

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	17.11.2018
Ort:	Hildesheim
Luftfahrzeug:	Reisemotorsegler
Hersteller/Muster:	Stemme/S 10-V
Personenschaden:	keiner
Sachschaden:	Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden:	keiner
Aktenzeichen:	BFU18-1659-3X

Sachverhalt

Der Motorsegler geriet während des Fluges in Brand. Nach der Landung erreichten die Flammen das Cockpit und das Luftfahrzeug brannte aus. Der Pilot blieb unverletzt.

Ereignisse und Flugverlauf

Der Pilot gab an, dass er am 17.11.2018 einen Wellensegelflug bei Ostwindwetterlage in der Umgebung von Hildesheim geplant hatte. Dafür tankte er den Motorsegler etwa dreiviertel voll. Etwa um 10:30 Uhr¹ war er abflugbereit. Er sagte gegenüber der BFU aus, dass der Startvorgang des Motors trotz feucht kalter Witterung problemlos verlief und der Motorlauf ohne Auffälligkeiten war.

Nach dem Start stieg der Motorsegler durch ein Wolkenloch. In einer Höhe von 300 – 400 m über Meeresspiegel (AMSL) habe er einen Rückgang der Propellerdrehzahl von 2 900 min⁻¹ auf 2 300 min⁻¹ bemerkt. Der Pilot habe den Motorsegler über den Flugplatz gesteuert und verschiedene Gashebelstellungen ausprobiert. Zunächst habe es keine Veränderungen bei der Drehzahl gegeben. Dann habe sie plötzlich wieder den korrekten Wert erreicht und er sei weiter gestiegen. In einer Höhe von 600 – 700 m AMSL sei dann wieder ein Drehzahlabfall aufgetreten. Er vermutete eine Vergaservereisung und probierte verschiedene Choke-Einstellungen aus. Nach kurzer Zeit drehte der Motor wieder normal und er setzte seinen Steigflug fort.

Nachdem der Pilot in etwa 1 200 m AMSL den Motor abgestellt hatte, brachte er das Luftfahrzeug in Segelflugkonfiguration. Dabei habe er die Luftklappen am Motorraum nach kurzer Abstellzeit, noch vor Erreichen der Zylinderkopftemperatur von 150 °C, komplett verschlossen, um wegen der vermuteten Vergaservereisung eine höhere Temperatur im Motorraum halten zu können. Um die Segelflugkonfiguration herzustellen, habe er ca. eine Minute benötigt. Nach etwa einer weiteren Minute vernahm der Pilot einen dumpfen Schlag in seinem Rücken, wie einen „Tritt“ von hinten.

Nach der erfolgreichen Überprüfung der Rudergängigkeit, entschied er sich für einen schnellen Abstieg mit maximaler Klappenstellung. Das Luftfahrzeug nahm dabei einen Bahnneigungsflug von etwa 45° ein. Der Motorsegler näherte sich dem Flugplatz von Süden. Als er sich über dem Flugplatz befand, schaltete er den Batterie Hauptschalter ein, um das elektrisch betriebene Fahrwerk auszufahren. Es fuhr normal aus.

Nachdem der Pilot den Flugplatz überflogen hatte, steuerte er den Motorsegler in den nördlichen Gegenanflug. Es folgten ein normaler Anflug, die Landung auf der Piste 07 und das Ausrollen auf den Rollweg B. Dort verließ der Pilot unmittelbar nach dem Halten den Motorsegler zur linken Seite.

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

Nach dem Ausstieg beobachtete er ca. 3 cm lange Flammen im Bereich der linken Schlitzverkleidung und sah, dass die Luftzufuhr in der linken Kühlluftklappe und die Abluftklappe unter dem Motor geöffnet waren. Anfangs erschien ihm das Feuer eher „belanglos“. Es breitete sich dann jedoch rasch aus. Nachdem der Leitwerkträger heruntergesackt war, richtete sich der vordere Rumpfbereich auf und das Feuer erfasste das Cockpit und die offenstehende Haube.

Angaben zu Personen

Der 54-jährige verantwortliche Luftfahrzeugführer war im Besitz einer unbefristet gültigen Lizenz für Privatpiloten (PPL(A)) ausgestellt am 09.11.1981 gemäß Teil FCL. Sie enthielt die Klassenberechtigung für einmotorige Landflugzeuge und Reisemotorsegler, gültig bis zum 31.12.2019 und der Lizenz für Segelflugzeuge (SPL), ausgestellt durch eine deutsche Luftfahrtbehörde.

Er verfügte über ein gültiges flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 2, in dem die Korrektur für eine eingeschränkte Sehschärfe in der Ferne vermerkt war. Nach seinen Angaben betrug seine Gesamtflugerfahrung 1 900 Stunden mit ca. 1 800 Landungen, davon entfielen 370 Stunden auf das Muster Stemme S 10-V.

Angaben zum Luftfahrzeug

Allgemeine Angaben und Historie

Der Reisemotorsegler Stemme S10-V ist ein Schulterdecker in Kohlefaserverbundbauweise mit T-Leitwerk. Er verfügt über ein elektrisch einziehbares Hauptfahrwerk und ein Spornrad. Die beiden Pilotensitze sind nebeneinander angeordnet. Der Motor, ein Limbach L 2400 EB1.AD, ist im Rumpf hinter dem Cockpit eingebaut. Er treibt den an der Rumpfnase angebrachten Faltpropeller über eine Fernwelle, die in einem Wellentunnel zwischen den beiden Pilotensitzen verläuft, an. Versorgt wird das Triebwerk von 2 Tragflächentanks mit jeweils 45 Litern Fassungsvermögen.

Der Motorsegler wurde im Jahr 1989 als Stemme S10 mit der Werknummer 10-10 gefertigt. Im Jahr 2004 wurde das Luftfahrzeug gemäß Service-Bulletin (SB) A31-10-010 zu einer Stemme S10-V mit Festpropeller 10AP-F modifiziert. Nach der Modifikation erhielt der Motorsegler die Werknummer 14-010M.

Am 02.06.2007 hatte der Erstbesitzer mit dem Motorsegler eine Wasserlandung im Ossiachersee/Österreich, durchgeführt. Nach der Bergung wurde das Luftfahrzeug

zum Hersteller transportiert. Nach seinen Angaben wurde es dort für eine mögliche Instandsetzung begutachtet. Ein Auftrag für die Instandsetzung kam in der Folge nicht zu Stande. Daraufhin wurde es aus dem Wartungsprogramm des Herstellers genommen und verkauft. Über die Instandsetzung des Motorseglers liegen der BFU keine Informationen vor.

Dem letzten Halter, lagen nach eigenen Angaben, diese Informationen beim Kauf des Flugzeugs nicht vor. Er hatte den Motorsegler ab 2014 bei einem für das Muster zugelassenen Wartungsbetrieb in der Instandhaltung. Die letzte periodische technische Kontrolle erfolgte am 03.06.2018 und die letzte Prüfung der Lufttüchtigkeit erfolgte am 06.06.2018. Zu diesem Zeitpunkt hatte die Zelle 2247:47 Flugstunden absolviert.

Triebwerksanlage

In dem Motorsegler war ein Motor Limbach L 2400 EB1.AD verbaut. Dabei handelte es sich um einen 4-Zylinder-Viertakt-Otto-Motor in Boxeranordnung. Gestartet wurde der Motor durch einen elektrischen Anlasser und gezündet mit einer Einfachmagnetzündung. Die Gemischbildung erfolgte durch zwei Gleichdruckvergaser, Stromberg Zenith 150 CD 3. Diese waren hinter dem Motor vor dem hinteren Brandschott verbaut (Abb. 1).

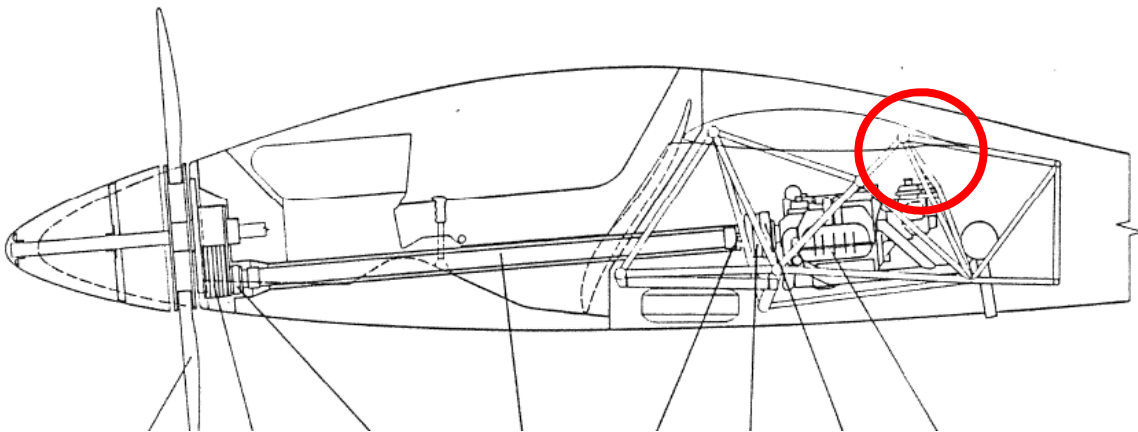


Abb. 1: Triebwerksanlage, Einbauort Vergaser (roter Kreis)

Quelle: Hersteller

Unter jedem Vergaser war ein Ableitblech, das das mögliche Abtropfen von Kraftstoff aus dem Vergaser auf den darunterliegenden Abgaskrümmern verhindern sollte, installiert. Ein möglicher Kraftstoffüberfluss hätte sich somit unten am tiefsten Punkt

der Innenseite der Triebwerksverkleidung gesammelt und wäre dann vermutlich über die Abluftklappe aus dem Motorraum gelangt.

Elektrische Anlage

Die elektrische Anlage wurde aus einer Hauptbatterie und einem Generator gespeist. Die Hauptbatterie, eine Bleisäure Nassbatterie, war hinter dem hinteren Brandschott verbaut. Sie befand sich im Übergang zum Leitwerksträger. Ein Hauptschalter trennte sämtliche Stromquellen von der Hauptsammelschiene. Nachgeordnete Schalter waren u.a. Motor-Hauptschalter, Taster für elektrischen Starter des Motors, Avionikschalter und Fahrwerksschalter.

Eine Zusatzbatterie, eine verschlossene Bleivliesbatterie, war unter dem Copilotensitz verbaut. Sie übernahm die Versorgung der Avionik bevorzugt im Segelflug. Damit wurde eine unbeabsichtigte Entladung der Hauptbatterie im Segelflug vermieden und Ladung für den Wiederstart des Motors gesichert. Das Umschalten von Haupt- auf Zusatzbatterie erfolgte mit dem Schalter AVIONIK VERSORGUNG.

Des Weiteren war im Seitenruder ein Lithium-Polymer-Akkumulator verbaut.

Meteorologische Informationen

Die Routinewettermeldung (METAR) des nächstgelegenen Flughafens Hannover (EDDV), etwa 30 km nordwestlich von Hildesheim, von 09:20 Uhr UTC beschrieb folgende Wetterverhältnisse:

Wind:	090°/10 kt
Sicht:	8 km
Bewölkung:	3 - 4 Achtel in 600 ft über Grund
Temperatur:	2 °C
Taupunkt:	0 °C
Luftdruck (QNH):	1 036 hPa

Funkverkehr

Zwischen dem Piloten und der Flugleitung des Flugplatzes Hildesheim bestand Funkkontakt. Der Funkverkehr wurde nicht aufgezeichnet.

Angaben zum Flugplatz

Der Verkehrslandeplatz Hildesheim (EDVM) verfügte über eine asphaltierte Piste in der Ausrichtung 069°/249° mit einer Länge von 1 220 m und einer Breite von 23 m. Parallel zur Asphaltpiste verlief nördlich davon eine Graspiste mit einer Länge von 1 220 m und einer Breite von 30 m. Zum Ereigniszeitpunkt war die Piste 07 in Betrieb.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Das ausgebrannte Wrack befand sich auf dem Rollweg B im Bereich zwischen der Landebahn und dem Rollweg D (Abbildung 2 im Anhang). Es war umgeben von Löschschaum.

Das Stahlrohrfachwerk und der darin verbaute Motor lagen frei, die Rumpfhaut war in diesem Bereich nicht mehr vorhanden. Der Leitwerksträger lag hinter dem Stahlrohrfachwerk und war, in Flugrichtung gesehen, nach links gedreht. Die Oberseite der Rumpfoberfläche war bis etwa einen Meter vor dem Übergang zum Seitenleitwerk verbrannt. Das Cockpit war ausgebrannt und, in Flugrichtung gesehen, nach rechts verdreht. Bereiche der linken Außenhaut waren erhalten geblieben (Abbildung 3 im Anhang).

Die linke Tragfläche war noch mit dem Rumpfmittelteil verbunden. Die Tragflächenwurzel war angebrannt. Der Wurzelbereich der rechten Tragfläche war verbrannt und bildete keine feste Verbindung mehr mit dem Rumpf. Der größere Rest der rechten Tragfläche lag auf dem Rollweg.

Im Bereich des Motors war keine Rumpfaußenhaut vorhanden. Die Triebwerksanlage mit dem umgebenden Rohrgestänge war sichtbar (Abbildung 4 im Anhang). Der Motorblock mit den Zylinderköpfen war erkennbar. Die Luftleitbleche über den Zylinderköpfen waren geschmolzen. Die beiden Vergaser waren ebenfalls geschmolzen. Das Ableitblech darunter war verfärbt und heruntergebogen. Von den Luftschläuchen konnten nur noch die stabilisierenden Drahtwendel gefunden werden.

Das vordere und hintere Brandschott und die obere Motorraumabdeckung, jeweils aus Stahlblech gefertigt, waren verfärbt und verformt.

Die Hauptbatterie befand sich in der verkohlten Rumpfröhre hinter dem hinteren Brandschott. Sie wurde während der Bergung ausgebaut und anschließend in einem

Kübel zusammen mit anderen Kleinteilen gelagert. Sie war angeschmolzen, dennoch ließen sich die sechs Batteriezellen erkennen.

Das Hauptfahrwerk war vollständig ausgefahren. Die beiden Transportspindeln, die das Fahrwerk mit Hilfe des Elektromotors ausfahren, waren sichtbar.

Brand

Nach dem dumpfen Schlag nahm der Pilot zunächst keine Anzeichen für einen Brand wahr. Es gab keinen Rauch und keine Hitze im Cockpit. Nach seinen Empfindungen „hatte sich nur die Luft verändert“, es war aber nach seiner Aussage nicht der starke Brandgeruch, den er dann beim Brand am Boden wahrnahm.

Nach dem Aussteigen am Boden sah der Pilot an der linken Rumpfseite im Bereich des Motorraumes kleine Flammen und Rauch. Dann entwickelte sich das Feuer sehr schnell. Zunächst sackte die hintere Rumpfröhre herunter. Dadurch drehte sich das Rumpfvorderteil über das Hauptfahrwerk nach oben, die Rumpfnase zeigte in den Himmel, und das Feuer erfasste das Cockpit und die offene Haube.

Der Brand wurde von der örtlichen Feuerwehr mit Schaum gelöscht.

Zusätzliche Informationen

Um das Brennverhalten von brennbaren Stoffen zu charakterisieren werden Flammpunkt und Zündtemperatur herangezogen.

Der Flammpunkt ist die Temperatur, bei der so viel Brennstoff verdunstet, dass sich mit Luft durch Fremdzündung entflammbare Gemische bilden können.

Bei der Zündtemperatur entzündet sich das entflammbare Gemisch ohne äußeren Zündfunken von selbst.

Benzin: Flammpunkt: > -35°C
 Zündtemperatur: ca. 220°C

Als Schmelztemperatur bezeichnet man die Temperatur, bei der ein Stoff schmilzt, das heißt vom festen in den flüssigen Aggregatzustand übergeht.

Aluminium: 660°C
Stahl: ca. 1 200°C
Edelstahl: ca. 1 500°C

Der Kohlenstofffaserverbundwerkstoff entzündet sich bei etwa 350°C, maßgebend ist dabei das Matrixmaterial Epoxidharz.

Beurteilung

Der Pilot war im Besitz der erforderlichen Lizenzen und Berechtigungen.

Der Motorsegler war zum Verkehr zugelassen und die letzte periodische Kontrolle erfolgte ca. 5 Monate vor dem Unfallflug. Der Lebenslauf des Luftfahrzeugs konnte seitens der BFU, insbesondere nach der Wasserlandung, nicht lückenlos vollzogen werden.

Aufgrund des heftigen Brandes am Boden, der einen großen Teil des Motorseglers gerade im Bereich des Rumpfes zerstört hat, ließ sich die genaue Ursache des Brandausbruches nur schwer bestimmen. Dennoch gaben das Wrack und Zeugen aussagen genügend Hinweise darauf, wo der Brand mit großer Wahrscheinlichkeit ausgebrochen und wie er verlaufen ist.

Ausgebrochen ist der Brand im Flug und die Zündung erfolgte mit großer Wahrscheinlichkeit durch eine Verpuffung. Für die Verpuffung sprechen der „Schlag“, den der Pilot in seinem Rücken spürte und die offen stehenden Klappen nach der Landung, die er nach dem Verlassen des Motorseglers beobachtete.

Bei dem nötigen zündfähigen Gemisch geht die BFU von einem Benzin-Luft-Gemisch aus. Wobei das Benzin möglicherweise durch die Choke-Bedienung des Piloten aus den Vergasern oder aus einer beschädigten Kraftstoffversorgung im Motorraum stammte. Beide Möglichkeiten ließen sich aufgrund der starken Brandbeschädigungen nicht hinreichend nachweisen. Der ausgetretene Kraftstoff konnte in dem begrenzten Raum, die Zu- und Abluftklappen waren geschlossen, bei einer Raumtemperatur von über 150°C, verdampfen.

Als der Grad eines zündfähigen Gemisches erreicht war hat sich dieses wahrscheinlich an warmen Motorteilen entzündet und führte zu einer Verpuffung. In der Folge haben sich weitere Bauteile im Motorraum und das Harz des Faserverbundwerkstoffes entzündet. Die Oberfläche des Faserverbundwerkstoffes war vom Hersteller im Bereich des Motorraumes mit einem brandhemmenden Anstrich versehen. Dieser Anstrich wurde durch den Aufenthalt des Motorseglers im Wasser degradiert. Da der BFU keine Hinweise darüber vorlagen, dass der Anstrich bei der Instandsetzung erneuert wurde, geht sie davon aus, dass ein ausreichender Brandschutz nicht mehr gegeben war.

Nach dem Abstellen des Motorseglers auf dem Rollweg war der Brand noch auf den Motorraum begrenzt. Dies wird belegt durch die Beobachtung des Piloten, der Flammen im Bereich der linken Schlitzverkleidung, die sich über dem Motor befindet, gesehen hat. Die weitere Ausbreitung des Brandes erfolgte dann mit großer Wahrscheinlichkeit über die Außenhaut aus Faserverbundwerkstoff bzw. über Durchführungen in den Brandschotts. Kohlefaserverbundwerkstoff entzündet sich bei Beflammlung etwa bei 350°C. Wobei in dem Verbund das Epoxidharz den brennbaren Stoff lieferte.

Die Temperaturen des Brandes lagen etwa zwischen 700 und 1 000 °C. Abgeleitet wird dies vom Zustand der Materialien, Aluminium und Stahlblech, im Bereich des Motorraums. Nachdem, aufgrund des Abbrands, die äußere Struktur im Bereich des Motorraums im Übergang zur Rumpfröhre weich wurde, wurde der schwerere Bereich mit dem Motor um den Drehpunkt der Hauptfahrwerksräder nach unten gedrückt.

Beim Aufschlag auf den Boden wurden die hinteren Diagonalstreben des Stahlrohrgerüsts, das den Motor umgab, verbogen. Mit großer Wahrscheinlichkeit hatten sie ebenfalls durch die Wärmeeinwirkung an Stabilität verloren. Daraufhin bot das nach oben stehende Cockpit eine gute Angriffsfläche für das Feuer.

Auf den Brandfortschritt an den Tragflächen hatte mit großer Wahrscheinlichkeit der aus Osten wehende Wind einen Einfluss. Die in den Wind zeigende linke Tragfläche war nur im Wurzelbereich betroffen. Dagegen war die rechte Tragfläche, die sich in Windrichtung erstreckte, etwa bis zur Hälfte verbrannt.

Im Anflug auf den Flugplatz hatte der Pilot das Fahrwerk ausgefahren. Es wurde von der Hauptbatterie versorgt und war vollständig ausgefahren. Daher ist davon auszugehen, dass sie einwandfrei funktionierte und als mögliche andere Zündquelle für den Brand auszuschließen ist.

Schlussfolgerungen

Der Motorsegler ist während des beginnenden Segelfluges im Bereich des Motorraums aufgrund einer Verpuffung in Brand geraten.

Untersuchungsführer: Nehmsch
Untersuchung vor Ort: Kostrzewa, Maser
Mitwirkung: Maser
Braunschweig den: 11.11.2020

Anlagen



Abb. 2: Übersicht Wrack

Quelle: BFU



Abb. 3: Das ausgebrannte Wrack

Quelle: BFU



Abb. 4: Blick von rechts, Bildmitte: der geschmolzene Vergaser, links der Schalldämpfer und die Drahtwendel der Luftschläuche, rechts oben das Ansaugrohr der rechten Zylinderbank

Quelle: BFU

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluffahrt und dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - 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.

Herausgeber

Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16

38108 Braunschweig

Telefon 0 531 35 48 - 0
Telefax 0 531 35 48 - 246

Mail box@bfu-web.de
Internet www.bfu-web.de