

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 14.05.2019
Ort: Birrfeld/Schweiz

Luftfahrzeug: Flugzeug
Hersteller: Amateurbau
Muster: Alfa HB 207 VRG

Personenschaden: Pilot tödlich verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug zerstört
Drittsschaden: Flurschaden
Aktenzeichen: BFU19-0580-DX

Kurzdarstellung

Während der Startphase kam es an dem Flugzeug mit großer Wahrscheinlichkeit zu einem Leistungsabfall. Bei der anschließenden Umkehrkurve geriet es in einen überzogenen Flugzustand, prallte auf den Boden und geriet in Brand.

Um eine eventuelle Besorgnis der Befangenheit zu vermeiden, übertrug die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) die Untersuchung dieses Unfalls an die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU).

Ereignisse und Flugverlauf

Der Luftfahrzeugführer, zugleich Eigentümer und Halter des betroffenen Flugzeuges, startete am Ereignistag um ca. 17:12 Uhr¹ auf der Piste 08 des Flugplatzes Birrfeld/Schweiz zu einem privaten Flug nach Sichtflugregeln (VFR²). Er hatte einen Flug über Konstanz, Wangen-Lachen und zurück nach Birrfeld geplant.

Ein Zeuge gab an, dass das Flugzeug normal abgehoben habe und in einen kontinuierlichen Steigflug übergegangen sei. Im Steigflug sei dann das Fahrwerk eingefahren worden. Danach hatte er das Flugzeug nicht weiter beobachtet.

Der BFU standen Aufzeichnungsdaten eines mitgeführten GPS-Gerätes für die Flugwegrekonstruktion zur Verfügung (Abb. 1).

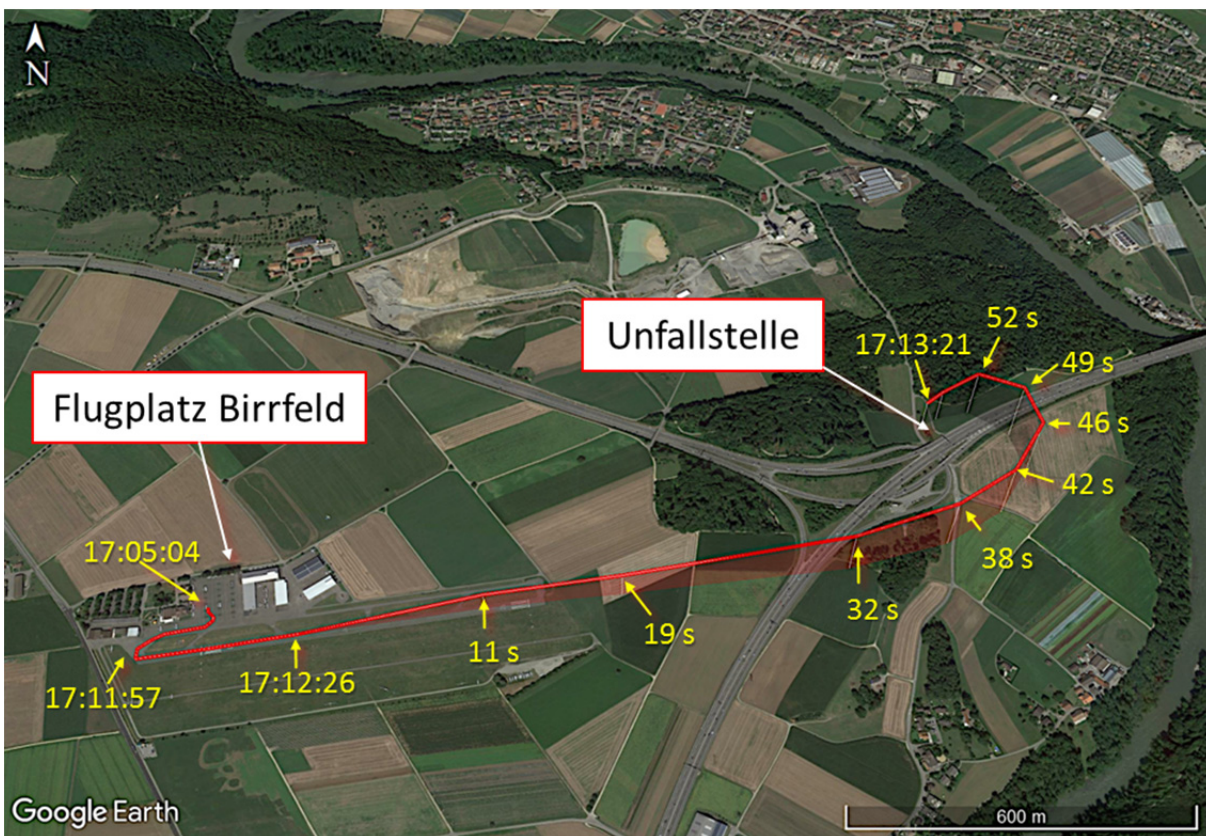


Abb. 1: Rollen, Start und Flugverlauf gemäß GPS-Daten (rot) von 17:05:04 Uhr bis 17:13:21 Uhr (GPS-Zeit),
Quelle: Google Earth Kartenservice™, GPS Garmin 296, Bearbeitung: BFU

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

² Visual Flight Rules

Laut der aufgezeichneten Daten hob das Flugzeug um 17:12:26 Uhr (GPS-Zeit) ab. Nach 32 Sekunden war es in eine Linkskurve übergegangen. Vom Zeitpunkt des Abhebens, bis etwa 38 Sekunden danach, beschleunigte das Flugzeug auf eine Geschwindigkeit von 127 km/h über Grund. Zu diesem Zeitpunkt hatte es eine Höhe von 129 m über Flugplatzniveau erreicht. Danach nahm die Geschwindigkeit bis auf 107 km/h über Grund ab. Erst kurz vor Ende der Aufzeichnung nahm sie wieder zu. Nach dem Abheben stieg das Flugzeug in einer Zeit von etwa 49 Sekunden auf eine Höhe von 145 m über Flugplatzniveau. Danach sank es mit schnell abnehmender Höhe zu Boden. Die letzte Aufzeichnung erfolgte etwa 55 Sekunden nach dem Abheben in einer Höhe von ca. 68 m über Flugplatzniveau. Der Kurvenradius betrug dabei etwa 150 Meter.

Ein Zeuge, der mit seinem Fahrzeug auf der Autobahn A 1 in Richtung Westen unterwegs war, hatte eine Dashcam³ im Fahrzeug installiert. Die Videoaufnahme dieser Kamera stand für die Flugunfalluntersuchung zur Verfügung (Abb. 2). Vom ersten Erkennen des Flugzeugs auf dem Video bis zum Aufschlag auf den Boden vergehen etwa 18 Sekunden.



Abb. 2: Bildausschnitt der Dashcam (Flugzeug befindet sich im roten Kreis)

Quelle: Zeuge

³ Als Dashcam wird eine im Auto installierte Videokamera bezeichnet, die während der Fahrt kontinuierlich das Geschehen vor dem Fahrzeug aufzeichnet.

In der Videoaufnahme ist das Flugzeug erstmals zu erkennen, kurz nachdem es im Anfangssteigflug die Querabflugkurve nach links eingeleitet hatte. Nachdem etwa 90° der Kurve absolviert waren, neigte sich die Flugzeugnase nach unten. Die Querneigung des Flugzeugs nahm während des anhaltenden Kurvenflugs weiter zu. Nachdem etwa 180° der Kurve absolviert waren, kippte das Flugzeug ansatzlos über die linke Tragfläche ab und drehte sich auf den Rücken. Unmittelbar danach stoppte die Drehbewegung und die Flugzeugnase zeigte nahezu senkrecht zum Erdboden. Kurz vor dem Aufschlag hatte die Flugzeuglängsachse eine Neigung von etwas weniger als 90° (eine Bildfolge von Standbildern der Dashcam befindet sich in Anlage 1).

Das Flugzeug prallte auf den Boden und geriet in Brand. Der Pilot wurde tödlich verletzt und das Flugzeug zerstört.

Angaben zu Personen

Der 67-jährige verantwortliche Luftfahrzeugführer besaß eine Lizenz für Privatpiloten (PPL A) gemäß der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (European Aviation Safety Agency – EASA), ausgestellt durch das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL). Die Lizenz wurde 2005 erstmalig erworben.

Die Rechte der Lizenz beinhalteten die Berechtigung SEP⁴(Land) PIC⁵ und die Ausübung des Sprechfunks in englischer Sprache für Flüge nach Sichtflugregeln, gültig bis zum 30.09.2019.

Sein flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 2 war bis zum 08.10.2019 gültig. Das Zeugnis war mit einer verkürzten Gültigkeit (TML⁶) für 9 Monate ausgestellt und mit Auflagen (SSL⁷) verbunden worden.

Nach seinen Angaben im Antrag für ein Tauglichkeitszeugnis am 08.01.2019 betrug seine Gesamtflugerfahrung 1 050 Stunden. Davon absolvierte er etwa 300 Stunden auf dem betroffenen Muster bzw. Flugzeug. In den letzten 90 Tagen war er etwa 37 Stunden mit dem Flugzeug geflogen.

Das Flugzeug hatte der Pilot 2012 vom Erbauer des Flugzeugs erworben. Nach dem Erwerb ließ er sich von einem Fluglehrer auf dem Flugzeug einweisen. Der Fluglehrer gab an, dass er vor der Einweisung zunächst selbst mit dem Flugzeug verschie-

⁴ Single Engine Piston

⁵ Pilot in Command

⁶ Verkürzte Gültigkeitsdauer gemäß Eintragung

⁷ Spezielle Auflage wie näher beschrieben

dene Manöver wie Stalls, Steep Turns, Landungen und Notlandeübungen geflogen sei. Die Einweisung sei nach Angaben des Fluglehrers am 26.02.2013 erfolgreich abgeschlossen worden.

Angaben zum Luftfahrzeug

Laut der letzten Ausgabe des Flughandbuches, Revision 3 vom Mai 2018, handelte es sich bei dem Flugzeug um einen Tiefdecker mit 2 nebeneinander angeordneten Sitzen. Es besaß ein Kreuzleitwerk und ein einziehbares Dreibeinwerk in Bugradanordnung. Das Flugzeug war in Gemischtbauweise hergestellt und mit einem Vierzylinder-Kolbentriebwerk und einem Dreiblatt-Verstellpropeller ausgerüstet (Abb.3).

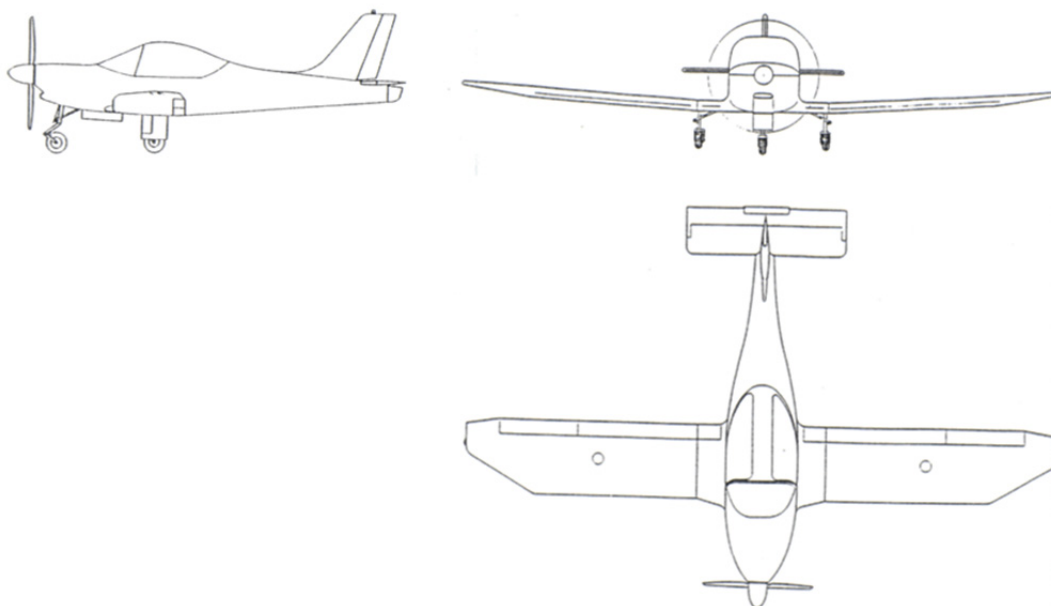


Abb. 3: Drei-Seitenansicht Alfa HB 207 VRG

Quelle: Flugzeug-Handbuch

Konstrukteur des Bauesatzes/Hersteller:

HB-Flugtechnik, Österreich/Amateurbau

Muster:

Alfa HB 207 VRG

Werknummer:

207 021

Baujahr:

2005

Triebwerk:

VW-HB-2400 G/2, SN 087, Baujahr 2002

Propeller:	Woodcomp SR-3000 N, SN 12017, Baujahr 2018
Leermasse:	498 kg
höchstzulässige Startmasse:	700 kg
Gesamtbetriebszeit:	etwa 385 Stunden

Laut Luftfahrzeugregister der Schweiz war das Flugzeug in der Sonderkategorie, Unterkategorie Eigenbau, zugelassen. Der Flugzeugbausatz wurde von einem Amateurflugzeugbauer unter Aufsicht der Experimental Aviation of Switzerland (EAS) im Jahr 2005 fertiggestellt und anschließend betrieben, bis es 2012 an den verunfallten Piloten verkauft wurde.

Das BAZL hatte den Piloten als Eigentümer und Halter ermächtigt Instandhaltungsarbeiten an seinem Eigenbauluftfahrzeug, Ermächtigungsnummer X / 305200 vom 18.06.2015, durchzuführen und zu bescheinigen.

Der einweisende Fluglehrer gab bezüglich der Flugeigenschaften an, dass das Flugzeug in einer Stallsituation die Tendenz gehabt habe „nicht nur die Nase zu senken sondern über irgendeinen Flügel abzukippen“. Eine Kurve habe diese Tendenz verstärkt. Er betrachtete das Flugzeug als „nicht so gutmütig“ und eher anspruchsvoll. Aber in den Limitationen sei es gut fliegar gewesen. Zu den Eigenschaften der Maschine in Notlandesituationen erwähnte er, das Flugzeug wäre kein Gleiter. Es sei mit etwa 600 Fuß pro Minute gesunken. Nach dem Start hätte man „aktiv Stoßen“ müssen um die Gleitgeschwindigkeit zu erreichen.

Das Flughandbuch gab in den Abschnitten 2 Grenzwerte, 3 Notverfahren und 5 Leistungsdaten Auskunft z.B. über Geschwindigkeiten und Eigenschaften des Flugzeugs (siehe Auszüge aus dem Flughandbuch in Anlage 2). Danach erstreckte sich der normale Geschwindigkeitsbereich, Abschnitt 2.3 Fahrtmesser-Markierung (grüner Bogen auf dem Fahrtmesser), von 103 bis 237 km/h. In Abschnitt 5.2.2 Überziehgeschwindigkeit war die Überziehgeschwindigkeit für ein Höchstgewicht von 700 kg im Geradeausflug, Fahrwerk und Landeklappen eingefahren (clean), Motordrehzahl im Leerlauf mit 98 km/h (IAS) und Motordrehzahl Vollgas mit 95 km/h angegeben. Es wurde darauf hingewiesen, dass der Höhenverlust beim Unterschreiten der Überziehgeschwindigkeit bis zum Wiederherstellen einer kontrollierten Fluglage bis zu 250 ft (ca. 76 m) betragen kann. Der Abschnitt 3.2b Motorstörung nach dem Abheben besagte, dass die Fahrt (angezeigte Geschwindigkeit) nicht unter 110 km/h betragen sollte. Besonders wurde darauf hingewiesen, nicht zu versuchen zu Kurven, da dann Abkipppgefahr bestünde. In Abschnitt 3.5 war der Gleitflug beschrieben.

Die beste Gleitgeschwindigkeit betrug 115 km/h bei eingefahrenen Landeklappen und Fahrwerk und größter Propellersteigung. Die Gleitzahl betrug ca. 10. In einem Beispiel hieß es, bei einer Gleitdistanz von 1 NM (1,852 km) betrage der Höhenverlust ca. 560 ft (ca. 170 m).

Sowohl die Abflugmasse von ca. 623 kg, die sich aus der Leermasse des Flugzeugs (Wägungsbericht vom 20.08.2015), dem Körpergewicht des Piloten und der Kraftstoffmasse zusammensetzte, als auch der Schwerpunkt befanden sich gemäß Flughandbuch innerhalb der zulässigen Grenzen.

Das betroffene Flugzeug wurde laut Schlussbericht Nr. 2323 der SUST bei einem Unfall am 24.08.2016 schwer beschädigt. Der Pilot blieb unverletzt. Zu dem Zeitpunkt hatte das Flugzeug 302:35 Betriebsstunden seit der Herstellung absolviert. Bei dem Unfall wurden an dem Flugzeug das Fahrwerk, der Propeller, die Motorverkleidung und beide Tragflächen beschädigt. Noch im selben Jahr beantragte der Halter bei der EAS die Reparatur des Flugzeugs. Dem Antrag wurde stattgegeben und ihm wurde ein Bauberater der EAS zugewiesen, der die Reparatur begleitete, dokumentierte und kontrollierte. Die Reparatur dauerte von September 2016 bis Mai 2018. An der Zelle wurden die Tragflächen und die Motorverkleidung repariert bzw. ersetzt. Das Fahrwerk wurde ersetzt. Der Motor wurde einer Totalrevision durch einen Fachbetrieb unterzogen. Der Propellerwellenträger wurde abgeändert und neu aufgebaut. Dabei wurde das Untersetzungsverhältnis des Zahnriementriebs zwischen Motor und Propeller geändert. Und es wurde ein neuer Propeller installiert. Am 15. Mai 2018 erfolgte die Lufttüchtigkeitsprüfung durch das BAZL.

Am 11. Oktober 2018 hatte der Halter bei 347:20 Betriebsstunden eine 50-Stunden-Kontrolle an dem Flugzeug durchgeführt.

Die letzte 100-Stunden-Kontrolle bzw. die jährlichen Mindestunterhaltsarbeiten gemäß der entsprechenden Arbeitsliste erfolgten durch den Halter am 13.05.2019, einen Tag vor dem Unfall. Eine Betriebsstundenzahl war auf der Liste nicht vermerkt.

Meteorologische Informationen

Die Angaben basieren auf der Auswertung von Wetterdaten der Wetterdienste aus der Schweiz, Deutschland und Frankreich und von umliegenden Flughäfen. Die aufgeführten Windwerte stammen von der Messstation am Flugplatz Birrfeld. Sie wurden zwischen 17:10 und 17:20 Uhr erhoben:

- Wetter: Ziemlich sonnig bei mäßigem Nordostwind (Bise)
- Wolken: 1/8 – 2/8 auf 8 900 ft AMSL
- Sicht am Boden: 50 km
- Wind: 090 Grad, 10 kt, Böen bis 17 kt
- Temperatur: 14 °C
- Taupunkt: -4 °C
- Luftdruck (QNH): 1 024 hPa

Die Sonne befand sich zur Unfallzeit in einer Position (Azimut) von 258° und einem Winkel (Elevation) von 35° über dem Horizont.

Im Wetterlexikon des Deutschen Wetterdienstes (DWD) findet man zu Bise: *Die Bise ist ein kalter, trockener nordöstlicher bis nordwestlicher Wind im Schweizer Mittelland und im Vorland der Alpen. Sie tritt oft bei Hochdrucklagen auf und ist zumeist mit heiterem Wetter verbunden.*

Funkverkehr

Der Funkverkehr auf der Flugplatzfrequenz von Birrfeld wurde nicht aufgezeichnet.

Angaben zum Flugplatz

Im Luftfahrthandbuch der Schweiz war der Flugplatz Birrfeld (LSZF) als öffentlicher Regionalflugplatz eingetragen. Er liegt etwa 5 km südlich von Brugg im Kanton Aargau. Die Flugplatzhöhe beträgt 1 300 ft (396m) AMSL. Der Flugplatz verfügte über eine asphaltierte Piste mit der Ausrichtung 078°/258° (08/26). Sie war 727 m lang und 20 m breit. Die verfügbare Startbahnlänge für die Piste 08, die an dem Tag in Betrieb war, betrug 727 m.

Für den Segelflugbetrieb standen zwei parallel zur Hartbelagpiste verlaufende Grasbahnen mit einer Länge von je 614 m und einer Breite von je 30 m zur Verfügung.

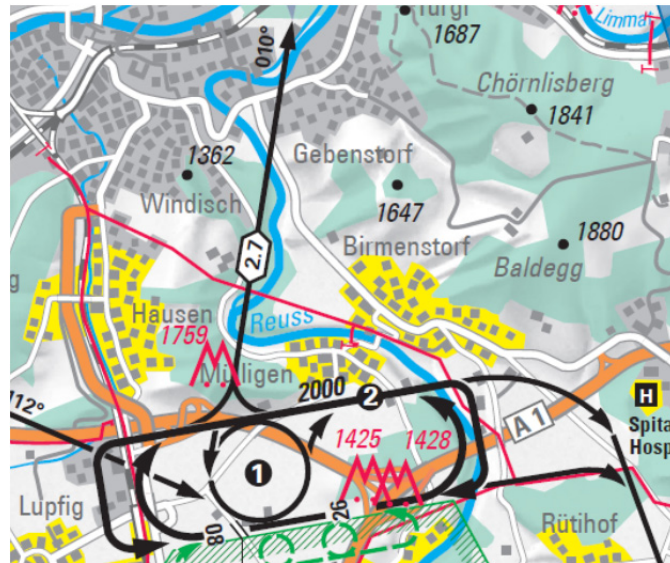


Abb. 4: Ausschnitt der Anflugkarte Flugplatz Birrfeld

Quelle: Skyguide

Im Gebäude des Flugplatzes Birrfeld war eine Luftbildaufnahme ausgehängt, in der die An- und Abflugrouten farbig eingezeichnet waren (Abb. 5). Für die an dem Tag in Betrieb befindliche Piste 08 galt die gelb eingezeichnete Platzrunde. Der Ausflug wäre für das erste geplante Flugziel, Konstanz, über die Nordroute, blauer Pfeil, der an den oberen Bildrand zeigt, erfolgt.

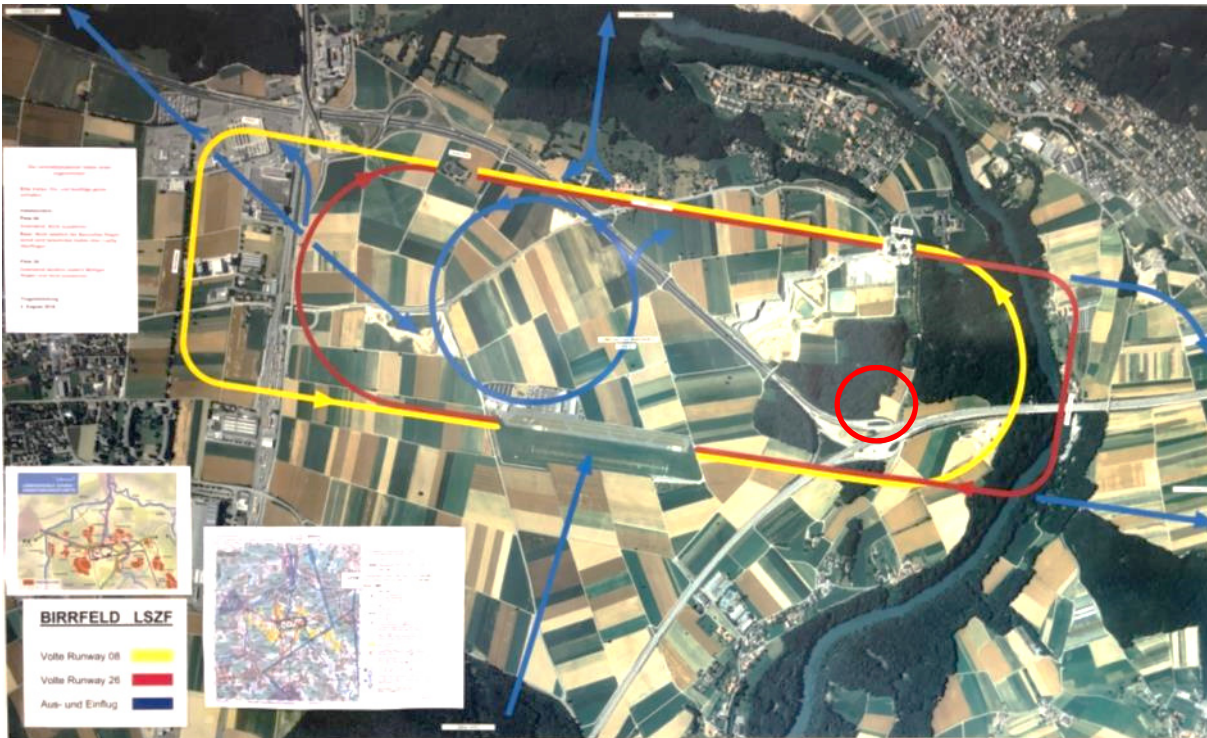


Abb. 5: Luftbild mit An- und Abflugrouten und Absturzstelle (roter Kreis)

Quelle: Flugplatz Birrfeld

Flugdatenaufzeichnung

Das Flugzeug war nicht mit einem Flight Data Recorder bzw. Cockpit Voice Recorder ausgestattet. Diese Aufzeichnungsgeräte waren entsprechend den gültigen Vorschriften nicht gefordert.

An Bord des Flugzeuges befand sich ein GPS Garmin 296. Die aufgezeichneten Daten standen der BFU zur Flugwegrekonstruktion, wie im Abschnitt „Ereignisse und Flugverlauf“ (Abb. 1) dargestellt, zur Verfügung.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle befand sich ostnordöstlich des Flugplatzes Birrfeld in einer Entfernung von etwa 1 630 m zum Startpunkt der Piste 08 auf einem asphaltierten Weg in unmittelbarer Nähe zum Autobahndreieck A1 und A3, Zürich-Bern-Basel (Abb. 6).



Abb. 6: Aufschlagstelle mit Wrack

Quelle: SUST

Das Wrack wurde geborgen und in einem Container zum Standort der SUST nach Payerne/Schweiz transportiert. Am 25.06.2019 führte die BFU die technische Untersuchung der Wrackteile auf dem Gelände der SUST durch. Dabei wurde das verbrannte Wrack auf Vollständigkeit der Baugruppen überprüft (Abb. 7).



Abb. 7: Teilansicht der ausgelegten Wrackteile im Rahmen der technischen Untersuchung

Quelle: BFU

Die Tragflächen waren stark verbrannt bzw. abgeschmolzen, wobei die rechte Tragfläche stärker betroffen war. Die Holme beider Tragflächen waren vorhanden. Von den Landeklappen waren die Holme mit Rippenfragmenten vorhanden. Reste der beiden Querruder lagen vor. Die beiden Hauptfahrwerke waren in die Tragflächen eingefahren.

Fragmente des Leitwerks waren vorhanden, das Seitenleitwerk war weggebrannt. Die Höhenleitwerksflosse war bis auf Teile des Holms verbrannt bzw. abgeschmolzen. Von den Höhenrudern waren die Nasenholme erkennbar. Das Trimmruder war vorhanden.

Am Motor waren die Zündkerzen abgerissen. Die Zylinder waren teilweise gerissen und Bruchstücke abgesplittert. Der Zahnriemen vom Propellerantrieb lag noch auf den Riemenrädern. Er war teilweise angeschmolzen. Die Tragrohre des Propellerantriebes waren verbogen. Der Propeller war in Fragmenten im Bereich der Nabe erhalten.

Von der Treibstoffanlage waren die Tanks und diverse Leitungen vorhanden. Mit dem Tankwahlschalter war der rechte Tank ausgewählt. Der rechte Tank war deformiert und angekohlt. Die Treibstoffleitungen waren abgerissen. Der linke Tank war geplatzt und teilweise verbrannt bzw. abgeschmolzen. Die Treibstoffleitung vom rechten Tank war im Bereich des rechten Fahrwerkes abgeschert. Dieser Bereich wurde herausgetrennt und zur weiteren Untersuchung nach Braunschweig transportiert.



Abb. 8: Abgescherte Treibstoffleitung (roter Kreis) im rechten Fahrwerksschacht

Quelle: BFU

Die Untersuchung erfolgte am Institut für Füge- und Schweißtechnik (ifs) an der Technischen Universität Braunschweig. Die Oberfläche des Teilstücks der Treibstoffleitung war stark korrodiert. Im untersuchten Leitungsabschnitt war makroskopisch keine auffällige Einschnürung bzw. Verjüngung des Rohrquerschnittes erkennbar (Abb. 9).



Abb. 9: Übersicht Bruchbereich, stark korrodiert, keine Einschnürung

Quelle: ifs

Der Bruch selbst verlief unter einem Winkel von etwa 45° und befand sich im Bereich einer Biegung der Treibstoffleitung. Nur im unmittelbaren Bereich des Bruches zeigte der Querschnitt der Treibstoffleitung eine deutliche Verformung. Eine Einschnürung über die Wanddicke war nicht erkennbar. Die Bruchfläche zeigte insgesamt eine interkristalline Bruchstruktur. Dabei erschien das Korn über die gesamte Wanddicke grobkörnig und zeigte eine auffällige „abgerundete“ Struktur. Die Bruchfläche zeigte deutliche Mikrolunker/Heißriss- bzw. Aufschmelzstrukturen. Eine Referenzbruchfläche, die durch einen Gewaltbruch erzeugt wurde, zeigte eine extrem starke Einschnürung der Wanddicke mit eindeutig duktilem Bruchverhalten.

Die Ergebnisse der Schadensuntersuchung wurden wie folgt zusammengefasst: Die makroskopischen Merkmale eines verformungslosen Abgleitens unter 45° sind in der Regel eindeutige Merkmale eines Gewaltbruches. Die interkristalline Bruchstruktur mit den auffällig verdickten und teilweise geöffneten Korngrenzen, sowie die Mikrolunker wiesen zwar auf einen Aufschmelzriss hin, es könnte aber auch eine Folge der Temperatureinwirkung durch den Brand sein.

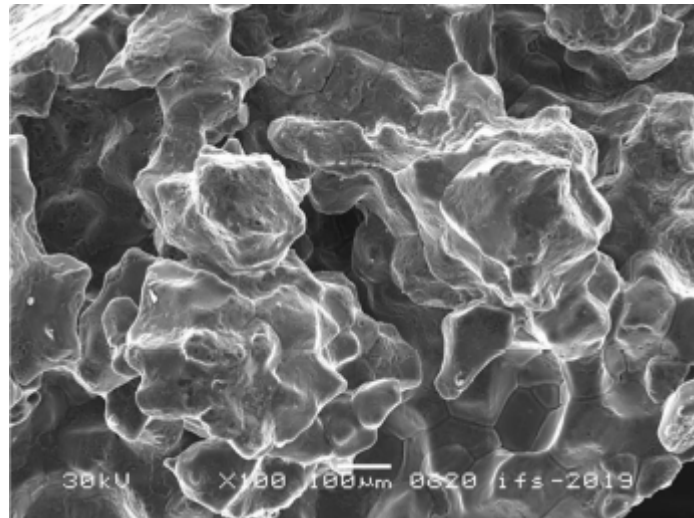


Abb. 10: Bruchfläche – Bruchstruktur interkristallin und auffällig „abgerundet“

Quelle: ifs

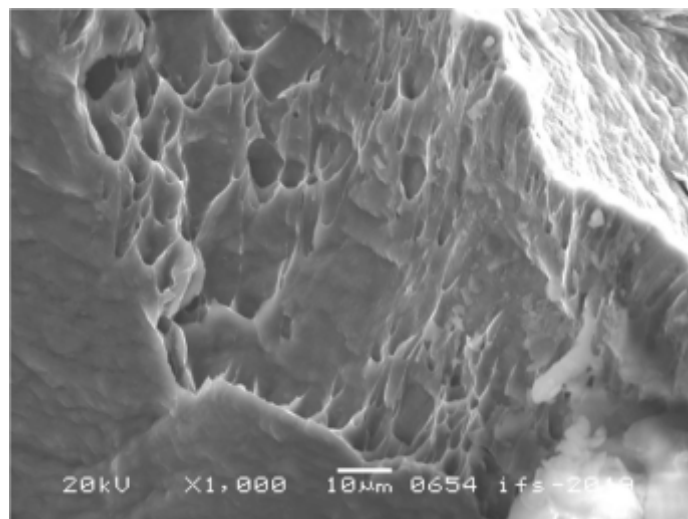


Abb. 11: Referenzbruchfläche – duktiles Bruchverhalten

Quelle: ifs

Eine belastbare Aussage über den untersuchten Bruch war aufgrund der hohen Wärmebelastung des Bauteils nicht möglich.

Medizinische und pathologische Angaben

Nach den Ergebnissen der rechtsmedizinischen Untersuchungen des Leichnams erklärte sich der Tod durch ein schweres Polytrauma.

Die Gültigkeit des flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses des Piloten war, u.a. aufgrund von bei vorherigen Flugtauglichkeitsuntersuchungen festgestellten Herzrhythmusstörungen auf 9 Monate beschränkt. Eine nach dem Unfall durchgeführte Obduktion ergab Befunde, die chronisch strukturelle Vorschädigungen des Herzens belegten. Diese waren geeignet, ein vermehrtes Auftreten von Herzrhythmusstörungen zu erklären.

Brand

Das Flugzeug geriet nach dem Aufschlag auf den Boden in Brand. Dieser wurde durch die örtliche Feuerwehr gelöscht.

Überlebensaspekte

Aufgrund der geringen Flughöhe war nach dem Abkippen des Flugzeugs ein Abfangen und Wiederherstellen einer kontrollierten Fluglage nicht mehr möglich. Der Aufschlag war nicht überlebbar.

Organisationen und deren Verfahren

Der Bau und die Reparatur des Flugzeuges fanden unter Aufsicht der EAS statt. Diese erlangte im Rahmen einer Vereinbarung zur Zulassung von Eigenbauluftfahrzeugen vom Mai 2003 mit dem BAZL die entsprechenden Rechte und Pflichten.

Zusätzliche Informationen

Da gerade im Bereich der allgemeinen Luftfahrt der überzogene Flugzustand bei zahlreichen Unfällen einen ursächlichen oder beitragenden Faktor darstellt wird an dieser Stelle kurz auf die aerodynamischen und flugmechanischen Zusammenhänge eingegangen.

Im Handbuch des Flugzeugs sind im Abschnitt Leistungsdaten für den horizontalen Geradeausflug in verschiedenen Konfigurationen die Überziehggeschwindigkeiten angegeben. Werden diese unterschritten kommt das Flugzeug in einen überzogenen

Flugzustand und kann abkippen. Ursächlich hierfür ist, dass die Tragfläche gegenüber der Anströmung den kritischen Anstellwinkel überschreitet.

Die Schräglage eines Flugzeugs im horizontalen Kurvenflug erhöht die Überziehgeschwindigkeit. Grund dafür ist das Lastvielfache, das auf das Flugzeug einwirkt und somit die Gewichtskraft des Flugzeugs erhöht. Um das Flugzeug im Kurvenflug im Gleichgewicht, also in der Luft zu halten, erhöht sich somit auch die Kurvenüberziehgeschwindigkeit.

Im unten gezeigten Diagramm (Abb. 12) ist der Anstieg der Überziehgeschwindigkeit mit zunehmender Schräglage dargestellt.

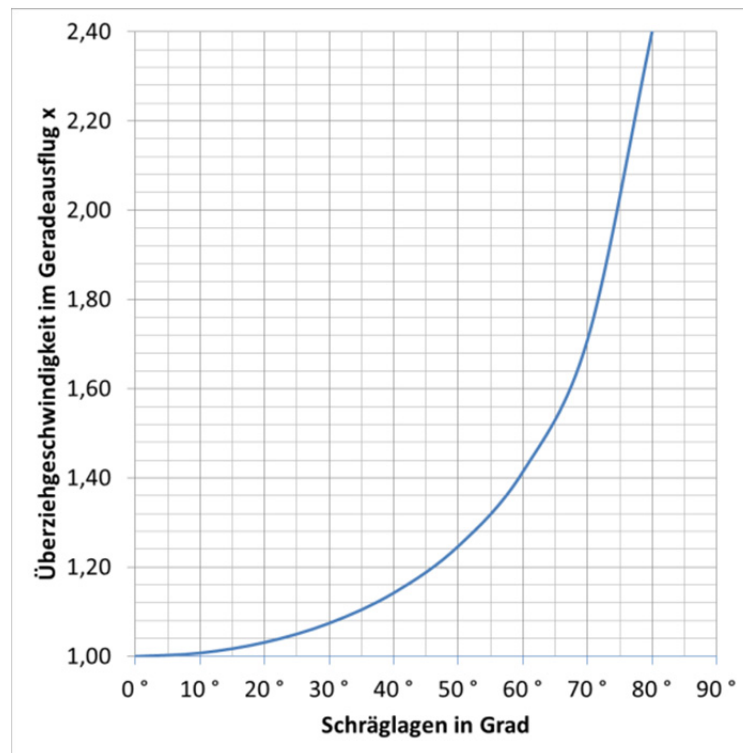


Abb. 12: Faktor zur Erhöhung der Überziehgeschwindigkeit über der Schräglage

Quelle: BFU

In dem vorliegenden Fall bedeutete das eine Überziehgeschwindigkeit für eine Höchstmasse von 700 kg, Fahrwerk und Landeklappen eingefahren (clean) und Motor im Leerlauf bei einer Schräglage von 45° von etwa 117 km/h (IAS) und bei 60° von etwa 139 km/h. Bei der Konfiguration clean und Motor mit Vollgas wären es bei 45° Schräglage etwa 113 km/h und bei 60° etwa 134 km/h.

Beurteilung

Der Pilot war im Besitz des vorgeschriebenen Luftfahrerscheins und berechtigt, das Flugzeug als verantwortlicher Luftfahrzeugführer zu führen. Er hatte ein gültiges flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis, welches mit Einschränkungen versehen war.

Die Wahrscheinlichkeit einer akuten gesundheitlichen Beeinträchtigung des Piloten zum Unfallzeitpunkt musste, basierend auf den bestehenden Vorerkrankungen und festgestellten Untersuchungsbefunden, im Vergleich zu einem körperlich gesunden Piloten, als deutlich erhöht angenommen werden. Jedoch ergaben sich hierfür aufgrund der flüchtigen Charakteristik von Herzrhythmusstörungen und der kurzen Zeitspanne bis zum Aufprall des Flugzeugs auf den Boden keine Belege.

Die Wetterbedingungen schränkten das Flugvorhaben am Unfalltag nicht ein. Es herrschten Sichtflugbedingungen mit Wind aus östlicher Richtung, der zu leichten Turbulenzen aufgrund der Topographie im Abflug geführt haben könnte. Im Weiteren gab es keine besonderen Wettererscheinungen, die den Flugverlauf hätten negativ beeinflussen können.

Das Flugzeug wurde als Bausatz von einem Amateurflugzeugbauer gefertigt und im Jahr 2012 von dem Piloten erworben. Es war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen und technisch geprüft. Die letzte Kontrolle erfolgte am 13.05.2019 durch den dazu berechtigten Halter und Piloten. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.

Nach Auffassung der BFU sind die Flugeigenschaften des Flugzeuges im unteren Geschwindigkeitsbereich, nahe der Überziehgeschwindigkeit, als anspruchsvoll einzuordnen. Dies belegen sowohl die Hinweise im Flughandbuch als auch die Einschätzungen des einweisenden Fluglehrers. Bei dem Betrieb eines solchen Flugzeuges war daher eine besondere Aufmerksamkeit des Piloten gefordert.

Der durch Aufprall und Brand bedingte Zerstörungsgrad ließ nur eine eingeschränkte Untersuchung des Wracks bzw. einzelner Komponenten zu. Es wurden aber zumindest in Teilen wichtige Steuerungselemente des Flugzeugs gefunden. Auf dem Video der Dashcam war kein Abfallen von Flugzeugteilen in der Luft zu beobachten. Auch bestätigte der Flugverlauf auf dem Video die Steuerbarkeit des Flugzeugs. Eine mögliche Ursache für den Geschwindigkeitsabbau, siehe Beschreibung zu Abbildung 13, könnte ein wahrscheinlicher Leistungsabfall des Motors gewesen sein. Dieser konnte aufgrund der Zerstörung des Motors nicht ermittelt werden.

Der Flugverlauf ließ sich auf Basis von Zeugenaussagen, der GPS-Aufzeichnung und des Videos einer Dashcam rekonstruieren. Die einzelnen Gerätezeiten wurden dabei nicht synchronisiert, dennoch ließ sich eine Abfolge des Ereignisses ableiten.

Das folgende Diagramm zeigt den Flugverlauf nach dem Abheben auf der Piste 08 um 17:12:26 Uhr (GPS Zeit) in seiner zeitlichen Abfolge, er dauerte 55 Sekunden. Es sind die Flughöhe (rot), die Geschwindigkeit über Grund (Ground Speed; grau) und die aus den Windwerten berechnete wahre Geschwindigkeit (TAS; blau) über der Zeit aufgetragen. Die dunkelgrüne schattierte Kurve zeigt den Geländeverlauf (Abb. 13).

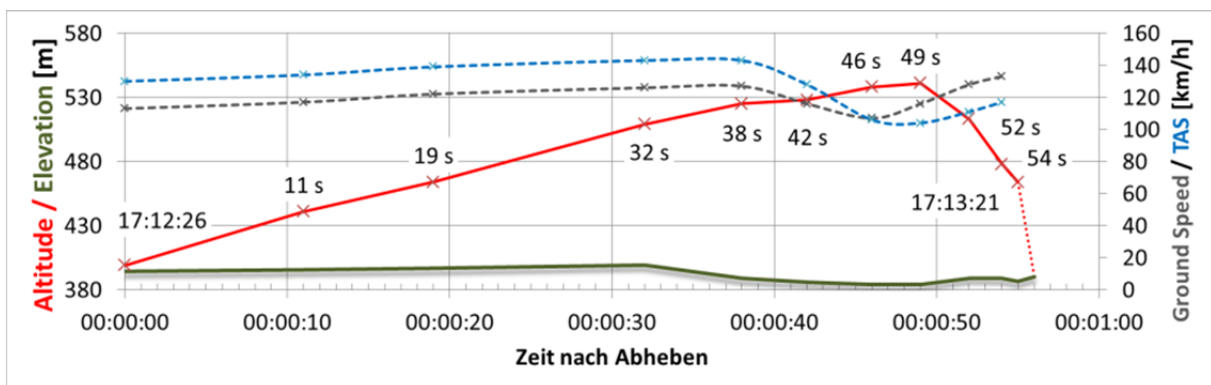


Abb. 13: Analyse Flugweg mit Zeitverlauf, Höhe über Flugplatz und Geschwindigkeiten

Quelle: BFU

Demnach verliefen der Startlauf und das Abheben normal und ohne Probleme. Auch das Einfahren des Fahrwerks erfolgte wie üblich. Nachdem das Flugzeug abgehoben hatte und sich mit einer durchschnittlichen Steigrate von 670 ft/min nach etwa 38 Sekunden in einer Höhe von 129 m über Flugplatzniveau im Anfangssteigflug befand, fiel die bis dahin zunehmende Geschwindigkeit gegenüber der Luft (TAS) merklich ab. Nach Auffassung der BFU deuteten dieser Geschwindigkeitsabfall und der weitere Flugverlauf auf ein Ereignis hin, bei dem mit großer Wahrscheinlichkeit die Antriebsleistung zumindest teilweise abgefallen war. Eine technische Ursache für diesen möglichen Leistungsabfall im Anfangssteigflug konnte, wie oben beschrieben, nicht ermittelt werden.

Das Flugzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt am Anfang der Querabflugkurve nach links, die ca. 32 Sekunden nach dem Abheben eingeleitet wurde. Das Einleiten der Kurve erfolgte etwas vor dem in der Anflugkarte veröffentlichten Platzrundenverlauf. Anschließend wurde das Flugzeug in eine Umkehrkurve in Richtung Flugplatz gesteuert. Die Querabflugkurve wäre entsprechend der veröffentlichten Platzrunde in

einem größeren Radius mit geringerer Schräglage weiter nördlich verlaufen. Auch diese Abweichung von der normalen Platzrunde ist nach Auffassung der BFU ein Hinweis auf eine mögliche Störung.

Während der Umkehrkurve nahm die Schräglage des Flugzeugs zu und die Geschwindigkeit ab. Ein entschiedenes Nachdrücken und daraus resultierendes Fahrt-aufholen war aus den aufgezeichneten Daten nicht abzuleiten. Auch dass nach dem Auftreten des möglichen Leistungsabfalls des Triebwerkes die Flughöhe zunahm, also Bewegungsenergie weiter abgebaut und in Höhengewinn umgesetzt wurde, spricht dafür.

Kurz vor dem Abkippen war die wahre Geschwindigkeit bis auf etwa 102 km/h zurückgegangen. Damit lag die Geschwindigkeit unter der aus Flugzeug-Handbuch und Schräglage/Überziehggeschwindigkeit-Diagramm abgeleiteten tatsächlichen Überziehggeschwindigkeit. In der Folge führte dieser Flugverlauf zum Abkippen über die linke Tragfläche. Beim Abkippen drehte sich das Flugzeug auf den Rücken und die Flugzeugnase zeigte nahezu senkrecht zum Boden.

Die Drehbewegung um die Längsachse endete unmittelbar nach dem Abkippen. Es gab keine Trudelbewegung oder weiteres Nachdrehen. Dieser Umstand spricht nach Auffassung der BFU dafür, dass der Pilot gleich nach dem Abkippen ein Weiterdrehen durch aktives Eingreifen in die Flugsteuerung beendet hatte. Daraus lässt sich ableiten, dass der Pilot in der Situation höchstwahrscheinlich keine gesundheitlichen Beeinträchtigungen hatte, die seine Handlungsfähigkeit einschränkte.

Die BFU ist der Auffassung, dass die verfügbare Höhe über Grund für das Stabilisieren und Abfangen des Flugzeuges nach dem Abkippen zu gering war.

Zum angenommenen Zeitpunkt des Leistungsverlustes befand sich das Flugzeug in einer Höhe von etwa 129 m über Platzniveau und etwa 800 m vom Ende der Startbahn entfernt. Somit stand der Pilot in dieser Situation unter einem hohen Entscheidungsdruck. Er hätte das Flugzeug durch entschiedenes Nachdrücken, Fahrt-aufholen und Verringern der Querlage in der Luft stabilisieren und eine Außen- bzw. Notlandung einleiten können.

Weitere mögliche Außenlandefelder hätten sich in Verlängerung der Startbahn in östlicher Richtung erst hinter dem Fluss Reuss befunden. Die Entfernung von der tatsächlichen Position bis dorthin betrug etwa 900 m. Um dorthin zu gelangen hätte der Pilot aus der bereits begonnenen Linkskurve nach rechts kurven müssen. Dies hätte einen zusätzlichen Höhenverlust bedeutet.

Die Entscheidung des Piloten, in dieser Situation die eingeleitete Kurve weiter in Richtung Flugplatz bzw. auf nördlich davon gelegene mögliche Außenlandefelder zu kurven, war aus Sicht der BFU nachvollziehbar.

Die Betrachtung von möglichen Außenlandefeldern an dieser Stelle ist sehr theoretisch und mögliche Einflüsse von Baumbewuchs am Flussverlauf, Bewuchs, Bodentopographie und Verläufe von Überlandleitungen wurden dabei nicht vollumfänglich beachtet. Sie zeigt zumindest, in welcher kritischer Situation der Pilot sich aufgrund von Flughöhe und zeitlicher Abfolge befand und unter welchem Entscheidungsdruck er stand.

Abschließend ist zu sagen, dass eine ausreichende Fluggeschwindigkeit die Steuerbarkeit und Kontrolle des Flugzeugs über den weiteren Flugweg erhalten hätte. Damit wäre die Wahrscheinlichkeit, eine Not- bzw. Außenlandung mit geringerem Personen- und Sachschaden durchführen zu können, erhöht worden.

Schlussfolgerungen

Der Flugunfall ist darauf zurückzuführen, dass der Pilot sehr wahrscheinlich in Folge einer Störung im Antrieb in der Abflugkurve, diese fortsetzte (Umkehrkurve). Er unterschritt dabei die für den Kurvenflug erforderliche Geschwindigkeit und das Flugzeug geriet in einen überzogenen Flugzustand. Die Flughöhe reichte für ein Abfangen nicht aus.

Untersuchungsführer:	D. Nehmsch
Untersuchung vor Ort:	D. Knecht (SUST)
Mitwirkung:	J. Eisenreich
	Dr. T. Harendza
	E. Schubert

Braunschweig den: 03.12.2020

Anlagen

Anlage 1 : Standbilder aus der Dashcam

Anlage 2: Auszüge Flughandbuch:

Anlage 1 : Standbilder aus der Dashcam



Abb. 14: Einzelbilder aus dem Video (Zeiten Videoaufnahme)

Quelle: Zeuge

Anlage 2: Auszüge Flughandbuch:

2.2 GESCHWINDIGKEITEN

	Geschwindigkeit	IAS km/h	Bemerkungen
V _{NE}	Höchstzulässige Geschwindigkeit	308 km/h	Darf auf keinen Fall überschritten werden
V _{NO}	Maximal festigkeitsmässig bedingte Reisegeschwindigkeit	237 km/h	Darf nicht überschritten werden, ausgenommen bei ruhiger Luft und auch dann noch mit Vorsicht
V _A	Manövergeschwindigkeit	185 km/h	Über dieser Geschwindigkeit dürfen keine abrupten Steuerbewegungen ausgeführt werden, da es sonst zu strukturellen Schäden führen kann.
V _{FE}	Maximale Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen	150 km/h	Diese Geschwindigkeit darf mit ausgefahrenen Klappen nicht überschritten werden
V _{LO}	Maximale Geschwindigkeit zum betätigen des Fahrwerkes	150 km/h	Das Fahrwerk darf über dieser Geschwindigkeit weder aus- noch eingefahren werden
V _{LE}	Maximale Geschwindigkeit mit ausgefahrenem Fahrwerk	150 km/h	Diese Geschwindigkeit darf mit ausgefahrenem Fahrwerk nicht überschritten werden

2.3 FAHRTMESSER-MARKIERUNGEN

Markierungen	IAS Wert oder Bereich	Bedeutung
Weisser Bogen	97 - 150 km/h	Bereich mit ausgefahrenen Klappen Untere Limite: Max Gewicht mit 1.1 V _{SO} Obere Limite: Max Geschwindigkeit mit ausgefahrenen Klappen
Grüner Bogen	103 - 237 km/h	Normaler Bereich Untere Limite: Max Gewicht nach 1.1 und V _{SO} in Landezustand Obere Limite: Max strukturelle Reisegeschwindigkeit
Gelber Bogen	237 - 308 km/h	In diesem Bereich darf nur in ruhiger Luft geflogen werden. Alle Manöver müssen mit Vorsicht durchgeführt werden
Rote Linie	308 km/h	Absolute Höchstgeschwindigkeit

5.2.2 ÜBERZIEHGESCHWINDIGKEIT

Die Überziehggeschwindigkeit ist vom Fluggewicht und der Zustandsform abhängig:

Folgende Richtwerte gelten bei Höchstgewicht (IAS)	700 kg:
Geradeausflug, clean Leerlauf	98 km/h
Geradeausflug, clean Vollgas	95 km/h
Geradeausflug, Fahrwerk ausgefahren Klappen 30° Leerlauf	92 km/h

ACHTUNG: Der Höhenverlust beim Unterschreiten der Überziehggeschwindigkeit bis zum Wiederherstellen einer kontrollierten Fluglage kann bis zu 250 Fuss betragen!

(3.2b) Motorstörung nach dem Abheben

Die restliche Motorleistung so gut wie möglich ausnützen.
FAHRT HALTEN (nicht unter 110 km/h)

Im Geradeausflug eine Landemöglichkeit suchen, Landeklappen ausfahren, wenn sicher ist das das ausgewählte Gelände erreicht werden kann.
Wenn das Fahrwerk bereits eingefahren wurde, sollte es nicht mehr ausgefahren werden.

Vor dem Aufsetzen:

ZÜNDUNG	AUS
HAUPTSCHALTER+BATTERIESCHALTER	AUS
KRAFTSTOFFHAHN	ZU

ACHTUNG: Nicht versuchen zu Kurven → Abkipppgefahr !

3.5 GLEITFLUG

Beste Gleitfluggeschwindigkeit	115 km/h
Landeklappen	eingefahren
Fahrwerk so lange wie möglich eingefahren lassen	
Propeller auf grösste Steigung	

Die Gleitzahl beträgt zirka 10
(Beispiel: Bei einer Gleitdistanz von 1 NM beträgt der Höhenverlust zirka 560 ft)

3.7 BEENDEN VON NICHT GEWOLLTEM TRUDELN

- Seitenruder voll in entgegengesetzte Richtung
- Steuerknüppel voll nach vorne drücken
- Querruder in Nullstellung
- Seitenruder in Nullstellung, wenn die Drehbewegung beendet ist
- ***ACHTUNG - Trudeln nicht nachgewiesen!***

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 Zivillufffahrt und dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfalluntersuchungs-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