

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	22.04.2010
Ort:	Nahe Lenningen
Luftfahrzeug:	Eigenstartfähiger Motorsegler
Hersteller:	Schempp-Hirth Flugzeugbau
Muster:	Nimbus 4-M
Personenschaden:	keiner
Sachschaden:	Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden:	Leichter Flurschaden
Aktenzeichen:	BFU 3X038-10

Kurzdarstellung

Während eines Erprobungsfluges trennte sich das Leitwerk vom Luftfahrzeug. Der Pilot konnte mit dem Rettungsfallschirm sicher landen.

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Der Flug wurde durchgeführt, um den vom Hersteller bereits rechnerisch erbrachten Nachweis der Flatterstabilität des Luftfahrzeugmusters praktisch zu bestätigen. Damit sollte die Erfüllbarkeit von Zulassungsbedingungen für eine große Änderung am Luftfahrzeugmuster, die Erhöhung der maximalen Abflugmasse um 50 kg auf 850 kg, erprobt werden. Nach einer Flugdauer von 1:12 Stunden, mit wechselnden Flughöhen und Geschwindigkeiten, brach in einer Höhe von etwa 1 600 m AMSL bei einer Geschwindigkeit von etwa 160 km/h das komplette Leitwerk von der Rumpfröhre ab. Der Pilot konnte sich mit dem Fallschirm retten und blieb unverletzt, das Luftfahrzeug stürzte auf eine Wiese.

Nach Aussagen des Piloten war das Luftfahrzeug gegen 12:30 Uhr¹ im Flugzeugschlepp vom Sonderlandeplatz Hahnweide bei Kirchheim unter Teck gestartet. Es war geplant, bei verschiedenen Geschwindigkeiten zwischen 70 km/h (Mindestgeschwindigkeit) und 308 km/h (Bemessungshöchstgeschwindigkeit / Design Diving Speed (VD)) und verschiedenen Flugzeugmassen (zwischenzeitliches Ablassen des Wasserballastes) die Höhen-, Seiten- und Querruder impulsartig zu Ruderausschlägen anzuregen. Es sollte überprüft werden, ob dadurch eventuell auftretende Schwingungen der Ruder bzw. des Luftfahrzeuges tatsächlich abklingen und das Luftfahrzeug jeweils in eine stabile Fluglage zurückkehren würde.

Die Tests wurden zweimal im geraden Sinkflug zwischen 2 000 m und 1 500 m Flughöhe durchgeführt; dabei wurde auch die Höchstgeschwindigkeit von 308 km/h erreicht. Das Luftfahrzeug stieg danach jeweils mit eigener Motorkraft auf die neue Ausgangshöhe. Anormale Erscheinungen wurden nicht wahrgenommen; die Ruder verhielten sich gedämpft bzw. schwangen kurz nach.

Im weiteren Verlauf sollten diese Tests nach Ablassen des Wasserballasts mit reduzierter Flugzeugmasse wiederholt werden. Zuvor wollte der Pilot noch das Flugzeugverhalten in einem mittleren Geschwindigkeitsbereich von 150 – 160 km/h überprüfen, als er bei einer Geschwindigkeit von etwa 140 km/h ein ungewöhnliches Geräusch wahrnahm und feststellte, dass das Seitenruder „flach, flau und weich“ re-

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

agierte. Er sah beim Blick nach hinten, dass sich der linke Randbogen des Höhenruders auf und ab bewegte und das Ruder eine erhebliche Schräglage aufwies.

Der Pilot bat über Funk einen Kollegen, der mit einem weiteren Motorsegler in einiger Entfernung kreiste, näher heranzufiegen, das Ganze aus seiner Sicht zu überprüfen und ihm seine Beobachtungen mitzuteilen.

Der Kollege hatte bei seiner Annäherung zunächst den Eindruck, dass das Höhenleitwerk nur „weich“ mit dem Seitenleitwerk verbunden sei und auf und ab schwang. Dann sah er, wie das gesamte Leitwerk Kippbewegungen nach links und wieder zurück ausführte. Über Funk informierte er den Piloten über seine Beobachtungen. Der anfangs nur geringe Kippwinkel vergrößerte sich allmählich bis auf von ihm geschätzte 45°, woraufhin er dem Piloten riet, aus dem Luftfahrzeug auszusteigen. Etwa zu diesem Zeitpunkt brach das Leitwerk von der Rumpfröhre ab, war aber zunächst noch durch die Seitenruderseile mit dem Rumpf verbunden.

Das Luftfahrzeug kippte über den Bug in den Rückenflug. Der Kollege sah, dass sich der Pilot während dieser Bewegung vom Luftfahrzeug löste, sein Rettungsfallschirm sich schnell öffnete und er offensichtlich gesteuert auf einer Wiese landete. Nach kurzer Zeit stand er auf und verließ die Landestelle in Richtung eines nahe gelegenen Bauernhofes.

Nachdem der Pilot von seinem Kollegen über das Schwingen des Höhenleitwerks informiert worden war, hatte er das Gefühl, dass sich plötzlich das ganze Leitwerk bewegte. Er hörte einen weiteren „Krach“ und der Bug des Luftfahrzeuges kippte nach unten. Er betätigte den Haubennotabwurf, öffnete die Anschnallgurte und fiel während der Kippbewegung aus dem Sitz. Dann öffnete sich der automatische Fallschirm.

Angaben zu Personen

Der 28-jährige Pilot war im Besitz eines Segelfliewerscheins der Republik Österreich, erstmals ausgestellt im Jahr 2001 vom Österreichischen Aero-Club als Zivillufftbehörde nach den Normen der ICAO. Als zugelassene Startarten waren unter anderem Motorflugzeugschleppstart und Hilfsmotorstart eingetragen. Er besaß ein gültiges flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis für Segelflug, hatte eine Gesamtflugerfahrung von ca. 1 240 Stunden und war in den letzten 30 Tagen ca. 44 Stunden geflogen. Auf dem betroffenen Muster hatte er eine Flugerfahrung von 35 Stunden.

Angaben zum Luftfahrzeug

Das eigenstartfähige Hochleistungs-Segelflugzeugmuster Schempp-Hirth Nimbus-4M ist ein einsitziger Motorsegler, der als Mitteldecker in CFK-/GFK-Bauweise ausgeführt ist. Die Tragflächen haben eine Spannweite von 26,40 m; das Leitwerk mit Höhen- und Seitenruder ist in T-Form angeordnet. Die Antriebseinheit besteht aus einem Rotax-Triebwerk und einem Zweiblatt-Propeller. Die Einheit ist während des Segelfluges im Rumpf zwischen den Tragflächen liegend verstaut und abgedeckt. Sie wird zum Motorflug nach oben und vorne ausgeklappt. Zum Unfallzeitpunkt war das Luftfahrzeugmuster für eine maximale Abflugmasse von 800 kg zugelassen.

Das betroffene Luftfahrzeug wurde im Jahr 1991 gebaut. Zum Unfallzeitpunkt betrug die Gesamtbetriebszeit ca. 3 250 Stunden. Es war in Deutschland zum Verkehr zugelassen und wurde zuletzt mit einer von der EASA erteilten Fluggenehmigung in Verbindung mit einer Fluganweisung des Herstellers zum Zwecke der Flugerprobung betrieben.

Das Flugzeug diente seit der Inbetriebnahme vielfältigen Zwecken. Nach Angaben des Herstellers war es zunächst als Triebwerk-Erprobungsträger für die eigenstartfähige Variante des Nimbus-4 verwendet worden. Später wurde es im Wettbewerbsbetrieb eingesetzt sowie von vielen verschiedenen Piloten als Vorführflugzeug geflogen. Aus dieser Zeit sind mehrere Vorfälle bekannt, bei denen das Flugzeug über die normalen betrieblichen Belastungsgrenzen hinaus beansprucht wurde.

Bei einem Überrollen einer Bodenrinne hatte sich eine Beanspruchung ergeben, die den Reifen des Spornrades zum Platzen gebracht hatte. Ein abgebrochener Start und zwei Landungen führten zu Drehungen um die Hochachse („Ringelpiez“). Bei einer Kollision mit einem anderen Flugzeug am Boden waren das Höhenruder sowie mehrere Spanten und die Rippe am Fuß der Seitenflosse beschädigt worden. Diese Beschädigungen resultierten in einer umfangreichen Reparatur, deren Beschreibung in der Lebenslaufakte enthalten war. Zur Durchführung der Reparatur wurde die Rumpfröhre im Bereich des Seitenleitwerksansatzes geöffnet.

Zur Teilnahme an Rekord- und Wettbewerbsflügen wurde das Flugzeug zweimal über eine längere Strecke auf dem Seeweg transportiert.

Meteorologische Informationen

Nach Angaben des Deutschen Wetterdienstes (DWD) herrschten zur Unfallzeit Sichtflugwetterbedingungen. Die Bodensicht lag zwischen 20 und 40 km. Bis zu einer Hö-

he von etwa 1 500 m kam der Wind aus östlichen Richtungen mit 10 bis 15 km/h, oberhalb davon bis zu einer Höhe von 3 000 m aus westlichen Richtungen mit bis zu 25 km/h. Im Höhenband von etwa 1 400 m bis 2 200 m betrug die Temperatur um 0° C.

Beide Piloten gaben an, während des Flugzeugschleppstarts etwas Turbulenz aufgrund von Thermik wahrgenommen zu haben, oberhalb 1 500 m sei die Luft dann ruhig gewesen. Der Pilot, der den Unfall aus dem zweiten Motorsegler heraus beobachtet hatte, gab die Flugsicht mit etwa 10 km an.

Flugdatenaufzeichnung

Das Luftfahrzeug war mit einem Flugdatenaufzeichnungsgerät vom Typ GPS Secure Flight Recorder des Herstellers Cambridge Aero Instruments ausgestattet. Aufgezeichnet wurden im Abstand von 4 Sekunden unter anderem die UTC, die geografische Länge und Breite der Position, die barometrisch gemessene und die vom GPS ermittelte Flughöhe. Die Aufzeichnungen endeten zu Beginn des Absturzes in einer vom GPS zuletzt ermittelten Höhe von etwa 1 600 m.

Die aufgezeichneten Werte wurden durch die BFU weiterverarbeitet. Errechnet wurden der Kurs und die Geschwindigkeit über Grund. Mit den vom DWD gelieferten Windinformationen (Richtung und Stärke in Abhängigkeit von der Höhe) wurde daraus die wahre Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft TAS (True Air Speed) bestimmt. Mit den ebenfalls vom DWD gelieferten Werten für Luftdruck und Lufttemperaturverlauf in der Höhe wurde daraus eine Geschwindigkeit errechnet, die der angezeigten Fluggeschwindigkeit näherungsweise entspricht.

Abbildung 2 der Anlagen zeigt den Abschnitt des Fluges, in dem die höchsten Geschwindigkeiten erreicht wurden. Im starken Bahnneigungsflug wurde kurzzeitig jeweils die Bemessungshöchstgeschwindigkeit $VD = 308$ km/h erreicht.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Unfallstelle

Das Luftfahrzeug ohne Leitwerk (Hauptwrack) wurde auf einer Wiese nordöstlich der Gemeinde Lenningen in Rückenlage gefunden. Die rechte Tragfläche war aus dem Rumpf herausgerissen und lag vor dem Rumpf etwa in Verlängerung der Längsach-

se. Die vorgefundenen Spuren zeigen, dass dies beim Aufschlag geschehen war (Anlagen, Abb. 1).

Das abgebrochene Leitwerk wurde ca. 400 m südwestlich des Hauptwracks an einem bewaldeten Hang geborgen, die abgeworfene Cockpithaube ca. 520 m west-südwestlich des Hauptwracks auf einer Wiese.

Der Ort der Fallschirmlandung des Piloten lag ca. 975 m nordwestlich des Hauptwracks auf einer freien Fläche in der Nähe eines Bauernhauses.

Feststellungen am Luftfahrzeug

Alle größeren Bruchstücke waren vollständig vorhanden, damit war die Rekonstruktion des gebrochenen Rumpfbereiches möglich (Anlagen, Abb. 3).

Die aus dem abgebrochenen Ende der Rumpfröhre herausragenden Schläuche und Steuerseile waren in Flugrichtung gesehen gegen den Uhrzeigersinn mit eineinhalb bis zwei Umdrehungen verdrillt, die Höhenrudersteuerstange war entsprechend in sich verdreht (Anlagen, Abb. 5).

Das Bündel aus Seilen, Schläuchen und Steuerstange hatte sich ca. 1 m weit in die rechte Seite der hinteren Rumpfröhre eingeschnitten.

Die Verklebung der beiden Halbschalen der Seitenleitwerkflosse war an der Vorderkante von der Leitwerkwurzel aus ca. 0,5 m weit nach oben aufgeplatzt (Anlagen, Abb. 3).

Die Bruchstellen am Ende der Rumpfröhre bzw. zwischen den einzelnen Bruchstücken des Überganges von Rumpfröhre und Leitwerk zeigten in Flugrichtung gesehen schraubenwendelartige Verläufe entgegen dem Uhrzeigersinn (Anlagen, Abb. 3).

Spant 11 war unterhalb des Seitenleitwerks in der Rumpfröhre angeordnet, etwa 22 cm von der Leitwerkvorderkante entfernt. Dieser Spant war in einem Stück aus der Rumpfröhre herausgebrochen.

Spant 12 war in der Rumpfröhre etwa unter der Vorderkante des Seitenleitwerks angeordnet. Dieser ebenfalls herausgebrochene Spant war in Teile zerbrochen, wobei sich die Bruchstellen mit den Bruchverläufen der Rumpfröhre deckten.

Reparatur Spant 11

Im Jahr 2001 war Spant 11 als Folge einer Berührung des Höhenleitwerks mit einem anderen Luftfahrzeug am Boden beschädigt worden. Bei der Reparatur wurde der

Spant mit Füllharz (Kapitel Zusätzliche Informationen) neu in die Rumpfröhre eingesetzt und zusätzlich mit eingeharzten „Klebelaschen“ befestigt.

Bruchflächen der Spante 11 und 12

An Spant 12 waren unter dem Mikroskop aus der Oberfläche des Füllharzes heraus-tretende Baumwollfasern zu sehen.

Die Oberfläche der Bruchstellen des Spantes 11 machte mikroskopisch einen geglä-teten Eindruck, es waren keine herausragenden Baumwollfasern sichtbar. Makro-skopisch machte die Oberfläche einen matt glänzenden Eindruck.

Brand

Es gab keinen Hinweis auf ein Feuer im Fluge oder nach dem Aufprall.

Überlebensaspekte

Der Pilot gab an, bei diesem Flug einen Fallschirm TSE Emergency Parachute Sys-tem des Herstellers Thomas Sports Equipment LTD getragen zu haben. Die Auf-ziehleine des Schirmes war am Flugzeug befestigt; zusätzlich besaß der Schirm die Möglichkeit zur manuellen Auslösung.

Nach dem Entschluss, aus dem Segelflugzeug auszusteigen, zog der Pilot die bei-den roten Griffe des Haubennotabwurfs. Nach seinen Angaben löste sich die Haube vom Flugzeug – „und weg war sie“. Seiner Einschätzung nach hatte sich die Haube über den Rögerhaken (Kapitel Zusätzliche Informationen) weggedreht. Er öffnete das Drehschloss der Anschnallgurte und verließ das Cockpit während der Kippbewegung des Flugzeuges nach vorne. Noch bevor der Pilot den manuellen Auslösegriff des Fallschirmes ziehen konnte, öffnete sich dieser durch die automatische Auslösung.

Als der Pilot am Fallschirm hing, sah er unterhalb der Albkante kein zur Landung ge-eignetes Gelände. Er entdeckte oberhalb der Alb in Gegenrichtung ein sehr großes Feld, welches er mit zwei 90°-Kurven ansteuerte.

Obwohl dies sein erster Fallschirmabsprung war, wusste er, dass er zum Abfangen bei der Landung die beiden Steuerseile durchziehen musste. Dies tat er dann intuitiv, lief nach dem Aufsetzen ein paar Schritte und fiel dann hin. Er blieb unverletzt.

Organisationen und deren Verfahren

Der Flugzeughersteller war behördlich als Entwicklungsbetrieb anerkannt. In seinem genehmigten Entwicklungsverfahrens-Handbuch waren die Organisation und Verfahren beschrieben, um Segelflugzeug - und Motorseglermuster zu entwickeln bzw. bereits zugelassene Muster zu ändern.

Wesentliche Schritte dabei waren Entwicklung, Prototypenbau und Musterprüfung. Die erfolgreiche Musterprüfung war eine Voraussetzung für die Musterzulassung und belegte, dass das Luftfahrzeug sicher betrieben werden konnte. Die dafür nötigen Nachweise wurden u.a. durch die Flugerprobung erbracht. Umfang und Durchführung der Erprobung wurden in einem Flugtestprogramm festgelegt. Die dabei einzuhaltenden Rahmenbedingungen, wie z.B. Betriebsgrenzwerte und erforderliche Ausrüstung von Pilot und Flugzeug, waren in einer Fluganweisung enthalten.

Der Unfallflug war Teil der Nachweise, die zur Zulassung einer erhöhten maximalen Abflugmasse des Luftfahrzeugmusters zu erbringen waren. Dabei sollte die bereits rechnerisch nachgewiesene Flatterstabilität praktisch bestätigt werden.

Zusätzliche Informationen

Zulässige Höchstgeschwindigkeit

Für jedes Luftfahrzeugmuster ist eine zulässige Höchstgeschwindigkeit (Never Exceed Speed, VNE) angegeben. Dies ist die höchste Geschwindigkeit, mit der es in ruhiger Luft betrieben werden darf. Die Bauvorschriften für Luftfahrzeuge fordern deshalb für die Musterzulassung u. a. den praktischen Nachweis, dass das Luftfahrzeug bis zu seiner Bemessungshöchstgeschwindigkeit (Design Dive Speed (VD)) sicher betrieben werden kann. Die für den Flugbetrieb geltende VNE wird dann auf 90 % der VD festgelegt. Die Geschwindigkeit VD ist eine äquivalente Geschwindigkeit, die auf die Standard-Atmosphäre normiert ist. Bei der Geschwindigkeit VNE handelt es sich um eine angezeigte Geschwindigkeit, sie ist im Flug hinsichtlich Belastung bzw. Festigkeit der aerodynamischen Kräfte wesentlich. Zum Vergleich beider Geschwindigkeiten werden sie auf gleiche atmosphärische Randbedingungen rückgerechnet.

Flattern

Flattern bezeichnet elastische Schwingungen der Struktur eines Luftfahrzeuges (Rumpf, Tragflächen, Leitwerk, Steuerung). Diese Verformungen bedeuten zusätzli-

che biege- oder torsionsartige Belastungen der Struktur. In den Bauvorschriften ist festgelegt, dass derartige Schwingungen, etwa durch Böen ausgelöst oder bei der Flugerprobung absichtlich durch impulsartige Steuerausschläge angeregt, danach von alleine abklingen müssen. Die Flatterempfindlichkeit eines Luftfahrzeuges hängt von der augenblicklichen Fluggeschwindigkeit ab. Dabei ist der Geschwindigkeitsbereich der größten Flatterempfindlichkeit innerhalb des Betriebsbereiches eines Luftfahrzeuges wiederum vom jeweiligen Muster abhängig.

Füllharz

Als Füllharz wird in der Faserverbundtechnik ein als Klebstoff verwendetes Harz bezeichnet, dem Baumwollfasern, Mikrobällons oder andere Füllstoffe beigemischt sind. Dadurch hat es spaltfüllende Eigenschaften beim Verkleben nicht genau formschlüssiger Faserverbundbauteile.

Rögerhaken

Der Rögerhaken ist eine bewegliche, mechanische Verbindung zwischen dem hinteren Rahmen der Cockpithaube und dem Flugzeugrumpf. Er stellt sicher, dass beim Notabwurf die Haube kontrolliert nach hinten oben öffnet und sie sich erst dann komplett vom Flugzeug löst. Der Haubennotabwurf wird dadurch vereinfacht und gefährdet nicht den Piloten.

Der Rögerhaken gehört nicht zur Standardausrüstung von Segelflugzeugen, wird aber schon seit längerer Zeit bei neu zugelassenen Flugzeugen mit nach vorn öffnender Haube gefordert.

Spant 11

Ab Baunummer 22 dieses Flugzeugmusters wurden statt des einfachen Spantes 11 (wie beim Unfallflugzeug) zwei Spante (11 a und 11 b) eingebaut, die in Längsrichtung gesehen vor bzw. hinter der Einbaulage des Spantes 11 angeordnet wurden.

Beurteilung

Das Flugzeug war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen. Der Pilot verfügte über die erforderlichen Lizenzen und Berechtigungen und hatte ein gültiges flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis.

Die Flugerprobung fand im Rahmen des zugelassenen Entwicklungsbetriebes statt.

Die Auswertung der vorliegenden Flugdaten zeigt, dass bei diesem Flug die maximalen Geschwindigkeiten in der Größenordnung der Bemessungshöchstgeschwindigkeit (VD) lagen, d. h. das Flugzeug wurde bis zur Auslegungsgrenze belastet.

Die mikroskopische Betrachtung von Spant 12 zeigte an der Oberfläche der Bruchstellen heraustretende Fasern, die auf ein spontanes Herausreißen des Spantes aus der Rumpfröhre schließen lassen.

Bei der entsprechenden Betrachtung von Spant 11 waren auf dessen Bruchoberflächen keine heraustretenden Fasern sichtbar. Dies ist ein Hinweis darauf, dass bereits vor dem Abbrechen des Leitwerkes der Spant nicht mehr fest mit dem Inneren der Rumpfröhre verbunden war. Die durch die normale Beanspruchung der Rumpfstuktur verursachte Bewegung des losen Spantes im Inneren der Rumpfröhre hatte zu dem Abreiben der herausgetretenen Fasern geführt.

Die schraubenwendelartigen Bruchverläufe der Rumpfröhre am Übergang zum Seitenleitwerk wiesen auf eine Torsionsbelastung hin. Diese Art der Belastung führte auch zur Verdrillung der aus der abgebrochenen Rumpfröhre herausragenden Schläuche, Leitungen und der Höhenrudersteuerstange.

Die verdrillten Seile und Schläuche hatten in die rechte Seite der Rumpfröhre eingeschnitten, was auf eine Bewegung nach rechts des sich von der Rumpfröhre lösenden Leitwerkes schließen ließ. Die Art der Verdrillung zeigte, dass sich dabei gleichzeitig das gesamte Leitwerk entgegen des Uhrzeigersinns gedreht hatte.

Das Aufplatzen der Seitenrudervorderkante ist ebenfalls auf die Torsionskräfte zurückzuführen.

Die tatsächliche Belastbarkeit und letztendlich die Überbeanspruchung des Luftfahrzeuges ergaben sich aus der Historie sowie der besonderen Beanspruchung bei der Flugerprobung. Wesentlich waren folgende betriebliche Besonderheiten und Umstände:

Die absichtliche, gehäufte Anregung von Flattererscheinungen der Flugzeugstruktur und -steuerung waren Belastungen, die im normalen Flugbetrieb in dieser Art und Intensität nicht vorkommen oder allenfalls Einzelfälle darstellen.

Bei dem wiederholten Erfliegen von VD wurde jeweils die obere Grenze des zugelassenen Fluggeschwindigkeitsbereiches (VNE) deutlich überschritten. Das führte das Luftfahrzeug an die Belastungsgrenze, für die es konstruktiv ausgelegt war.

Die außergewöhnlichen Belastungen wie u. a. Ringelpiez und die Reparatur hatten zu Veränderungen in den Eigenschaften der Rumpfstruktur geführt, die damit nicht mehr der eigentlichen Konstruktion entsprachen. Dadurch war die Festigkeit beeinflusst; außerdem wurde die Übertragbarkeit der Flugversuchsergebnisse auf andere Flugzeuge dieses Modells eingeschränkt.

Welchen Beitrag zur Schwächung der Struktur die Ausführung der Rumpfreparatur geleistet hat, ließ sich aus dem Zustand der Bruchstücke nicht herleiten.

Die folgenden Umstände sicherten das Überleben des Piloten:

- das Tragen eines Fallschirmes entsprechend der Fluganweisung
- die große Flughöhe
- die mittlere Fluggeschwindigkeit
- die Anzeichen für das bevorstehende Versagen der Struktur
- das einwandfreie Funktionieren des Haubennotabwurfes
- das Aussteigen wurde durch die Nickbewegung des Flugzeuges unterstützt
- das zügige und richtige Handeln des Piloten

Außerdem half die Anwesenheit des externen Beobachters bei der Beurteilung der Lage und hätte bei einem ungünstiger verlaufenen Notausstieg die Möglichkeit geboten, schnell Hilfe anzufordern und heranzuführen.

Schlussfolgerungen

Die Eigenschaften und Belastbarkeit der Rumpfstruktur des Luftfahrzeuges waren, bedingt durch die vielfältigen außergewöhnlichen Belastungen im Lebenslauf des Flugzeugs sowie die ausgeführte Reparatur, gegenüber der ursprünglichen konstruktiven Auslegung verändert bzw. geschwächt.

Dies führte zunächst zum Lösen des Spantes 11 aus der Struktur und schlussendlich zum Abbrechen des gesamten Leitwerkes.

Sicherheitsempfehlung

Die BFU hat von einer Sicherheitsempfehlung abgesehen, da der Entwicklungsbetrieb als Sicherheitsmaßnahme für zukünftige Projekte Luftfahrzeuge zur fliegerischen Erprobung oder Nachweisführung einsetzt, die hinsichtlich der betrachteten Charakteristik bzw. Komponenten über einen technischen Zustand und Eigenschaften verfügen, die der eigentlichen Konstruktion bzw. der Ausführung von anderen Luftfahrzeugen des gleichen Musters entsprechen.

Zum einen kann nur dann erwartet werden, dass das Luftfahrzeug bei der Flugerprobung tatsächlich bis an die Grenzen der konstruktiven Auslegung belastbar ist und dabei keine weiteren strukturellen Veränderungen auftreten.

Zum anderen können nur dann die erlangten Ergebnisse als repräsentativ angesehen und auf andere Luftfahrzeuge des gleichen Musters übertragen werden.

Untersuchungsführer: Himmler
Mitwirkung: Nehmsch, Lampert
Untersuchung vor Ort: Nerdinger
Braunschweig: 11.11.2020

Anlagen



Abb. 1: Hauptwrack

Quelle: Polizei Baden-Württemberg

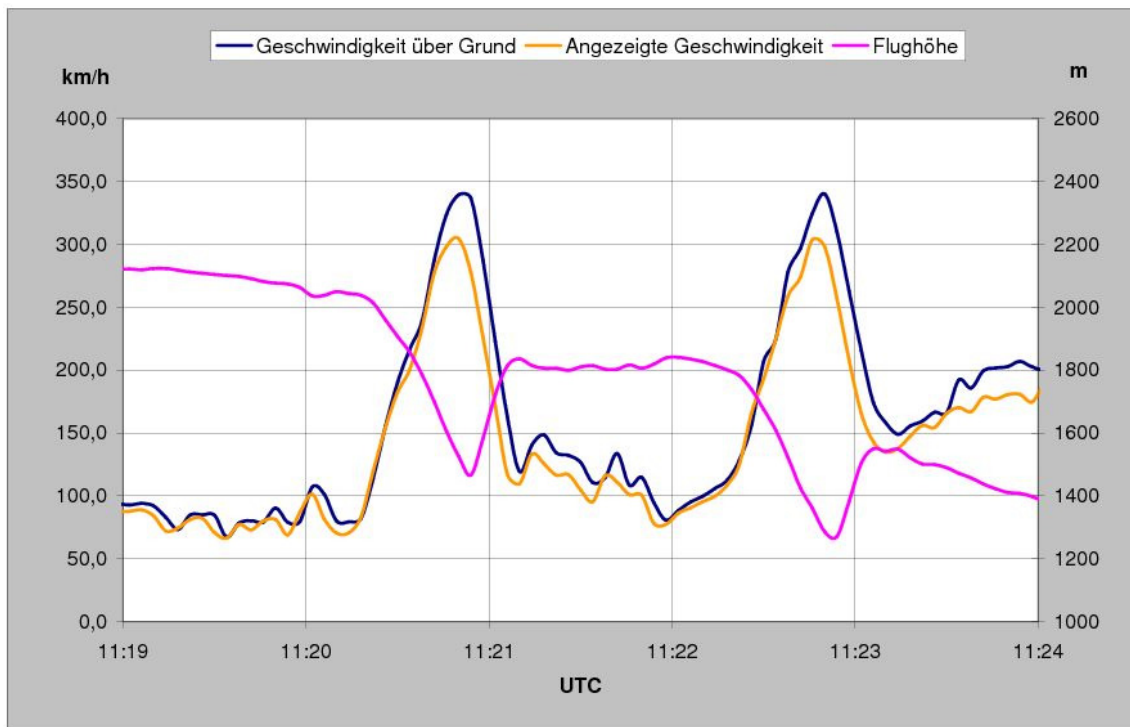


Abb. 2: Erfiegen der VD

Quelle: BFU



Abb. 3: Rekonstruktion der Bruchstelle

Quelle: BFU



Abb. 4: Spant 12 (links) und Spant 11 (rechts)

Quelle: BFU



Abb. 5: Rumpfende

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