



VEREINFACHTER UNTERSUCHUNGSBERICHT

FLUGUNFALL MIT DEM MOTORSEGLER TYPE SF25 C „FALKE“

am 28. Mai 2005,
um ca. 13:20 Uhr UTC
am Grimming Südostseite, Gemeinde
Stainach, Bezirk Liezen, Steiermark

GZ. BMVIT-85.091/0006-II/BAV/UUB/LF/2007

ÜBERSICHT

	Seite
Einleitung	2
Flugverlauf	3
Untersuchung Luftfahrzeug	3
Weiterführende Untersuchungen	7
Zusätzliche Angaben	9
Beurteilung	10
Wahrscheinliche Ursachen	12
Sicherheitsempfehlungen	12

Unfalluntersuchungsstelle des Bundes

Fachbereich Luftfahrt
A1210 Wien, Lohnergasse 9

Tel. +43 (0)1 27760 DW 9200 – 9208
Fax +43 (0)1 27760 DW 9299
Email: fus@bmvit.gv.at

Einleitung

Luftfahrzeug

Luftfahrzeugart: Motorsegler
 Hersteller: Scheibe Flugzeugbau, BRD
 Musterbezeichnung: SF25C „Falke“
 Staatszugehörigkeit: Österreich
 Luftfahrzeughalter: Verein

Pilot: Männlich, 37 Jahre
 Art des Zivilluftfahrerscheines: Privatpilotenschein, am Unfalltag gültig
 Segelfliegerschein (Hilfsmotorstart), am Unfalltag ruhend
 Flugerfahrung gesamt: ca. 78 Stunden Motorflüge
 davon in den letzten 90 Tagen: ca. 5 Stunden
 Auf dem Unfallmuster: ca. 21 Stunden
 davon in den letzten 90 Tagen: ca. 5 Stunden
Datum und Zeitpunkt: 28. Mai 2005, ca. 13:20 Uhr (alle Zeiten UTC = Lokalzeit - 2 Std.)
Unfallort: Grimming Südostseite, Gemeinde Stainach, Bezirk Liezen, Steiermark
 Koordinaten (WGS 84): ca. N 47° 31,2' O 014° 02,8'
 Höhe über Meer (MSL): ca. 1100 m

Betriebsart: Privater Sichtflug
Flugphase: Reiseflug
Unfallart: Hindernisberührung

Personenschäden:

Verletzungsgrad	Besatzung	Passagiere	Dritte
Tödlich verletzt:			
Schwer verletzt:	1	1	
Leicht/Unverletzt:			

Sachschäden:

Luftfahrzeug: zerstört
 Drittschaden: geringer Flurschaden

Wetter:

Flugwetterbedingungen: Sichtflugwetterbedingungen (VMC)
 Lichtverhältnisse: Tageslicht

Flugverlauf

Der Flugverlauf wurde anhand der Aussagen des Piloten und des Passagiers sowie den Erhebungen der Untersuchungsorgane der Flugunfalluntersuchungsstelle wie folgt rekonstruiert:

Der Pilot startete am 28. Mai 2005 um 09:55 Uhr mit einem Passagier an Bord des Motorseglers Type SF25C „Falke“ auf dem Flugplatz Gmunden/Laakirchen zu einem Sichtflug. Die Landung erfolgte um 11:53 Uhr auf dem Flugplatz Niederöblarn. Nach der Landung betrug der Kraftstoffvorrat laut Pilot ca. 30 l und wurde der Motorsegler nicht betankt. Der Start zum Rückflug nach Gmunden erfolgte um 13:11 Uhr auf Piste 04, der Bodenwind in Niederöblarn betrug ca. 5 bis 10 Knoten aus östlicher Richtung.

Nach dem Start flog der Pilot in Richtung Grimming um den Gebirgsstock gegen den Uhrzeigersinn zu umfliegen. Nach ca. 5-7 Minuten Flugzeit erreichte der Pilot einen auf der Südostseite des Grimming in ca. 1100 m MSL zum Tressenstein verlaufenden Sattel. Während einer Linkskurve verlor der Motorsegler plötzlich rasch an Höhe und das Triebwerk schien auf Leistungserhöhung nicht zu reagieren.



Im Zuge des Abfangbogens kollidierte der Motorsegler nahe der tiefsten Stelle des Sattels mit Bäumen und schlug auf der dicht bewaldeten Ostseite des Sattels am Hang auf. Nach einem Überschlag kam der Motorsegler mit den beiden angegurten Insassen in Rückenlage zu liegen.

Der Pilot konnte sich ohne fremde Hilfe aus der Kabine befreien und anschließend den Passagier bergen. Mit einem Handfunkgerät gab der Pilot, der keine exakten Angaben über den Unfallort machen konnte, einen Notruf ab, der einen Suchflug zur Folge hatte. Die Rettungskräfte trafen um ca. 13:45 Uhr an der Unfallstelle ein. Die Aussendung eines Notsenders (ELT) wurde nicht empfangen.

Untersuchung des Luftfahrzeuges

Auf der bewaldeten Ostseite des zwischen Grimming und Tressenstein verlaufenden Sattels hing in einem Baumwipfel ein blau lackiertes Flügelbruchstück. Ein Baumstamm wies in Wipfelhöhe eine frische Anprallspur auf. Das Hauptwrack lag ca. 100 m südöstlich hangabwärts. Dazwischen lagen in der Falllinie des Hanges Teile des Motorseglers, die mit frisch geschlagenen Ästen bedeckt waren (Reihenfolge in Aufschlagrichtung):

- rechtes Flügelende mit Randscheibe;
- linke Flügel-Randscheibe;
- Beplankung der Flügel Nase;
- linke Höhenflosse;

- Fragmente eines Propellerblattes;
- linkes Stützrad mit Strebe;
- Aufschlagspur im Erdreich mit Plexiglassplittern;
- Rumpf mit Leitwerk und Flügelholmbrücke in Rückenlage, Bug hangaufwärts gerichtet;
- linkes Höhenruder links vom Rumpf liegend;
- rechter Flügel mit Querruder links vom Rumpf hangaufwärts liegend;
- linker Flügel mit Querruder links neben dem Rumpf liegend;
- obere Motorverkleidung hinter dem Rumpf ca. 30 m hangabwärts liegend.

Der Rumpf war gestaucht. Das Leitwerk war um die Rumpflängsachse gegen den Uhrzeigersinn verdreht. Das Höhenleitwerk war am Rumpf angeschlossen und gesichert. Die äußeren Höhenruderlager waren gewaltsam ausgerissen; die übrigen Ruderlager waren intakt und gesichert. Die rechte Höhenruderhälfte war kraftschlüssig mit dem Anlenkbeschlag verbunden; der linke Anlenkbeschlag war nach oben deformiert. Die Trimmklappe und die Lagerung waren intakt. Das Seitenruder und die Lagerung waren intakt und gesichert.

Beide Querruder waren gegen die Flugrichtung deformiert. Das linke Querruder war teilweise, das rechte gänzlich aus den Ruderlagern gesprungen. Das rechte Querruder war über den Anlenkbeschlag kraftschlüssig mit dem Flügel verbunden. Die Querruderlager waren intakt und gesichert. Die linke Bremsklappe war aus dem Scharnier gerissen. Der Anlenkbeschlag der rechten Bremsklappe war ausgerissen.

Die Bruchstellen von Steuerstangen wiesen deutliche Merkmale von Gewaltbrüchen auf. Die Steuer- und Klappenseile waren intakt und in den Gleitführungen frei beweglich. Die Seilrollen waren intakt ohne übermäßigen Verschleiß. Alle Anschlüsse von Seilzügen, Stangen, Umlenkhebeln und Anlenkbeschlägen der Steuerung und des Klappenantriebes waren kraftschlüssig. Die Ruder und Klappen waren freigängig.

Die Überprüfung der Steuerelemente auf Spiel und Freigängigkeit war wegen des verformten und beschädigten Rumpf-Stahlrohrgerüsts nur eingeschränkt möglich. Hinweise auf Blockaden der Steuerung durch lose Gegenstände wurden nicht gefunden. Am deformierten Rumpf-Stahlrohrgerüst war blauer Abrieb des Bremsklappenhebels in der Verriegelungsposition vorhanden. Der rechte Steuerknüppel (demontierbar) war eingebaut.

Der Tankdeckel hatte festen Sitz; die Deckeldichtung war intakt und die Druckausgleichsöffnung frei. Die Leitungen und Verbindungen des zellenseitigen Kraftstoffsystems einschließlich des Steigrohrs mit Messskala von 10 l bis 45 l waren zwischen Rumpftank und Filter intakt (Schläuche im September 2004 erneuert; TBO: 8 Jahre). Blockaden oder Lecks waren nicht nachweisbar. Der Brandhahn war durch Verformung des Rumpf-Stahlrohrgerüsts in Stellung „Offen“ blockiert.

Der Kraftstofffilter (Bild) war intakt und enthielt keine Fremdkörper. Das Filterglas und die Kraftstoffzuleitung am Filtereingang (Ein) hatten festen Sitz und waren ordnungsgemäß gesichert. Der Anschluss des Brandschott-Fittings am Filterausgang (Aus) war gelockert. Der mit Draht gesicherte Bolzen (Rechtsgewinde) zur Befestigung des Filters am Fitting war ca. $\frac{3}{4}$



einer vollen Drehung mit Handkraft drehbar. Der Sicherungsdraht des Bolzens war am Fitting fixiert und wirkte in Zugrichtung Bolzen lösend und war bei fest gezogenem Bolzen gestreckt. Ein Motorsegler mit baugleicher Ausführung des Kraftstoffsystems, an dem der Einfluss eines Lecks zwischen Filter und Fitting auf die Kraftstoffversorgung des Motors hätte untersucht werden können, stand nicht zur Verfügung.

Das Rumpf-Stahlrohrgerüst mit Brandschott und Motorträger war nach rechts oben versetzt und in Richtung Sitzbank verformt. Das Instrumentenbrett war zerstört. Die Instrumente, Bedienhebel und Schalter waren durch äußere Krafteinwirkung aus ihren Verankerungen gerissen oder beschädigt.

Die Anschnallgurte (im April 1996 erneuert; TBO: 12 Jahre) und Befestigungen waren intakt.

Triebwerk Baumuster Limbach L1700EA2

Der kombinierte Drehzahlmesser und Motorbetriebsstundenzähler zeigte 516,67 Stunden seit letzter Grundüberholung (TBO: 1000 Stunden). Die Messwelle war beidseitig angeschlossen und war drehbar.

Gashebel und Drosselklappe (Federkraft Richtung „Vollgas“) befanden sich in „Vollgas“-Stellung und waren kraftschlüssig miteinander verbunden und über den gesamten Hebelweg freigängig.

„Choke“-Hebel und Anreicherungshebel am Vergaser (Federkraft Richtung „Aus“) befanden sich in „Aus“-Stellung und waren kraftschlüssig miteinander verbunden. Der Seilzug (Bowdenzug) war im Panzerschlauch blockiert, der Hebel am Vergaser war zwischen den Anschlägen freigängig.

Der Luftschlauch der Vergaservorwärmung hatte am Wärmetauscher (Abgasrohr Zylinder 3) und am Gehäuse der Vorwärmklappe festen Sitz. Bedienhebel und Vorwärmklappe (Federkraft Richtung „Kalt“) befanden sich in „Kalt“-Stellung und waren kraftschlüssig miteinander verbunden und über den gesamten Hebelweg freigängig.

Das Zündgeschirr hatte festen Sitz. Die Abschirmung der Zündkabel von Zylinder 1 und 3 war jeweils in Höhe der Durchführungen der deformierten Luftleitbleche beschädigt. Alle vier Zündkerzen waren sauber und wiesen das einer normalen Verbrennung entsprechende Kerzenbild auf. Der Elektrodenabstand der Zündkerze von Zylinder 1 betrug 0,45 mm und war damit geringfügig größer als der zulässige Wert von 0,4 mm.

Die Kurbelwelle war ca. 5/8 einer vollen Umdrehung drehbar, während der Zündmagnet einmal zündete sowie das Auslassventil von Zylinder 1 und das Einlassventil von Zylinder 4 öffneten. Die Kurbelwelle blockierte bei geöffnetem Einlassventil von Zylinder 1 und geöffnetem Auslassventil von Zylinder 3. Eine Kompressionsprobe war nicht möglich. Das Kipphebelspiel entsprach mit Ausnahme des Auslassventils von Zylinder 4 (0,3 mm) dem zulässigen Wert bei kaltem Motor von 0,2 mm.

Der linke Ventildeckel war gelöst und der Zylinderkopf in Höhe des Auslassventils von Zylinder 1 durch äußere Krafteinwirkung beschädigt.

Die Kurbelwelle war nach Demontage der Zylinder von Hand frei drehbar und trieb die Nockenwelle, die Zahnrad-Ölpumpe, die Membran-Kraftstoffpumpe sowie den kraftschlüssig am Kurbelgehäuse befestigten Zündmagnet an. An allen vier Zündkabeln war in der Zündfolge 1-3-2-4 jeweils vor Erreichen des oberen Kolben-Totpunkts ein Zündfunke nachweisbar. Eine exakte Bestimmung des Zündzeitpunkts war nicht möglich.

Die Pleuelstangen waren auf den Kurbelzapfen frei drehbar, ebenso die Kolbenbolzen in den Pleuelaugen. Die Kolbenbolzen waren in den Kolben ordnungsgemäß gesichert. Die Kolben, Kolbenringe und Ölabbstreifringe waren intakt und frei beweglich. Nockenwelle, Stößel, Stößelstangen, Kipphebel, Ventile, Ventilsfedern und Federteller waren intakt. Die Ölkanäle der Stößelstangen waren frei. Die Ventilsitze waren unbeschädigt.

Der Sockel von Zylinder 1 war am Zylinderfuß in Umfangrichtung gebrochen und in das Kurbelgehäuse geschoben. Die Bruchflächen wiesen deutliche Merkmale von Gewaltbrüchen auf. An der Zylinderunterseite war das Kolbenhemd nach innen und der Zylindersockel am Bruchrand nach außen deformiert. Auf der Kurbelwelle und am Zylindersockel waren keine korrespondierenden Einschlagspuren feststellbar.

Zylinder 4 wies am Zylinderkopf und am Kolbenboden alte, bereits mit verkockten Ölrückständen überzogene Einschläge auf. An der Zylinderunterseite waren am Kolbenhemd und auf der Zylinderlauffläche korrespondierende Längsriefen vorhanden. Die Zylinderlaufflächen wiesen keine markanten Anlaufspuren auf.

Die Ölwanne war dicht und enthielt den Mindestölvorrat (1,5 l = untere Peilstabanzeige). Die Ablassschraube war gesichert. Der Ölfilter war intakt und ohne Späne. Der Verschluss des Öldruckregelventils war dicht und gesichert; Feder und Kolben waren intakt und freigängig. Die Ölkühler-schläuche waren intakt und angeschlossen (im Juni 2002 erneuert; TBO: 5 Jahre). Übermäßige Ölverschmutzungen im Motorraum waren nicht vorhanden.

Der Freilauf des Anlasser-Ritzels, die Ritzel-Verzahnung und der propellerseitige Zahnkranz waren intakt.

Der starre linksdrehende Holzpropeller Baumuster MT-Propeller MT 150 L 75-1A hatte auf der Kurbelwellennabe festen Sitz. Von den beiden nahe der Propellernabe gegen die Flugrichtung gebrochenen Blättern wurden lediglich Splitter gefunden; eine Bruchstelle wies Bruchmerkmale gegen die Propellerdrehrichtung auf.

Die Leitungen und Verbindungen des motorseitigen Kraftstoffsystems waren intakt und angeschlossen. Fremdkörper oder Lecks waren nicht nachweisbar.

Der zwischen Brandschott-Fitting und Membran-Kraftstoffpumpe verlegte Kraftstoffschlauch mit Schutzmantel war mit Aluschellen „E 5/03“ über dem Schutzmantel auf den Nippeln des Fittings und der Pumpe fixiert. Am Nippel der Kraftstoffpumpe (Saugseite) war der Schlauch mit Handkraft verdrehbar, am Brandschott-Fitting war die Schlauchverbindung auch nach Lösen der Schelle form- und reibschlüssig. Der zwischen Pumpe und Vergaser verlegte Kraftstoffschlauch mit Schutzmantel wies aufgedruckte Fittinge auf und trug die Aufschrift „Limbach Flugmotoren, gültig bis 06/07, hergestellt am 25.6.2002, 171.097.020.000“ (laut aktueller Betriebszeitenübersicht im Mai 2001 getauscht; TBO: 5 Jahre).

Die Kraftstoffpumpe war kraftschlüssig am Kurbelgehäuse angeschlossen. Das Kraftstoffsieb war intakt und sauber. Die Pumpenmechanik einschließlich der Membran war intakt und freigängig (Druckaufbau möglich). Der Hub des ca. 51 mm langen Pumpenstößels im Kurbelgehäuse betrug ca. 4 mm.

Die Zerlegung des Vergasers STROMBERG-ZENITH Baumuster 150 CD-3 erbrachte keine Hinweise auf Schäden oder Mängel. Die Schwimmerkammer war sauber und das Nadelventil bei Druckbeaufschlagung dicht (ca. 140 cm Kraftstoffsäule = ca. 0,1 bar).

Der Luftfilter war sauber. Die Ansaugrohre hatten festen Sitz. Die Kupfermutter der Abgasrohre von Zylinder 1 und 2 ließen sich mit Handkraft öffnen. Der Schalldämpfer und die Abgasrohre der Abgasanlage waren deformiert. Die Sichtkontrolle der Schweißnähte erbrachte keine Hinweise auf undichten Stellen.

Die Drahtsicherungen im Motorraum waren ordnungsgemäß ausgeführt und intakt; Lacksicherungen waren intakt.

Weiterführende Untersuchungen

Notsender (ELT)

Die Überprüfung des Notsenders POINTER 3000 ergab zu niedrige Batteriespannung (Batterie im März 2005 getauscht, nächster Tausch im November 2006; TBO 2 Jahre) und einen Defekt im Oszillator (Fehlercode: Q106). Infolge dieses Defekts kam es beim Aufschlag zu keiner Aussendung des Notsenders.

Pilot-Statik-System

Die Leitungen des Stau- und Statikdrucksystems waren abgezogen oder gewaltsam durchtrennt. Ein Dichtheits-test war nicht möglich. Das Staurohr war ausgerissen und die Staudruckleitung am Rohransatz mit Erdreich verlegt. Fahrt- und Höhenmesser waren äußerlich intakt (letzte Überprüfung im Juli 2004; TBO: 4 Jahre). Die Überprüfung der Anzeigegenauigkeit des Fahrtmessers WINTER 6 FMS 221 nach dem Unfall ergab sowohl bei ansteigendem als auch bei fallendem Messdruck im Geschwindigkeitsbereich 65 bis 195 km/h im unteren Messbereich einen um ca. 17 km/h (26 %) und im oberen Messbereich einen um ca. 4 km/h (2 %) zu geringen Anzeigewert.

Zündanlage

Am 22. Mai 2005 vermerkte der am Unfall beteiligte Pilot nach einem Flug von 2:46 Stunden Dauer und einer Motorbetriebszeit von 1:24 Stunden im Bordbuch „Motor läuft unrund“. Bei der 100-Stunden-Kontrolle am 25. Mai 2005 wurde festgestellt „Kerze Zylinder 4 viel zu eng“. Die Flugzeit bis zum Unfall betrug 15:09 Stunden und die Motorbetriebszeit 11,87 Stunden; im Bordbuch wurden keine weiteren Beanstandungen vermerkt.

Der Zündmagnet SLICK Model 4330 wurde nach dem Unfall einem Prüflauf unterzogen. Bei einer Motordrehzahl von ca. 2600 RPM war an allen vier Zündstrecken des Prüflaufbaus gleichmäßige Funkenbildung gegeben, ebenso bei Halbierung der Drehzahl und Vergrößerung des Elektrodenabstands auf ca. 10 mm. Die Schnappkupplung arbeitete bis zu einer Drehzahl von ca. 250 RPM. Bei Verwendung der Original-Zündkabel und -kerzen war ebenfalls gleichmäßige Funkenbildung gegeben. Die Zerlegeprüfung ergab neuwertige Unterbrecherkontakte und einen der Betriebszeit entsprechenden Verschleiß des Verteilerfingers (217,53 Stunden seit Grundüberholung; TBO: 250 Stunden bzw. 2 Jahre). Die Messung des elektrischen Wirkwiderstands an Primär- und Sekundärwicklung ergab 1.2 Ω bzw. 16.02 k Ω , der jeweils im zulässigen Bereich lag.

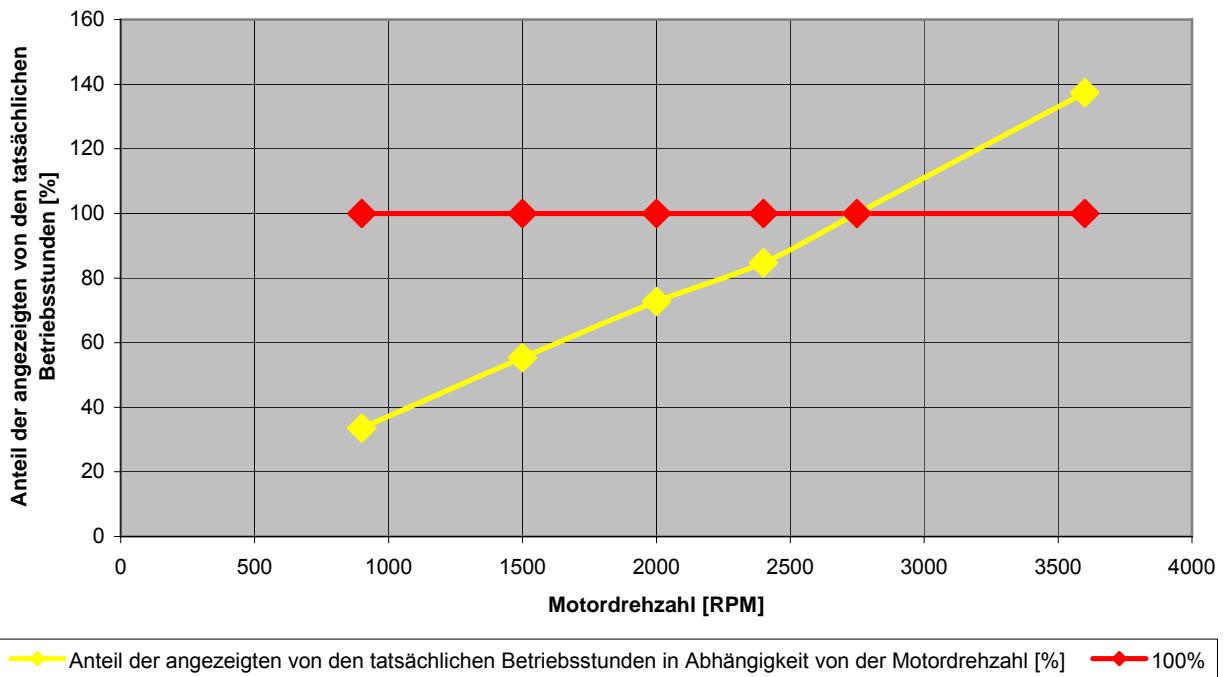
Drehzahlmesser/Motorbetriebsstundenzähler

Im Bordbuch wurden die Flugzeiten und die Motorbetriebsstundenzählerstände vermerkt. Die letzte Eintragung betraf einen am 28. Mai 2005 von 07:28 bis 09:19 Uhr durchgeführten Flug. Der Flugzeit von 1:51 Stunden stand eine Motorbetriebszeit von 1:52 Stunden gegenüber (Zählerstand: Anfang 513,90; Ende 515,77).

Danach wurden zwei Flüge bis zum Unfall durchgeführt. Der rekonstruierten Flugzeit von 2:07 Stunden stand eine abgelesene Motorbetriebszeit von 0:54 Stunden gegenüber (Zählerstand nach dem Unfall: 516,67), die ca. 43 % der Flugzeit entspricht. Der am Unfall beteiligte Pilot führte von 19. Juli 2003 bis 28. Mai 2005 Flüge durch, deren Motorbetriebszeit zwischen 33 und 60 % der Flugzeit entsprach (Differenz 0:20 bis 1:21 Stunden). Flüge, die jenen des am Unfall beteiligten Piloten unmittelbar voran gingen bzw. folgten, wiesen eine Motorbetriebszeit auf, die 88 bis 103 % der Gesamtflugzeit entsprach (Differenz 0:01 bis 0:21 Stunden).

Die Motorbetriebszeit von im Zeitraum 15. Juli 2003 bis 28. Mai 2005 durchgeführten Überstellungs-, Werkstatt- und Reiseflügen betrug 96 bis 143 % der Flugzeit. Flüge mit höherer Motorbetriebs- als Flugzeit waren in der Regel solche im Anschluss an Instandhaltungsarbeiten, die auch Standläufe umfassten.

Zwecks Zuordnung des Verhältnisses aus abgelesener und tatsächlicher Motorbetriebszeit zur jeweiligen angezeigten Motordrehzahl, wurde im Drehzahlbereich von 900 bis 3600 RPM in gleichbleibenden Zeitintervallen die Differenz der angezeigten Motorbetriebszeiten erhoben (Diagramm):



Demnach entspricht einer vom Betriebsstundenzähler abgelesenen Motorbetriebszeit von 33 bis 60 % der tatsächlichen Motorbetriebszeit eine Motordrehzahl von 900 bis 1600 RPM (100% entspricht ca. 2750 RPM).

Satellitenavigationsempfänger (GPS)

Der Datenspeicher des GPS Baumuster GARMIN GPS III Pilot enthielt keine Flugwegaufzeichnungen, welche die am 28. Mai 2005 durchgeführten Flüge betrafen.

Zusätzliche Angaben

Flugwetter

Vorhersagen:

FXOS55 LOWG 281006

FLUGWETTERUEBERSICHT FUER DIE STEIERMARK UND DAS SUEDLICHE BURGENLAND GUELTIG FUER DEN 28.5.2005.

WETTERLAGE: HOCHDRUCKEINFLUSS.

WETTERERSCHENUNGEN: IM GESAMTEN LAND WOLKENLOS ODER FEW CU IM BERGLAND MIT HOHEN UNTERGRENZEN VON 2000 BIS 2800M. SICHTEN VON 30 BIS 70KM.

HOEHENWIND: IN 1500M: SUEDOST BIS SUED 10 BIS 20 KMH, T UM 15 GRAD.

IN 3000M: NORDOST BIS OST 10 BIS 20 KMH, T UM 6 GRAD.

NULLGRADGRENZE: UM 3800M.

GEFAHREN: KEINE

THERMIKVORHERSAGE: AUSLOESETEMPERATUREN BEREITS ERREICHT, DAHER VERBREITET GUTE THERMISCHE VERHAELTNISSE, LOKAL AUCH BLAU. [ECET] [VORHERSAGE FUER MORGEN]

Aktuelle Meldungen (Militärflugplatz Aigen/Ennstal, 640 m MSL, ca. 5 NM nordöstlich der Unfallstelle):

SAOS43 LOWM 281250

METAR LOXA 281250Z VRB02KT 70KM FEW060CU 31/09 Q1018 FEW=

SAOS43 LOWM 281350 CCA

METAR COR LOXA 281350Z VRB02KT 70KM FEW060CU 32/06 Q1017 FEW=

Flug- und Betriebshandbuch

Laut Flug- und Betriebshandbuch des Motorseglers SF 25C „Falke“, Ausgabe März 1972 / Revision 12, ist dem Fehlen einer Doppelzündung (Einfachzündung) bei der Anlage der Flüge durch entsprechende Sicherheitshöhen und Erreichbarkeit eines Landegeländes Rechnung zu tragen.

Die Steiggeschwindigkeit bei der höchstzulässigen Flugmasse von 580 kg beträgt in Meereshöhe ca. 2,5 m/s; in 4000 m MSL beträgt sie 0,5 m/s (Dienstgipfelhöhe). Mit stillgelegtem Triebwerk beträgt die geringste Sinkgeschwindigkeit 1 m/s bei 70 km/h und die beste Gleitzahl 21 bei 90 km/h. Die Mindestfluggeschwindigkeit liegt sowohl bei laufendem als auch bei stehendem Triebwerk bei ca. 60 km/h. Die empfohlene Steigfluggeschwindigkeit beträgt 85 km/h und die Reisegeschwindigkeit 130 bis 150 km/h. Der Kraftstoffverbrauch beträgt im Reiseflug zwischen 9,5 l/h (2500 RPM) und 12 l/h (2800 RPM, größte Dauerleistung). Alle Angaben gelten, wenn sich Motorsegler und Triebwerk in gutem Zustand befinden.

Masse und Schwerpunkt

Die Leermasse des Motorseglers betrug 405 kg. Der Kraftstoffvorrat zum Unfallzeitpunkt betrug laut Pilot ca. 30 l (ca. 22 kg). Die Masse des Piloten wurde mit 75 kg laut letztem fliegerärztlichen Untersuchungsbefund und jene der Passagierin mit 60 kg angenommen (kein Gepäck). Der zulässige Bereich der Zuladung beträgt zwischen 60 kg (Mindestzuladung im Sitz) und 175 kg (höchstzulässig Zuladung inkl. Kraftstoff und Gepäck).

Betankung

Am Flugplatz Gmunden erfolgte die Betankung mit Superbenzin aus einem mit Stickstoff druckbeaufschlagten 50-l-Fass mit Wasserabscheider. Zusätzlich war als Filter die Verwendung eines Rehleders vorgesehen.

Im Bordbuch war am 28. Mai 2005 eine Betankung mit 10 l Kraftstoff vermerkt. Danach war von 07:28 bis 09:19 Uhr ein Rundflug durchgeführt wurden (Motorbetriebszeit 1:52 Stunden).

Der Flugzeit von 2:05 Stunden für die Strecke Gmunden-Niederöblarn-Grimming steht eine Motorbetriebszeit von 0,90 Stunden gegenüber, der unter Zugrundelegung der Verbrauchswerte laut Flug- und Betriebshandbuch ein Kraftstoffverbrauch von 9-11 l entspricht. Am Flugplatz Niederöblarn war in den Aufzeichnungen über abgegebene Kraftstoffmengen keine Kraftstoffabgabe an den Motorsegler vermerkt. Der Flugzeit vom Start am Flugplatz Niederöblarn bis zum Unfall entspricht ein Kraftstoffbedarf von etwa einem Liter. Die ausfliegbare Kraftstoffmenge der vorliegenden Tankausführung beträgt 44 l. Hinsichtlich der am Unfallort ausgetretenen bzw. aufgefangenen Kraftstoffmenge liegen keine Angaben vor.

Verwendung von bleifreien Automobil-Otto-Kraftstoffen und verbleiter Flugkraftstoffe bei Limbach Flugmotoren der Baureihe L1700

Motoren dieser Baureihe können mit Kraftstoff Super Plus bleifrei nach DIN EN 228 oder anderen bleifreien Kraftstoffen mit Mindestoktanzahlen ROZ 98 Oktan und MOZ 87 Oktan sowie mit dem Flugkraftstoff AVGAS 100 LL betrieben werden. Laut Flug- und Betriebshandbuch für Motorsegler SF 25C „Falke“, Ausgabe März 1972 / Revision 12, ist die Verwendung von Flugbenzin AVGAS 100LL oder Tankstellen Superbenzin zulässig. Motorseitige und zellenseitige Kraftstoffleitungen sowie die Tanks müssen für bleifreie Kraftstoffe geeignet sein. Das Mischen von verbleiten Kraftstoffen mit unverbleiten Kraftstoffen wird nicht empfohlen.

Instandhaltung

Die letzte Kontrolle (100-Stunden-Kontrolle) am 25. Mai 2005 umfasste laut abgezeichneter Kontrollliste „Motor“ u.a. das Erneuern aller vier Zündkerzen und des Schwimbernadelventils, eine Kompressionsprobe (8,8 bis 9,9 bar) und das Befüllen mit 2,5 l Öl. Alle 50 Motorbetriebsstunden ist laut Flugzeughersteller zudem der Kontrollpunkt „Filterglas entfernen, Kraftstofffilter ausbauen und reinigen, Filter wieder einbauen, Filterglas reinigen, einbauen und sichern“ durchzuführen. Im Anschluss waren bis zum Unfall Flüge im Ausmaß von 15:09 Stunden mit einer Gesamtmotorbetriebszeit von 11,87 Stunden durchgeführt worden.

Beurteilung

Der Pilot war am Unfalltag zur Durchführung von Motorflügen berechtigt, jedoch nicht zum Führen von Motorseglern im Segelflug. Die Flug- und Typenerfahrung des Piloten betraf überwiegend Flüge mit kraftangetriebenen Luftfahrzeugen mit redundanten Systemen, z.B. mit Doppelzündung, welche gegenüber der Einfachzündung des beim Unfallflug verwendeten Motorseglers eine geringere Ausfallwahrscheinlichkeit des Triebwerks bietet. Hinweise auf einen beeinträchtigten Zustand des Piloten liegen nicht vor.

Die Voraussetzungen für die Verwendung des Motorseglers im Fluge waren gegeben. Die Gesamtzuladung (weniger als 175 kg) und die Zuladung im Sitz (mehr als 60 kg) lagen innerhalb des zulässigen Bereichs.

Die Aussagen des Piloten ließen eine exakte Rekonstruktion des Flugverlaufs nicht zu. Die vom Piloten beschriebene Linkskurve beim Umkreisen des Grimming gegen den Uhrzeigersinn deutet in Verbindung mit dem Ort der ersten Baumberührung östlich des Sattels und dem Aufschlag in südöstlicher Richtung auf einen Kurvenflug in Richtung Hang bzw. Sattel.

Beim Überfliegen eines Sattels ist in Hinblick auf unerwarteten Höhenverlust durch unbekannte Windeinflüsse oder höheres Eigensinken im Kurvenflug der vertikale Hindernisabstand größer zu wählen, wenn - anders als beim Flug parallel zum Hang - der Hindernisabstand durch Änderung des Flugweges Richtung Tal nicht unmittelbar vergrößert werden kann.

Im Verlauf des Abfangbogens erwies sich der vertikale Hindernisabstand des Motorseglers als zu gering. Der Motorsegler wurde durch Kollision nahe der tiefsten Stelle des Sattels mit Baumwipfeln an Flug- und Steuerwerk beschädigt und stürzte auf den Hang. Eine Beeinträchtigung der Steuerung durch den rechts sitzenden Passagier oder einen technischen Mangel war nicht nachweisbar.

Ein technischer Mangel am Triebwerk, insbesondere an der Zündanlage, oder unzureichender Kraftstoffvorrat waren nicht nachweisbar.

Im Auffindungszustand war der Bolzen zur Befestigung des Kraftstofffilters am Fitting des Brandschotts mit Handkraft drehbar. Die vorgesehene Drahtsicherung war so angebracht, dass das Lösen des Bolzens nicht verhindert wurde. Ob das Lösen des Bolzens vor dem Unfall erfolgt war oder durch äußere Krafteinwirkung beim Aufschlag, muss offen bleiben.

Das Verhältnis von Kraftstoff- zu Luftdruck am gelockerten Anschluss von Brandschott-Fitting und Filterausgang (Aus) wird von der Kraftstofffüllhöhe im Tank (Druck steigernd), der Saugleistung der Kraftstoffpumpe (Druck mindernd) und den Strömungsverhältnissen beeinflusst. Überdruck, z.B. bei abgestelltem Triebwerk, kann zu Kraftstoffaustritt am Fitting führen. Weder fanden sich im Bordbuch Vermerke über Kraftstoffgeruch in der Kabine noch waren nach dem Unfall Spuren von Kraftstoffaustritt am Fitting erkennbar. Unterdruck kann zum Luftsaugen mit Blasenbildung am Filterausgang und vermindertem Kraftstoffdurchsatz in der Kraftstoffpumpe führen, ebenso ein Leck auf der Saugseite der Kraftstoffpumpe zwischen dem Nippel und dem mit Handkraft verdrehbaren Schlauch.

Der Anteil der abgelesenen Motorlaufzeit an der rekonstruierten Gesamtflugzeit (ca. 45 %) sowie der Kraftstoffverbrauch des vorangegangenen Fluges (ca. 5 l/h entspricht ca. 50 % bei 2500 RPM) lassen auf eine mittlere Motordrehzahl von ca. 1300 RPM und somit auf einen Betrieb des Motorseglers überwiegend mit Leerlaufleistung unter Ausnützung atmosphärischer Bedingungen (thermische Aufwinde, Hangaufwinde) schließen.

Beim Umkreisen des Grimming war bei Windgeschwindigkeiten von mehr als 10 km/h mit Leeeffekten und in thermischen Aufwindgebieten über den sonnenbeschienenen Südhängen mit Windsprüngen zu rechnen.

Der beim Betrieb des Motorseglers mit Reiseleistung und empfohlener Reisegeschwindigkeit verfügbare Leistungsüberschuss erlaubt, dem durch Abwinde und Windsprünge (Rückenwind) drohenden Höhenverlust durch Geschwindigkeitsabbau zu begegnen. Beim Betrieb mit Leerlaufleistung ist in der Phase der Erhöhung der Motorleistung in Verbindung mit höherem Eigensinken im Abfangbogen in jedem Fall ein Höhenverlust einzukalkulieren.

Der Versuch des Piloten, in Anbetracht des Höhenverlustes die Motorleistung zu erhöhen, lässt auf einen Betrieb des Triebwerks ursprünglich im Teillastbereich schließen. Die infolge der hohen Lufttemperatur (zwischen 10 und 21°C über ISA-Bedingungen) um ca. 1200-2500 ft höhere Dichtehöhe hatte sich sowohl hinsichtlich der Flugleistungen als auch der Motorleistung ungünstig ausgewirkt.

Wahrscheinliche Ursachen

Pilot

- Fehleinschätzung der Hindernisfreiheit
- Nichtbeachtung des Windes
- Nichtbeachtung der Dichtehöhe

Instandhaltungspersonal

- Nichtbeachtung von Instandhaltungsverfahren

Wetter

- Unbekannte Windverhältnisse
- Hohe Lufttemperatur (erhöhte Dichtehöhe)

Sicherheitsempfehlungen

Keine.

Wien, am 28. Dezember 2007

Untersuchungsleiter:

Martin Veit