

Baureihe SMARAGD 100 K / SMARAGD J K (verkürzte Spannweite)

Vorliegende rechnerische Nachweise

Die Baureihe mit verkürzter Spannweite wurde in einem ergänzenden Musterzulassungsverfahren validiert. Die Änderungen betrafen vornehmlich die Verkürzung der Spannweite auf 8,85 m. In der Berechnung eines Gutachtens vom 09.10.2004 wurde vermerkt, „dass der Neutralpunkt des Flügels mit kurzer Spannweite (8,9 m) 20 mm vor der Neutralpunktlage des Flügels mit großer Spannweite (10,1 m) liegt und daher der Schwerpunktbereich um 20 mm nach vorne verschoben werden muss.“ Eine entsprechende Angabe, dass sich durch die Verkürzung der Flügelspannweite der Schwerpunktbereich um 20 mm nach vorne verändert, enthält das Schreiben mit Betreff „Bauabnahme mit verkürztem Flügel, FA 01 SMARAGD“ vom 20. Oktober 2004 des zuständigen DAeC-Prüfers an die Musterprüfstelle.

Anerkannte Nachweisführung in der Flugerprobung

Im Bericht „Flugerprobung des Ultraleichtflugzeuges FA 01 100 K SMARAGD“ war unter Nachweis „IV Stabilität – LTF-UL 171 Allgemeines“ Folgendes dokumentiert:

„Das ULF verhält sich wie das Vorgängerflugzeug mit Normalflügel. [...] Getroffene Festlegungen gelten gleichermaßen für LTF-UL 173, 177, 181, 233, 234.“

In einer E-Mail vom 07.02.2005 vom Hersteller an die Musterprüfstelle wurden die Schwerpunktlagen zum Flugerprobungsbericht nachgereicht. Darin war die rückwärtige Schwerpunktlage mit 2,5064 m (Anm. des Autors: hinter der Bezugsebene) dokumentiert. In dem Dokument „Anlage 2 – Nachweise zur Schwerpunktlage in verschiedenen Betriebszuständen wurde unter „4. Grenzwert für Flugerprobung“ ein Schwerpunkt von 2,5499 m hinter der Bezugsebene dokumentiert. Ein Flugbericht zu dieser Anlage lag der Musterakte nicht bei. Weiterhin fanden sich in der Anlage folgende Anmerkungen: „Das Flugzeug war mit dieser Beladung und Schwerpunktlage noch trimmfähig. Es zeigt sich, dass durch die „Verschiebung“ des Brandspans (Motor) um ca. 18 mm nach vorn der Schwerpunktbereich dort bleiben kann, wo er beim Normalflügel liegt (2,365 - 2,525 Meter hinter der Bezugsebene). Er sollte so festgeschrieben werden, siehe Flugerprobungsbericht – Überziehen 14.03.2005“. Ein Flugbericht zu dieser Anlage war der Musterakte nicht zu entnehmen.

Im Protokoll zu einem Messflug (Nachflugbericht) mit einem UL der Baureihe SMARAGD K vom 22. März 2005 wurden die Steuerkräfte in Abhängigkeit der angezeigten Fluggeschwindigkeit (IAS) in einem Bereich von 150 bis 250 km/h bei einer mittleren Schwerpunktlage von 2,406 m hinter der Bezugsebene aufgezeichnet. Dabei war eine Steuerkraft von 3 N (Ziehen) erforderlich, um das Flugzeug aus dem ausgetrimmten Zustand bei IAS = 225 km/h (Steuerkraft gleich null) auf 150 km/h zu verzögern. Um das Flugzeug im stationären Flug ohne Änderung der Trimmung von IAS = 250 km/h um 170 km/h auf IAS = 80 km/h zu verzögern, war ein Steuerweg von 16 mm gemessen am Griff des Steuerknüppels erforderlich. Dabei überstrich das Höhenruder einen Ausschlagwinkel von 1,4° (IAS = 250 km/h) bis -1,6° (80 km/h), insgesamt also 3°. Unter „Nachflugergebnisse“ wurde auf die „sehr kleinen Steuerkräfte, insbesondere Höhenruderkräfte“ hingewiesen.

Leermasse und Schwerpunktlage

Die verschiedenen Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge beinhalteten hinsichtlich Leermasse und zugehöriger Schwerpunktlage folgende Forderungen:

| BfU 10/95 4. Leermasse und zugehörige Schwerpunktlage | LTF-UL 29 Leermasse und zugehörige Schwerpunktlage |
|---|---|
| (1) Die Leermasse und die zugehörige Schwerpunktlage müssen durch Wägung des Flugzeuges | 1. Die Leermasse und die zugehörige Schwerpunktlage müssen durch Wägung des Flugzeuges |
| (a) mit – | a. mit – |
| (i) festeingebautem Ballast | i. festeingebautem Ballast |
| (ii) geforderter Mindestausrüstung | ii. geforderter Mindestausrüstung inkl. Rettungsgerät |
| (iii) nicht ausfliegbarem Kraftstoff, wo anwendbar, der Höchstmenge Öl und, wo anwendbar, Hydraulikflüssigkeit | iii. nicht ausfliegbarem Kraftstoff, wo anwendbar, der Höchstmenge Öl und wo anwendbar, Hydraulikflüssigkeit und, wo anwendbar, Motorkühlstoff |
| (b) ohne – | b. ohne – |
| (i) die Masse des (der) Insassen, | i. die Masse des (der) Insassen |
| (ii) andere leicht entfernbare Teile der Beladung ermittelt werden. | ii. andere leicht entfernbare Teile der Beladung ermittelt werden. |
| | 2. Der Zustand des Flugzeuges zur Zeit der Bestimmung der Leermasse muss genau definiert und ohne Schwierigkeiten wieder herstellbar sein. |

| | |
|--|--|
| <p>(2) Der Zustand des Flugzeuges zur Zeit der Bestimmung der Leermasse muss genau definiert und ohne Schwierigkeiten wieder herstellbar sein.</p> | <p>3. Zusammen mit dem Wägebericht ist eine Ausstattungsliste, die die Ausstattung z. B. Reifengröße, Radverkleidungen, Tankvolumen etc. vorschreibt, sowie ein Ausrüstungsverzeichnis, in dem alle fest eingebauten Ausrüstungsgegenstände (z.B. Avionikausrüstung, Zusatzheizung, Schleppleinrichtung, falls eingebaut, etc.), enthalten sind, zu erstellen.</p> |
|--|--|

Integration des Rettungssystems

Die Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte UL (LTF-UL) enthielten unter anderem die Forderung, dass der Einbau des Rettungsgerätes zwischen Hersteller/Musterbetreuer des UL-Flugzeuges und dem Hersteller/Musterbetreuer des Rettungsgerätes abgestimmt werden und zudem sichergestellt sein musste, dass das Rettungsgerät bei der Auslösung nicht behindert oder beschädigt wird.

Der Musterbetreuer des Rettungssystems USH-52 S gab an, dass er vom Hersteller des Ultraleichtflugzeuges per Telefax eine Skizze mit einem Vorschlag für den Einbau des Systems in das damals noch SAPHIR genannte UL-Muster erhalten hatte. Die Skizze enthielt Angaben über die Befestigung der Gurte am Hauptspant und Fahrwerksbeslag sowie über die Befestigung des Auslösegriffs am Hauptspant. Die Skizze enthielt keine Angaben über die Konstruktion der Ausschussöffnung und deren Abdeckung. Dem skizzierten Vorschlag wurde zugestimmt und schriftlich auf allgemeine Einbaukriterien verwiesen. Eine Inaugenscheinnahme der konstruktiven Lösung fand durch den Rettungssystemhersteller nicht statt.

1.17.3.4 Stückprüfung des verunfallten Ultraleichtflugzeuges

Die Stückprüfung wurde durch den technischen Leiter des Herstellers, Prüfer Klasse 1 und 5, durchgeführt. Dabei wurden die Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeuges und die Übereinstimmung mit dem zugelassenen Muster bescheinigt. Aus den beim DAeC für die Verkehrszulassung eingereichten Unterlagen ging hervor, dass dabei zusammen mit dem Wägebericht ein Ausrüstungsverzeichnis für das UL erstellt wurde. Das Verzeichnis führte die eingebaute Zusatzausrüstung und –instrumentierung auf, nicht jedoch deren Massen bzw. Hebelarme. In dem Prüfbericht waren keinerlei Beanstandungen eingetragen. Ein Flugbericht lag beim DAeC nicht vor.

1.18 Zusätzliche Informationen

Untersuchungen an weiteren Ultraleichtflugzeugen der Flotte

Die Wägung eines weiteren UL des Musters (Baureihe SMARAGD 100) durch die BFU ergab eine Masse von 331,1 kg (ohne Kraftstoff). In der bei der Stückprüfung im Herbst 2004 erstellten Gewichtsübersicht dieses Luftfahrzeuges war eine Leermasse von 298 kg eingetragen.

Aus Anlass der Sicherheitsempfehlung 05/2005 hatte der DAeC angeordnet, alle bereits zum Verkehr zugelassenen UL des Musters SMARAGD einer Wägung zu unterziehen und eine zutreffende Gewichtsübersicht zu erstellen. Mehrere der UL waren zwischen 16 kg und 25 kg schwerer als im vorherigen Wägebericht angegeben. Die Wägeprotokolle wiesen hinsichtlich der Fahrwerksanordnung zwischen den UL einer Baureihe untereinander deutliche Abweichungen auf.

Durch die BFU wurden stichprobenartig die Positionen der Räder des Fahrwerkes von vier UL der Flotte gemessen. An drei der UL wurden dabei Abweichungen zu den im aktuell gültigen Wägeprotokoll

angegebenen Hebelarmen der Auflagemassen G1 (Bugfahrwerk, Hebelarm a) und G2 (Hauptfahrwerke, Hebelarm b) festgestellt.

Weitere Ereignisse

Am 28.03.2004 hatte sich in Frankreich ein Flugunfall des Ultraleichtflugzeugmusters FA 01 SAPHIR (später umbenannt in SMARAGD) ereignet, bei dem der Pilot tödlich verletzt worden war. Laut dem Untersuchungsbericht der französischen Flugunfalluntersuchungsbehörde BEA hatte der Pilot um in die Platzrunde einzufliegen das UL mit großer Querneigung gekurvt und das Luftfahrzeug geriet dabei ins Trudeln.

Am 12.10.2006 ereignete sich ein weiterer Unfall mit einem SMARAGD 100 K. Nach Zeugenangaben stieg das Ultraleichtflugzeug leicht hoch und prallte in einer schraubenförmigen Flugbahn in einem Waldgebiet auf. Die beiden Insassen wurden tödlich verletzt.

1.18.1 Maßnahmen des Luftsportgerätebüros

Als Reaktion auf verschiedene Unfälle anderer UL-Muster, bei denen es zu strukturellem Versagen des Luftfahrzeugs gekommen war, hatte der DAeC im Jahre 2003 festgelegt, dass zusätzlich zu der jeweiligen Musterprüfstelle ein so genannter Zweitgutachter die Musterzulassung prüfen sollte.

Basierend auf einer Initiative von BMVBS und LBA zur Gewährleistung eines sicheren und beschädigungsfreien Ausschusses des Rettungssystems bei aerodynamisch gesteuerten UL mit im Rumpf integriertem Rettungssystem hatte das Luftsportgerätebüro des DAeC am 20.08.2003 eine Lufttüchtigkeitsanweisung LSG 03-006 herausgegeben, die eine Modifizierung der Ausschussöffnung bei dreißig Ultraleichtflugzeugmustern bzw. Baureihen anwies. Das zum Zeitpunkt der Herausgabe der LTA noch nicht zugelassene Ultraleichtflugzeugmuster FA 01 SMARAGD war in der LTA LSG 03-006 nicht aufgeführt.

Das Luftsportgerätebüro des DAeC erhielt am 19. Mai 2004 vom Luftfahrt-Bundesamt (LBA) eine Anordnung, eine eingehende Prüfung der Musterunterlagen des UL SAPHIR (später umbenannt in SMARAGD) durchzuführen. In dem Schreiben wurde unter anderem auf den Vorwurf eines konkurrierenden Herstellungsbetriebes Bezug genommen, dass ein Berechnungsfehler ursächlich für den Flugunfall mit dem UL SAPHIR am 28. März 2004 in Frankreich gewesen sei. Unter Angabe konkreter, technischer Sachverhalte zweifelte der Konkurrent die Zulässigkeit des Schwerpunktbereiches des Musters FA 01 SAPHIR an. Aus den Unterlagen des DAeC ging hervor, dass dieser die in Prozentwerten angegebenen Schwerpunktlagen daraufhin rechnerisch nachvollzogen hatte. Aus den Aufzeichnungen ergab sich jedoch nicht, dass die Zulässigkeit des Schwerpunktbereiches überprüft wurde bzw. das Trudelverhalten des Musters Gegenstand weiterer Untersuchungen war.

1.18.2 Rechts- und Fachaufsicht über den DAeC

Das Luftfahrt-Bundesamt (LBA) war laut Beauftragungsverordnung für die Rechts- und Fachaufsicht über die beauftragten Luftsportverbände zuständig. Soweit Einzelfragen der Luftsportgeräteverwaltung durch einen beauftragten Luftsportverband grundsätzlicher Klärung bedurften, waren diese vom LBA dem Bundesministerium für Verkehr Bau und Stadtentwicklung (BMVBS) zur Entscheidung vorzulegen.

Aus den der BFU vorliegenden Jahresberichten der LBA-Rechts- und Fachaufsicht an das BMVBS für die Jahre 2002 bis 2004 ging hervor, dass jährlich Besuche der Geschäftsstellen der beauftragten Verbände und zahlreiche Besprechungen zu aktuellen Themen durchgeführt wurden.

Im Jahr 2002 hatte das LBA im Zusammenhang mit einer Reihe von Unfällen mit aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen, bei denen es zu Strukturversagen der Luftfahrzeuge im Fluge gekommen war, eine interne Arbeitsgruppe gebildet, die diese Unfälle in Bezug auf einzuleitende Maßnahmen analysieren sollte. Dabei wurden unter anderem die Unterlagen des DAeC über das jeweilige Ultraleichtflugzeugmuster und die Bauvorschriften ausgewertet. Die Ergebnisse der Untersuchungen der Arbeitsgruppe des LBA wurden dem BMVBS im Rahmen des Jahresberichts 2002 vorgelegt.

Auf Initiative des LBA wurde eine verbindliche Verfahrensanweisung für Prüfer Klasse 5 für die Stück- und Nachprüfung von UL (PAUL) erstellt. Es wurden Form und Inhalt von Lufttüchtigkeitsanweisungen des DAeC erörtert.

Die Personalausstattung des Luftsportgerätebüros wurde durch das LBA im Hinblick auf eine fachliche Überprüfung bzw. Beurteilung von Ergebnissen der Musterprüfstellen als unzureichend eingeschätzt.

Das LBA hatte seit Mitte der neunziger Jahre wiederholt an das BMVBS berichtet, dass es aufgrund der beim Luftsportgerätebüro festgestellten fachlich technischen und auch verwaltungsrechtlichen Mängel eine Fortdauer der Beauftragung des DAeC nicht befürworten könne.

1.18.3 Bundesministerium für Verkehr Bau und Stadtentwicklung

Das BMVBS war in verschiedenen Referaten mit Angelegenheiten des Betriebes von Ultraleichtflugzeugen befasst. Einerseits in dem Referat, dem unter anderem technische Belange und die Aufsicht über das Luftfahrt-Bundesamt oblagen, und zum anderen in dem für betriebliche Belange und die Beauftragung von Luftsportverbänden zuständigen Referat.

In der Vergangenheit waren von den beiden Referaten gemeinsam mit dem LBA verschiedene Initiativen gestartet worden, welche die Sicherheit beim Betrieb von Ultraleichtflugzeugen erhöhen sollten. So wurden im Mai 2001 Forderungen des BMVBS zur Verschärfung der Stück- bzw. Nachprüfung formuliert. Es wurde die Einführung eines Wägeintervalls von vier Jahren, ein Vergleich des tatsächlichen Ausrüstungs- und Ausstattungszustandes mit dem Zulassungsstand bei jeder Jahresnachprüfung und Erstellung entsprechender Listen als Anhang zum Wägebericht sowie das Anbringen eines Hinweisschildes im Cockpit mit Angaben zur höchstzulässigen Abflugmasse, der minimalen und der maximalen Zuladung gefordert. Zudem wurden Vorschläge zur Wahrnehmung der betrieblichen Aufsicht an UL-Flugplätzen und bei UL-Flugschulen, für die der DAeC zuständig war, erarbeitet.

Es wurde gemeinsam mit dem LBA eine Lufttüchtigkeitsanweisung mit Maßnahmen erarbeitet, die bei aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen eine Aktivierung des Rettungssystems ohne Beschädigung durch Berührung mit Luftfahrzeugteilen verhindern sollte.

Den Empfehlungen des LBA, die Beauftragung des DAeC nicht zu verlängern, wurde nicht entsprochen. Der DAeC wurde aufgefordert, über die Musterzulassung sowohl aus personeller als auch aus organisatorischer Sicht zu berichten. Danach sollte eine Prüfung bezüglich der Eignung des Verbandes durchgeführt werden. Zusätzlich wurde eine Verstärkung der Fachaufsicht des LBA über den DAeC angeordnet.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

2. Beurteilung

2.1 Flugbetriebliche und technische Aspekte

Der Ablauf der ersten Einweisungsflüge wurde von drei zuvor eingewiesenen Piloten übereinstimmend beschrieben. Danach war unter anderem Langsamflug mit Abkippen trainiert worden. Keiner der drei Piloten hatte von Trudelübungen berichtet. Der Unfallflug führte, wie die ersten Einweisungsflüge der anderen Piloten, zum Tagebaugelände. Es ist daher wahrscheinlich, dass der verantwortliche Luftfahrzeugführer bei dem Unfallflug die Absicht hatte, den einzuweisenden Piloten mit den Langsamflugeigenschaften des Ultraleichtflugzeuges vertraut zu machen.

Die von den Zeugen geschätzte Flughöhe des UL von ca. 100 m über Grund spricht gegen ein absichtlich herbeigeführtes Trudeln. Es ist jedoch festzustellen, dass von den Standorten der Zeugen aus - auf verschiedenen Arbeitsebenen zwischen 10 und 30 m tief in der Grube des Tagebaus - sowie in dem an optischen Referenzen armen Gelände eine Schätzung der Flughöhe des Ultraleichtflugzeuges sehr schwierig war.

Die typischen Spuren an der Unfallstelle, wie auch die entsprechenden Beschädigungen am Luftfahrzeugwrack zeigen, dass sich das Ultraleichtflugzeug zum Zeitpunkt des Aufpralls im Trudeln befand. Dabei hatte das Luftfahrzeug eine geringe Längs- und Querneigung.

Die Konstruktion des Leitwerks des Ultraleichtflugzeuges mit dem geringen Abstand zwischen Höhen- und Seitenleitwerk deutet darauf hin, dass beim Trudeln das Seitenruder durch die Höhenflosse zumindest teilweise abgeschattet sein könnte. Dies wirkt sich grundsätzlich erschwerend auf ein Ausleiten des Trudelns aus.

2.2 Spezifische Bedingungen zum Unfallzeitpunkt

Während der verantwortliche Luftfahrzeugführer aufgrund seiner Flugstundenanzahl als insgesamt erfahren zu bezeichnen ist, wird seine Mustererfahrung als gering beurteilt. Der zweite Luftfahrzeugführer ist aufgrund seiner Gesamtflugerfahrung als unerfahren anzusehen.

Das Ultraleichtflugzeug war zum Unfallzeitpunkt überladen. Obwohl die zu diesem Zeitpunkt vorhandene Kraftstoffmenge aufgrund der nicht eindeutigen Informationen über getankte Mengen und den Kraftstoffverbrauch nicht mit hinreichender Sicherheit beziffert werden konnte, ergaben die bei der Untersuchung festgestellte tatsächliche Leermasse des Ultraleichtflugzeuges und das Gewicht der Insassen bereits eine Masse von 493,2 kg, die damit oberhalb der höchstzulässigen Abflugmasse lag. Eine höhere Masse des Luftfahrzeuges hat generell eine Erhöhung der Überziegeschwindigkeit zur Folge.

Um das Luftfahrzeug innerhalb der zulässigen Beladungs- und Schwerpunktgrenzen betreiben zu können, muss die Leermasse und die Lage des Leergewichts-Schwerpunktes des individuellen Luftfahrzeuges, d.h., einschließlich der eingebauten Zusatzausrüstung und fest installierten Zusatzinstrumentierung, bekannt sein. Dass dem verantwortlichen Piloten diese tatsächliche Leermasse des UL bekannt war, muss jedoch bezweifelt werden.

Laut der flugmeteorologischen Auskunft des DWD kann davon ausgegangen werden, dass sich zum Unfallzeitpunkt im Flugraum vereinzelt erste flache Cumulus-Bewölkung ausbildete und gute Thermik mit Windspitzen bis ca. 16 Knoten herrschte.

2.3 Sicherheitsmechanismen

Die vom Hersteller im Flughandbuch unter Notverfahren festgelegte Steuertechnik zum Ausleiten des Trudelns entsprach dem Standardverfahren, welches bei vielen Luftfahrzeugmustern Anwendung findet. Die Wirksamkeit dieses Verfahrens für das Unfallmuster ist jedoch nicht durch entsprechende Flugversuche nachgewiesen. Eine Aussage darüber, ob das Trudeln grundsätzlich mit dem festgelegten Notverfahren hätte beendet werden können, ist daher nicht möglich. In den Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge waren Nachweise zum Trudelverhalten auch nicht gefordert.

Aus den Zeugenaussagen ergaben sich keine Anhaltspunkte, die dafür sprachen, dass die Piloten versucht hatten, das Trudeln auszuleiten. Die Aussage eines Zeugen deutet vielmehr darauf hin, dass frühzeitig das Rettungssystem aktiviert wurde. Obwohl sich das UL in dieser Phase in einem Höhenbereich um die Mindestauslösehöhe befand, ist die Fehlöffnung des Rettungssystems nach Auffassung der BFU auf die Behinderung des Öffnungsvorganges aufgrund der Mängel beim Einbau in das Ultraleichtflugzeug zurückzuführen. Die in Bezug auf die punktuelle Belastung beim Auftreffen der Rakete unzureichende Dimensionierung und Positionierung des Deckels in Verbindung mit dessen Sollbruchstelle hatten dazu geführt, dass der Raketenmotor beim Aktivieren des Rettungssystems die Glasfaserstruktur des Deckels durchschlagen hatte. Innerhalb der Brenndauer hatte die Rakete dann die im Packschlauch befindliche Fallschirmkappe nur unvollständig durch die entstandene Öffnung herausgezogen. Dies führte dazu, dass der Packschlauch nicht abgezogen wurde und die Fallschirmkappe sich nicht entfalten konnte.

2.4 Organisatorische Rahmenbedingungen

2.4.1 Ultraleichtflugzeughersteller

Die Ausrüstung des Ultraleichtflugzeuges mit einem Fahrtmesser dessen Farbmarkierungen keinen Bezug zu den für das UL-Muster geltenden Daten hatten, deutet - wie auch die Abweichungen der Hebelarme für Bug- und Hauptfahrwerk bei drei von vier durch die BFU vermessenen Luftfahrzeugen des Musters - auf Mängel in der Fertigung und unzureichende Qualitätssicherung beim Ultraleichtflugzeughersteller hin.

Der für die Schwerpunktberechnung im Flughandbuch angegebene Hebelarm für den Piloten von 2,65 m hinter der Bezugsebene konnte bei einer Vermessung der Sitzposition am verunfallten UL nicht bestätigt werden. Die genaue Bestimmung war aufgrund des Zerstörungsgrades des Wracks nicht möglich. Es ergaben sich jedoch Anhaltspunkte dafür, dass der tatsächliche Hebelarm größer gewesen sein könnte.

Der Einbau des Rettungssystems in das UL gewährleistete kein störungsfreies Aktivieren des Fallschirms. Die teilweise scharfen Kanten der Austrittsöffnung, die Position der Rakete bezogen auf den Deckel der Öffnung, die Beschaffenheit des Deckels sowie die Sollbruchstelle waren mangelhaft. Im Prozess der Musterzulassung beschränkte sich die Koordination und Kommunikation über den Einbau des Rettungsgerätes zwischen dem UL-Hersteller und dem Hersteller des Rettungssystems auf Schriftverkehr und beinhaltete nicht die Inaugenscheinnahme der konstruktiven Lösung. Die Hinweise des Rettungsgeräteherstellers zum Einbau waren sehr allgemein gehalten. Es wurde weder auf die Konstruktion der Ausschussöffnung und deren Abdeckung eingegangen noch die Durchführung von Ausschusstests empfohlen.

Laut UL-Hersteller hatte er den Vertreter des Käufers, den später verunfallten verantwortlichen Luftfahrzeugführer, auf die wegen der auf Kundenwunsch eingebauten Zusatzausrüstung im Vergleich zum Wägebericht „etwas“ erhöhte Leermasse mündlich aufmerksam gemacht. Ein solcher allgemeiner, einmal gegebener mündlicher oder wie in einem anderen Fall schriftlicher Hinweis allein versetzt einen Piloten jedoch nicht in die Lage, in Vorbereitung eines Fluges Masse- und Schwerpunkt zu berechnen und über die Durchführbarkeit des Fluges zu entscheiden.

2.4.2 Luftsportverband

Seit Beginn der Ultraleichtfliegerei Anfang der 80er Jahre haben aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge eine rasante technische sowie wirtschaftliche Entwicklung genommen. Die Bandbreite technischer Entwicklungen reicht von Einfach- bis zu Vollkunststoff-Luftfahrzeugen, deren Leistungsdaten die vieler seit Jahrzehnten etablierter Flugzeugmuster in den Schatten stellen. Insbesondere im Bereich der aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeuge geriet man dabei immer wieder an Grenzen, z.B. auf Gebieten wie der Pilotenausbildung oder bei Massegrenzen. Um mit der Entwicklung Schritt zu halten und Sicherheitsreserven zu gewährleisten, wurden z.B. die Massegrenzen für Ultraleichtflugzeuge wiederholt heraufgesetzt.

Um ein hohes Sicherheitsniveau beim Betrieb von aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen gewährleisten zu können ergeben sich nach Auffassung der BFU wachsende Anforderungen an die mit der Wahrnehmung der Aufgaben betrauten Stellen. Die personelle Ausstattung des Luftsportgerätebüros im Bereich der Musterzulassung und Musterbetreuung von Ultraleichtflugzeugen ist nach Auffassung der BFU unzureichend. Das Luftsportgerätebüro verfügt vorwiegend über Verwaltungsfachleute. Über die im Luftsportgerätebüro zu leistenden Verwaltungstätigkeiten hinaus ist aus Sicht der BFU für die Beurteilung vorgelegter Nachweise sowie sicherheitskritischer Sachverhalte entsprechend qualifiziertes Fachpersonal (Luftfahrtingenieur) erforderlich. Die derzeitige Delegation fachlich technischer Arbeiten an externe Stellen und die Konzentration des Luftsportgerätebüros allein auf Verwaltungstätigkeiten reicht aus Sicht der BFU vor dem Hintergrund der steigenden technischen Komplexität aerodynamisch gesteuerter Ultraleichtflugzeuge nicht mehr aus.

Der Flugunfall zeigte, dass das Prüfsystem des DAeC zu einem großen Teil auf Vertrauen beruht und effektive Kontrollmechanismen nicht in dem erforderlichen Maß vorhanden sind. Das Qualitätsmanagement-Handbuch enthielt keine Festlegungen über die Überwachung der Prüfertätigkeit oder Schulungsmaßnahmen für die Prüfer Klasse 5.

Stückprüfung

Die Durchführung der Stückprüfung bzw. Nachprüfung ist Aufgabe des Luftsportverbandes. Er bedient sich dafür der Prüfer Klasse 5, die von ihm lizenziert werden. Zur Gewährleistung eines hohen Sicherheitsniveaus ist es auch Aufgabe des Luftsportverbandes, die Qualität des Prüfsystems und die Tätigkeit der Prüfer zu überwachen. Im vorliegenden Fall war der Prüfer Klasse 5 des DAeC als technischer Leiter zugleich maßgeblich an der Herstellung des Ultraleichtflugzeugmusters beteiligt.

Die durch die BFU festgestellte Masse des verunfallten Ultraleichtflugzeuges lag um 30 kg über dem in der Gewichtsübersicht angegebenen Wert. Die Überprüfung zeigte, dass bei einer Vielzahl der UL des Musters die tatsächliche Masse deutlich oberhalb derjenigen lag, die im Wägebericht angegeben war. Weder die Prüferanweisung für Ultraleichtflugzeuge (PAUL) noch die Verfahrensanweisung zum Erstellen des Prüfprotokolls für aerodynamisch gesteuerte UL enthielten detaillierte Vorgaben, wie die Wägung durchzuführen war. Aus Sicht der BFU bot der Wortlaut der Festlegungen in den Bauvorschriften die Möglichkeit, große Teile der Ausrüstung und Instrumentierung des zu prüfenden Luftfahrzeuges aus der zu bestimmenden Leermasse des Ultraleichtflugzeuges „herauszurechnen“.

Weiterhin wurden erhebliche Unterschiede in der Position der Räder bei Ultraleichtflugzeugen derselben Baureihe festgestellt. Darüber hinaus stimmten bei drei UL die tatsächlichen Hebelarme a (Auflage G1) und b (Auflage G2) nicht mit den in dem jeweiligen Wägeprotokoll angegebenen Werten überein. Daher bleibt die Richtigkeit der in den Wägeprotokollen angegebenen Leergewichts-Schwerpunktlagen weiterhin ungeklärt.

Mängel des Ultraleichtflugzeuges, wie die nicht auf das Muster zutreffende Farbmarkierungen am Fahrtmesser, wurden bei der Stückprüfung nicht festgestellt bzw. nicht beanstandet.

Wesentliche Vorgaben der Prüferanweisung, wie die Erstellung eines Flugberichts oder die Anbringung des Hinweisschildes mit den individuellen Masseangaben des UL, wurden bei der Stückprüfung nicht umgesetzt.

In der PAUL und der Verfahrensanweisung zum Erstellen des Prüfprotokolls befanden sich keine Vorgaben, wie der Einbau des Rettungssystems in das UL im Hinblick auf eine Übereinstimmung mit dem im Rahmen der Musterzulassung genehmigten Verfahren geprüft werden sollte. Das Kennblatt des UL enthielt dazu ebenfalls keine detaillierten Angaben.

Musterprüfverfahren/ Musterzulassung

Nach Einschätzung der BFU wies das Musterprüfverfahren, insbesondere hinsichtlich der Längsstabilität des zugelassenen Musters, erhebliche Mängel auf.

Die für die Musterzulassung eingereichten Unterlagen sind aus Sicht der BFU nicht eindeutig und nicht vollständig. Die Bauzeichnungen der beiden Baureihen des Musters (SMARAGD und SMARAGD K) unterschieden sich deutlich und waren hinsichtlich ihrer Gültigkeit nicht gekennzeichnet. Die konstruktive Ausgestaltung des Musters war damit nicht ausreichend definiert und ließ einen eindeutig mustergerechten Nachbau von Serienflugzeugen nicht zu.

Die Nachweisführung hinsichtlich der Längsstabilität im zulässigen Schwerpunktbereich von 2,365 bis 2,525 m hinter der Bezugsebene war nach der Aktenlage nicht nachzuvollziehen. Die vorliegenden rechnerischen Nachweise deuten darauf hin, dass das UL bei hinteren Schwerpunktlagen nur eine geringe Stabilitätsreserve bzw. möglicherweise instabiles Flugverhalten aufweist. Das vom DAeC anerkannte Nachweisverfahren in der Flugerprobung der beiden Baureihen SMARAGD und SMARAGD K beschränkte sich auf die qualitative Beurteilung der Testpiloten des Herstellers. Die Beibringung von quantitativen Nachweisen (z.B. die Messung von Steuerkraft und -weg in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit), anhand derer ein Urteil über die Längsstabilität eines Luftfahrzeuges möglich wäre, war nach Angaben der Musterprüfstelle nicht vorgeschrieben. Die Messprotokolle eines Nachflugversuches mit einem UL der Baureihe SMARAGD K zeigten, dass die Steuerkräfte und -wege bereits bei mittlerer Schwerpunktlage von 2,406 m sehr klein waren. Der Steuerkraft-Geschwindigkeits-Gradient war bei dieser Schwerpunktlage mit 0,3 N pro 10 km/h bereits sehr gering. Mit rückwärtig wandernden Schwerpunktlagen nahm der Gradient noch weiter ab. Somit lassen sich nach Einschätzung der BFU auch aus dem Flugerprobungsprogramm keine Rückschlüsse auf ausreichende Stabilitätsreserven beim Betrieb des UL im hinteren Schwerpunktbereich ziehen. Nach Ansicht der BFU sind damit für die Baureihen SMARAGD und SMARAGD K die Längsstabilitätsnachweise bei der Musterzulassung nicht vollständig erbracht worden. Während der Untersuchung gab es vielmehr Anzeichen dafür, dass ein Betrieb im zugelassenen Schwerpunktbereich bereits zu instabilem Flugverhalten führen kann.

Die Bestimmung der Hebelarme für Kraftstoff, Pilot und Gepäck war nach Aktenlage nicht nachzuvollziehen. Die im Flughandbuch angegebenen Werte basierten auf den Vorgaben des Herstellers. In der Musterakte fanden sich keine Aufzeichnungen über die Ermittlung der Hebelarme für Beladung, Pilot und Kraftstoff. Die zur Berechnung der Schwerpunktlage angegebenen Werte im Flughandbuch lassen sich damit nicht verifizieren. Bei der Inaugenscheinnahme des Wracks durch die BFU ergaben sich Anhaltspunkte dafür, dass der tatsächliche Hebelarm für den Piloten größer ist. Hieraus können sich tatsächliche Schwerpunktlagen ergeben, die hinter den rechnerisch für den jeweiligen Flug bestimmten Werten liegen. Bei der im Flughandbuch angegebenen Berechnungsmethode für die Schwerpunktlage wurde nicht die kritische Schwerpunktlage berücksichtigt, sondern es war lediglich die Schwerpunktlage beim Start zu berechnen. Durch Kraftstoffverbrauch bewegt sich der Schwerpunkt während des Fluges konstruktionsbedingt nach hinten. Dieses war laut dem zum Unfallzeitpunkt gültigen Flughandbuch allerdings nicht zu berücksichtigen.

Das Musterprüfsystem ist in Hinsicht auf die Nachweisverfahren der Längsstabilität und des Flugverhaltens nicht zweckmäßig ausgestaltet. So wird beispielsweise in den europäischen Bauvorschriften für Segelflugzeuge CS 22 unter AMC 22.173 ein Nachweisverfahren festgelegt, nach dem der Steuerkraft-Geschwindigkeits-Gradient einen bestimmten Wert (hier 1 N pro 10 km/h) bei jeder möglichen Geschwin-

digkeit bis zur höchstzulässigen Geschwindigkeit nicht unterschreiten darf. Im Nachflugprogramm bei der Musterzulassung der Baureihe SMARAGD K wurden Gradienten von 0,3 N pro 10 km/h bei einer mittleren Schwerpunktlage dokumentiert. Für die LTF-UL – insbesondere jedoch für die LTF-UL 173 – waren keine anerkannten Nachweisverfahren (acceptable means of compliance, AMC) veröffentlicht, anhand derer nach einheitlichen Standards die Konformität mit den Bauvorschriften festgestellt werden kann.

Die im Rahmen der Musterzulassung vorgesehene Adaptionprüfung des Rettungssystems beschränkte sich neben Belastungsversuchen und der Berechnung der Aufhängepunkte im Wesentlichen auf die Prüfung, ob eine Einbauskizze des UL-Herstellers vorlag und der Rettungsgerätehersteller dieser zugestimmt hatte. Nachweise über die Funktion des Systems etwa durch Ausschussversuche wurden nicht gefordert. Nach Auffassung der BFU ist diese Verfahrensweise unzureichend, insbesondere bei UL-Mustern, bei denen das Rettungssystem im Luftfahrzeugrumpf integriert werden soll.

3. Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Beide Luftfahrzeugführer waren im Besitz der vorgeschriebenen Lizenzen und Berechtigungen.
- Der verantwortliche Luftfahrzeugführer hatte eine geringe Flugerfahrung auf dem Muster.
- Obduktion und toxikologische Untersuchung ergaben keine Hinweise auf eine gesundheitliche Beeinträchtigung der Piloten.
- Es ist wahrscheinlich, dass die Insassen bei dem Einweisungsflug die Absicht hatten, Langsamflugübungen durchzuführen.
- Das Ultraleichtflugzeug kippte durch Unterschreiten der Überziehggeschwindigkeit in geringer Höhe über Grund ab.
- Die Fehlöffnung des aktivierten Rettungssystems ist auf konstruktive Mängel bei der Integration des Rettungssystems in das Luftfahrzeug zurückzuführen.
- Das Ultraleichtflugzeug prallte auf einer trudelartigen Flugbahn auf den Boden und wurde dabei zerstört.
- Aufgrund der Schwere der aus dem Aufschlag resultierenden Verletzungen war der Unfall für die Insassen nicht überlebbar.
- Zum Unfallzeitpunkt herrschten Sichtwetterbedingungen.
- Die Flugmasse des Ultraleichtflugzeuges zum Unfallzeitpunkt lag deutlich oberhalb der höchstzulässigen Abflugmasse.
- Die Lage des Flugmassenschwerpunktes zum Unfallzeitpunkt konnte wegen fehlender bzw. ungenauer Daten nicht mit hinreichender Sicherheit festgestellt werden. Ein hohes Insassengewicht oder eine geringe Kraftstoffmenge in den Tragflügeltanks führt zu einer rückwärtigen Schwerpunktlage des Luftfahrzeuges.
- Die Stückprüfung wurde mangelhaft durchgeführt. Die Umsetzung der Vorgaben zur Durchführung der Stück- und Nachprüfung wurde durch den DAeC nur unzureichend überwacht.
- Die im Wägebericht eingetragene Leermasse entsprach nicht der tatsächlichen Leermasse des UL.
- Im Verlauf der Untersuchung ergaben sich Zweifel an der Lufttüchtigkeit des Ultraleichtflugzeugmusters, insbesondere an der Erfüllung der Bauforderungen im Bereich der statischen und dynamischen Längsstabilität. Die vorliegenden rechnerischen Nachweise deuten darauf hin, dass das UL bei hinteren Schwerpunktlagen nur eine geringe Längsstabilität bzw. möglicherweise bereits instabiles Flugverhalten aufwies.
- Die Qualität des Musterzulassungsverfahrens war insbesondere im Bereich der Definition der Konstruktion des UL, der Längsstabilität sowie der Adaptionsprüfung des Rettungssystems unzureichend.
- Die in den Bauvorschriften für Ultraleichtflugzeuge enthaltenen Forderungen zur Leermasse und der zugehörigen Schwerpunktlage waren missverständlich formuliert.

3.2 Ursachen

Der Flugunfall ist auf folgende Ursachen zurückzuführen:

Unmittelbare Ursachen:

- Das Ultraleichtflugzeug wurde in geringer Höhe über Grund überzogen, kippte ab und prallte in einer trudelartigen Flugbahn auf den Boden.
- Die Schwere des Flugunfalls ist auf die Fehlüffnung infolge konstruktiver Mängel bei der Integration des Rettungssystems zurückzuführen.

Systemische Ursachen:

- Die Qualität der Musterprüfung des Ultraleichtflugzeugmusters war insbesondere im Bereich der Längsstabilität sowie bei der Adaption des Rettungssystems unzureichend.

4. Sicherheitsempfehlungen

4.1 Sicherheitsempfehlungen der BFU

Als Sofortmaßnahme hat die BFU folgende Sicherheitsempfehlungen herausgegeben:

Empfehlung Nr.: 02/2005

Der Hersteller des Ultraleichtflugzeugs FA 01 SMARAGD sollte den Einbau des Rettungssystems dahingehend ändern, dass bei dessen Aktivierung die Streckung des Fallschirmsystems nicht durch die Abdeckung behindert wird. Darüber hinaus sollten die Kanten der Austrittsöffnung so beschaffen sein, dass eine Beschädigung des Rettungssystems beim Austritt ausgeschlossen werden kann. Dies sollte durch Versuche nachgewiesen werden.

Empfehlung Nr.: 03/2005

Der Deutsche Aero Club e.V. sollte sicherstellen, dass der Hersteller des Ultraleichtflugzeugs FA 01 SMARAGD die Funktionstüchtigkeit des verwendeten Rettungssystems nachweist.

Empfehlung Nr.: 05/2005

Der Deutsche Aero Club e.V. sollte dafür Sorge tragen, dass für die bereits zum Verkehr zugelassenen Luftfahrzeuge des Musters im Rahmen einer außerordentlichen Nachprüfung eine zutreffende Gewichtsübersicht erstellt wird.

Empfehlung Nr.: 06/2005

Der Deutsche Aero Club e.V. sollte durch sein Prüfsystem sicherstellen, dass Masseangaben in einer im Rahmen der Stückprüfung erstellten Gewichtsübersicht zutreffend sind.

Aufgrund eines weiteren tödlichen Unfalls mit einem UL des Musters am 12.10.2006 nahe Reichelsheim und der bis zu diesem Zeitpunkt vorliegenden Untersuchungsergebnisse des Unfalls in Jänschwalde wurde am 13.10.2006 folgende Sicherheitsempfehlung herausgegeben:

Empfehlung 13/2006

Der Deutsche Aeroclub e.V. sollte sicherstellen, dass das Ultraleichtflugzeugmuster Fläming Air FA 01 SMARAGD in den verschiedenen Baureihen ab sofort nicht mehr betrieben wird.

Als Voraussetzung für eine Wiederaufnahme des Flugbetriebes des Musters sollte die Erfüllung der Bauforderungen insbesondere im Bereich der statischen und dynamischen Längsstabilität neu nachgewiesen werden.

Folgende Sicherheitsempfehlungen hat die BFU nach Abschluss der Untersuchung herausgegeben:

Empfehlung 01/2007

Das Luftfahrt-Bundesamt sollte sicherstellen, dass der Deutsche Aero Club e.V. (DAeC) und der Deutsche Ultraleichtflug Verband e.V. (DULV) die gemeinsamen Vorgaben für Prüfer von Ultraleichtflugzeugen dahingehend ergänzen, in dem unmissverständliche Festlegungen für die Durchführung der Bestimmung der Leermasse und der zugehörigen Schwerpunktlage durch Wägung im Rahmen der Stück- und Nachprüfung getroffen werden.

Empfehlung 02/2007

Zur Gewährleistung eines hohen Sicherheitsniveaus im Bereich des Betriebes von Ultraleichtflugzeugen sollte das Bundesministerium für Verkehr Bau und Stadtentwicklung (BMVBS) sicherstellen, dass die mit der Wahrnehmung hoheitlicher Aufgaben beauftragten Stellen neben den technischen und organisatorischen Voraussetzungen über ausreichend qualifiziertes Personal verfügen.

4.2 Umgesetzte Sicherheitsmaßnahmen

Bereits durchgeführte Maßnahmen des Herstellers und des Luftsportverbandes:

In Umsetzung der Sicherheitsempfehlung 02/2005 wurde die Ausschussöffnung für das Rettungssystem modifiziert. Das Rettungssystem wurde in einen CFK-Container eingebaut. Der Deckel der Ausschussöffnung wurde mit einem Aluminiumblech verstärkt, die Sollbruchstelle wurde überarbeitet und die Rakete so eingebaut, dass sie auf die Mitte des Deckels ausgerichtet ist.

Der DAeC hat entsprechend der Empfehlung 03/2005 die für die Nachweisführung durchgeführten Ausschussversuche überwacht.

Aufgrund der Sicherheitsempfehlung 05/2005 hatte der DAeC angeordnet, alle zum Verkehr zugelassenen UL des Musters einer Wägung zu unterziehen und eine Gewichtsübersicht zu erstellen.

Als Umsetzungsmaßnahme der Empfehlung 06/2005 gab der DAeC eine LTA (LSG 05-004) heraus, die die Anbringung eines Hinweisschildes im Sichtbereich des Piloten mit Angaben zur maximalen Zuladung im Zusammenhang mit dem gültigen Wägebericht und Ausrüstungsverzeichnis fordert. Zudem wurden die Prüfer Klasse 5 in einem Rundschreiben auf bei der Wägung zu beachtende Punkte hingewiesen.

Am 05.10.05 wurde das Flughandbuch des Musters unter Punkt „7.0 Einführung“ um folgenden Eintrag ergänzt: „Achtung! Pilot, Fluggast und Gepäck erhöhen mit Gewichtszunahme die rückwärtige Schwer-

punktlage. Abnehmende Kraftstoffmengen (Leerfliegen des Tanks) haben gleiche Wirkung. Extreme Überziehübungen und Trudelansätze können dann zum Flachtrudeln führen.“

Zur Verbesserung der Richtungsstabilität des Ultraleichtflugzeuges hat der Hersteller eine technische Mitteilung TM 192-03/05 über eine bei der nächsten Wartungskontrolle, spätestens jedoch bis zum 31.01.2006, durchzuführende Nachrüstung der Luftfahrzeuge des Musters mit einer Seitenleitwerksfinne herausgegeben.

Aufgrund der Sicherheitsempfehlung 13/2006 hatte der DAeC mit der LTA LSG 06-005 vom 13.10.2006 den Betrieb der Ultraleichtflugzeuge des Musters untersagt.

Es wurden Flugversuche durchgeführt und rechnerische Nachweise vorgelegt.

Der Hersteller gab am 20.12.2006 eine Technische Mitteilung TM 001/06 heraus, die die Ermittlung des Leergewichtsschwerpunktes, die Festlegung des Fluggewichtsschwerpunktes, die Anbringung von Abrisskanten am Tragflügel sowie die Änderung bzw. Ergänzung verschiedener Punkte des Flug- und Betriebshandbuches zum Inhalt hatte.

Daraufhin wurde am 20.12.2006 mit der LTA LSG 06-005-1 der Betrieb von Ultraleichtflugzeugen des Musters genehmigt.

Braunschweig, 13. April 2007

Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung

Im Auftrag

Friedemann

Untersuchungsführer

An der Untersuchung haben folgende Mitarbeiter mitgewirkt:

Landgraf Untersuchung vor Ort

Blau Flugmechanik

5. Anlagen

Keine