



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2413 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Beech A36TC, HB-EJE,

vom 28. April 2022

Bodensee, 1 km westlich des Flugplatzes
St. Gallen-Altenrhein (LSZR)

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Gemäss

Artikel 3.1 der 12. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 5. November 2020, zum Übereinkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944, in Kraft getreten für die Schweiz am 4. April 1947, Stand am 18. Juni 2019 (SR 0.748.0);

Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt vom 21. Dezember 1948, Stand am 1. Mai 2022 (LFG, SR 748.0);

Artikel 1, Ziffer 1 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 Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG, in Kraft getreten für die Schweiz am 1. Februar 2012 gemäss einem Beschluss des gemischten Ausschusses der Schweizerischen Eidgenossenschaft und der Europäischen Union (EU) und gestützt auf das Abkommen vom 21. Juni 1999 zwischen der Schweiz und der EU über den Luftverkehr (Luftverkehrsabkommen);

sowie Artikel 2 Absatz 1 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchungen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. Februar 2015 (VSZV, SR 742.161);

ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Es ist ausdrücklich nicht Zweck der Sicherheitsuntersuchung und dieses Berichts, Schuld oder Haftung festzustellen.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*Local Time* – LT) angegeben, die zum Zeitpunkt des Unfalls der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 2 h.

Zusammenfassung

Luftfahrzeugmuster	Beech Aircraft Corp. A36TC «Bonanza»	HB-EJE
Halter	Enz Electronic AG, Strahlholz 13, 9056 Gais	
Eigentümer	Enz Electronic AG, Strahlholz 13, 9056 Gais	

Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1950		
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Private Pilot Licence Aeroplane – PPL(A)</i>) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (<i>European Union Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)		

Flugstunden	insgesamt	ca. 2836 h	während der letzten 90 Tage	ca. 20 h
	auf dem Unfallmuster	>1000 h	während der letzten 90 Tage	ca. 6 h

Ort	Bodensee, 1 km westlich des Flugplatzes St. Gallen-Altenrhein (LSZR)		
Koordinaten	261 253 / 758 268 (<i>Swiss Grid</i> 1903)	Höhe	396 m/M
Datum und Zeit	28. April 2022, 14:36 Uhr		

Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>)
Betriebsart	Privat
Startort	Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR)
Zielort	Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR)
Flugphase	Steigflug
Unfallart	Kontrollverlust nach Triebwerkausfall

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	1	0	1	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0

Schaden am Luftfahrzeug	Zerstört
Drittschaden	Leichte Verschmutzung des Wassers durch ausgelaufenes Flugbenzin

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeine Angaben

Beim Unfallflug handelte es sich um einen Privatflug nach Sichtflugregeln, bei dem sich der Pilot alleine an Bord befand. Die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf basiert auf einer Radaraufzeichnung, der Aufzeichnung des Sprechfunkverkehrs und den Beobachtungen des Flugverkehrsleiters, der den Flugverlauf vom Kontrollturm aus verfolgte.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot beabsichtigte, mit der als HB-EJE eingetragenen Beech A36TC «Bonanza» einen Lokalflug durchzuführen. Er verfügte über langjährige Erfahrung auf diesem Flugzeug und hatte es zuvor ausschliesslich selbst genutzt. Die Betankung erfolgte nach der letzten Landung am 26. März 2022 mit 251 l Flugbenzin. Vor dem Unfallflug wurde das Flugzeug einer 100-h-/Jahresinspektion unterzogen.

1.1.3 Flugverlauf

Am 28. April 2022 um 14:25:46 Uhr erfolgte der Erstaufwurf des Piloten auf der Funkfrequenz des Kontrollturms des Flugplatzes St. Gallen-Altenrhein (LSZR). Dabei gab er seine Flugabsicht bekannt und bat um eine Rollerlaubnis. Der Flugverkehrsleiter erteilte ihm daraufhin die Freigabe, zum Rollhaltepunkt der Piste 28 zu rollen.

Am Rollhaltepunkt der Piste 28 meldete sich der Pilot startbereit. Der Flugverkehrsleiter erteilte die Bewilligung, auf die Piste zu rollen. Zwei Minuten später erteilte er die Freigabe zum Start, zusammen mit einer Windangabe von 8 Knoten aus 280 Grad. Der Pilot begann den Startlauf. Der Flugverkehrsleiter beobachtete das Flugzeug und stellte zunächst nichts Aussergewöhnliches fest.

Um 14:35:42 Uhr, etwa zum Zeitpunkt des Überflugs des Bodenseeufers, meldete der Pilot den Ausfall des Triebwerks, wobei der letzte Teil seiner Meldung nicht übermittelt wurde: «*Hotel Juliett Echo, we have an engine fai...*». Der Flugverkehrsleiter teilte dem Piloten mit, dass er in jeder Pistenrichtung wieder landen könne: «*roger, any runway approved, you may proceed if possible to one zero*».

Der Flugverkehrsleiter beobachtete, wie die HB-EJE in eine Linkskurve übergang. Das Flugzeug habe dabei zunächst eine Schräglage von 45° eingenommen. Dann sei es mit einer bis auf 70° zunehmender Schräglage und einem Längsneigungswinkel von bis zu 70° *angle nose down* (AND) und hoher Sinkrate hinter einem Gebäude verschwunden.

Das Flugzeug stürzte in unmittelbarer Nähe des Ufers in den Bodensee (vgl. Abbildung 1). Der See war an der Absturzstelle so seicht, dass das Flugzeug auf dem Seegrund aufprallte und nicht sank. Der Pilot wurde durch den Aufprall tödlich verletzt. Das Flugzeug wurde zerstört. Das Seewasser wurde durch auslaufendes Flugbenzin leicht verschmutzt.

Kurz nach der letzten Radaraufzeichnung von 14:36:03 Uhr erfolgte noch um 14:36:12 Uhr ein Funkaufruf des Flugverkehrsleiters an den Piloten, der unbeantwortet blieb. Dieser Aufruf wurde zusammen mit dem Signal eines Notsenders aufgezeichnet. Der Unfallzeitpunkt lässt sich daher auf dieses Zeitintervall eingrenzen.



Abbildung 1: Radaraufzeichnungen (rote Punkte) und Unfallstelle (rotes Kreuz) mit Angaben der Flughöhen über Meer resp. «---», wo keine Höhen aufgezeichnet wurden. Die erste Aufzeichnung erfolgte um 14:35:22 Uhr, die weiteren in einem Abstand von jeweils 5.2 s. Die dargestellten Positionen sind mit Ungenauigkeiten behaftet, da sie einzig von der Radarstation Gosheim (D) aufgezeichnet wurden, die sich 50 NM nordwestlich des Flugplatzes befindet. Der Flugplatz liegt auf 1306 ft über Meer. Quelle der Basiskarte: Bundesamt für Landestopografie.

1.2 Meteorologische Angaben

Am Flugplatz St. Gallen-Altenrhein und in seiner Umgebung herrschten gute Sichtflugwetterbedingungen. Um 14:20 Uhr, kurz vor dem Start der HB-EJE von der Piste 28, wurden folgende Wetterbedingungen registriert: Wind aus 270° mit 8 kt, Sichtweite über 10 km, keine Bewölkung, Temperatur 17 °C, Taupunkt 9 °C, Luftdruck (QNH) 1026 hPa.

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeine Angaben

Luftfahrzeugmuster	Beech Aircraft Corp. A36TC «Bonanza»	
Charakteristik	Einmotoriger, 6-plätziger Tiefdecker in Metallbauweise mit einziehbarem Fahrwerk	
Baujahr	1980	
Motor	Continental TSIO-520-UB, turbogeladener Kolbenmotor mit 6 Zylindern, luftgekühlt, 300 PS	
Baujahr	2002	
Betriebszeiten	Zelle	4284:36 h TSN ¹
	Motor	1118:09 h TSN
Höchstzulässige Masse	1739 kg	
Masse und Schwerpunkt	Innerhalb der zulässigen Grenzen	
Lufttüchtigkeitsprüfung	Bescheinigt am 26. Januar 2022 bei 4278:32 h	
Instandhaltung	100-h-/Jahresinspektion bescheinigt am 22. April 2022 bei 4284:34 h	

¹ TSN: Time Since New, Betriebszeit seit Herstellung

1.3.2 Angaben zum Treibstoffsystem

Das Flugzeug verfügt über je einen Treibstofftank in jedem Flügel. Mit Hilfe eines drehbaren Tankwählschalters (*fuel selector*, vgl. Kapitel 1.4.1, Abbildung 2) bestimmt der Pilot, aus welchem der beiden Flügeltanks der Motor mit Treibstoff versorgt wird. Die Drehbewegung des Tankwählschalters kann in eine unbeabsichtigte Stellung oder unvollständig erfolgen, weshalb die korrekte Stellung taktil und visuell zu prüfen ist: «*feel for detent and visually check*».²

1.3.3 Angaben zum Motor und seiner Bedienung

Der Motor verfügt über Treibstoffeinspritzung (*fuel injection*). Der dafür erforderliche Treibstoffdruck wird im Normalbetrieb durch eine vom Motor mechanisch angetriebene Treibstoffpumpe (*engine-driven fuel pump*) erzeugt. Zusätzlich steht eine elektrisch angetriebene Treibstoffpumpe (*auxiliary fuel pump*) zur Verfügung. Diese ist im Normalbetrieb ausgeschaltet und kann unter bestimmten Bedingungen vom Piloten zugeschaltet werden.

Das Zuschalten der *auxiliary fuel pump* erfolgt mittels eines Kippschalters, der von unten nach oben die Stellungen «*OFF*», «*LOW*» und «*HI*» aufweist. Die Stellung «*HI*» darf nur zum Einspritzen von Treibstoff vor dem Motorstart und im Falle eines Ausfalls der *engine-driven fuel pump* gewählt werden; ein Zuschalten der *auxiliary fuel pump* auf Stellung «*HI*» im Normalbetrieb führt zu einem zu reichen Treibstoffgemisch und kann einen Motorausfall zur Folge haben.

Der von den Treibstoffpumpen erzeugte Treibstoffdruck wird dem Piloten auf einem Zeigerinstrument zur Anzeige gebracht. Das Zifferblatt dieses Instruments zeigt statt eines Treibstoffdrucks einen Treibstoffdurchfluss (*fuel flow*) in Gallonen pro Stunde (GPH) an, was die direkte Abhängigkeit des Treibstoffdurchflusses vom Treibstoffdruck widerspiegelt. Der Treibstoffdurchfluss wird durch die Stellung des Gashebels (*throttle control*) oder des Gemischreglers (*mixture control*) beeinflusst.

1.3.4 Verfahrensvorgaben für den Start

Vor dem Start ist gemäss Luftfahrzeugflughandbuch sicherzustellen, dass die *auxiliary fuel pump* ausgeschaltet ist und sich der Gemischregler in der Stellung «*full rich*» für maximalen Treibstoffdurchfluss befindet. Nach dem Setzen der Startleistung mit dem Gashebel soll der Ladedruck 36 in Hg, die Drehzahl 2700 rpm und der *fuel flow* 32.5 bis 34.2 GPH betragen; diese Werte sind vor Beginn des Startlaufs anhand von Markierungen und Beschriftungen der Instrumente zu prüfen.³

Daneben enthält das Flugbetriebshandbuch die Hinweise, dass unter Umständen ein Zuschalten der *auxiliary fuel pump* auf der Stellung «*LOW*» vonnöten sein kann, um das Minimum von 32.5 GPH zu erreichen; dass unter Umständen eine manuelle Nachregelung mittels Gemischregler vonnöten sein kann, um das Maximum von 34.2 GPH nicht zu überschreiten; und dass die *auxiliary fuel pump* nicht auf «*HI*» betrieben werden darf, da dies einen Motorausfall zur Folge haben kann.

² Die Vorgabe «*feel for detent and visually check*» findet sich im Flugbetriebshandbuch der HB-EJE. Auf dem Tankwählschalter der HB-EJE war zudem der Warnhinweis «*position selector in detents only – no fuel flow in red arc*» angebracht (vgl. Abbildung 2). Dieser geht auf das 1998 vom Flugzeughersteller publizierte Service Bulletin Nr. 2670 zurück, das auf mögliche Fehlmanipulationen des Tankwählschalters hinwies.

³ in Hg: *Inches of Mercury*, Druck in Zoll Quecksilbersäule. rpm: *revolutions per minute*, Drehzahl in Umdrehungen pro Minute. GPH: *Gallons per hour*, Treibstoffdurchfluss in Gallonen pro Stunde.

1.3.5 Verfahrensvorgaben für einen Motorausfall nach dem Start

Das Flugbetriebshandbuch enthält zunächst die Hinweise, dass generell eine Landung geradeaus ratsam ist, dass die Beibehaltung der Kontrolle über das Flugzeug bis zur Landung von Bedeutung ist und dass abrupte oder steile Kurven zu einem Strömungsabriss und zum Kontrollverlust führen könne: «*Landing straight ahead is usually advisable. Maintain control during approach and landing. Abrupt or steep turns could produce a stall and loss of control.*».

Falls noch Zeit und Flughöhe zur Verfügung stehen: «*as time and altitude permit*», ist der Tankwählschalter auf den anderen Tank umzustellen und seine Position taktil und visuell zu überprüfen. Sodann ist die *auxiliary fuel pump* auf Stellung «*LOW*» zuzuschalten. Falls die Anzeige des *fuel flow* bei null liegt, kann die *auxiliary fuel pump* auf «*HIGH*» zugeschaltet werden. Anschliessend kann mit dem Gemischregler eine Einstellung gesucht werden, bei welcher der Motor wieder startet.⁴

1.3.6 Angaben zur Instandhaltung des Motors

Der Motor wurde 2002 neu in die HB-EJE eingebaut. Der Pilot, der das Flugzeug ausschliesslich selbst nutzte, monierte gegenüber dem Instandhaltungsbetrieb mehrfach, dass der neue Motor nicht einwandfrei funktioniere, da der Treibstoffdurchfluss beim Setzen der Startleistung jeweils auf Werte von deutlich über 35 GPH ansteige und deshalb mittels des Gemischreglers manuell reduziert werden müsse.

Im Februar 2008 und im September 2012 wurde die *engine-driven fuel pump* ersetzt. Im Oktober 2012 wurde der Motor ausgebaut und von einem Fachbetrieb instandgesetzt. Im März 2013 wurde die *aux fuel pump* ersetzt. Im Oktober 2015 wurde die *engine-driven fuel pump*, die Drosselklappeneinheit (*throttle air and fuel control assembly*) und das Treibstoffverteilterventil (*fuel manifold valve*) ersetzt.

Im April 2022 wurde eine 100-h-/Jahresinspektion durchgeführt, die auch eine Sonderkontrolle zur Verlängerung der vom Motorenhersteller empfohlenen kalendarischen Betriebszeit umfasste. Anlässlich des Standlaufs des Motors vor den Instandhaltungsarbeiten (Eingangsstandlauf) wurde bei gesetzter Startleistung ein Treibstoffdurchfluss von 35 GPH protokolliert, anlässlich des Standlaufs nach den Instandhaltungsarbeiten (Ausgangsstandlauf) ein solcher von 32 GPH. Die technischen Akten beinhalten keine Einträge zu Einstellungsarbeiten am Treibstoffsystem.

1.4 Technische Befunde

1.4.1 Befunde auf der Unfallstelle

Es wurden keine Hinweise auf vorbestandene technische Mängel gefunden, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können. Das Fahrwerk war eingefahren. Die Stellung der Landeklappen war nicht mehr ersichtlich, wurde im Cockpit aber als eingefahren angezeigt. Dem Beschädigungsbild des Propellers zufolge gab der Motor zum Zeitpunkt des Aufpralls keine Leistung mehr ab. Der Notsender (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) war aktiviert und sendete Signale.

Der rechte Flügeltank enthielt rund 150 Liter Flugbenzin. Der linke Flügeltank war zerstört und enthielt kein Flugbenzin mehr. Der Drehgriff des Tankwählschalters

⁴ Die Verfahrensvorgabe adressiert mögliche Ausfallursachen geordnet nach ihrer Eintretenswahrscheinlichkeit: «*procedure is presented in a logical sequence to help the pilot select the most likely remedy for the malfunction.*».

zeigte auf eine Position im roten Bereich nahe der Stellung für den rechten Flügel-tank (vgl. Abbildung 2 und Kapitel 1.4.2). Der Kippschalter für die *auxiliary fuel pump* befand sich in der Stellung «OFF». Der Gashebel befand sich in Leerlaufstellung und der Gemischregler in der Stellung für reiches Gemisch.



Abbildung 2: Tankwählschalter (*fuel selector*) der HB-EJE wie vorgefunden.

1.4.2 Befunde weitergehender Untersuchungen

Der Tankwählschalter wurde einer spurenkundlichen Untersuchung durch das Forensische Institut Zürich zugeführt. Dieses kam zum Schluss, dass sich die weisse Spitze des Drehgriffs zum Zeitpunkt des Aufschlags mit höchster Wahrscheinlichkeit über der grauen Markierung befand, die mit «*right main 37 gal usable capacity*» beschriftet ist.

Der Motor wurde aus dem Flugzeug ausgebaut. Dabei wurden keine vorbestandenen unfallrelevanten Mängel festgestellt. Anschliessend wurde der Motor durch einen Fachbetrieb zerlegt und die einzelnen Bauteile begutachtet. Dabei wurden keine Anomalien festgestellt, die einen Motorsausfall oder einen Leistungsverlust des Motors hätten verursachen können.

Die motorensseitigen Komponenten des Treibstoffsystems (*Throttle and Fuel Control Assembly, Fuel Pump, Fuel Manifold Valve*) wurden vom Motorenhersteller geprüft. Dabei wurden keine technischen Mängel festgestellt. Auf dem Prüfstand erzeugte die *Throttle and Fuel Control Assembly* bei voller Leistung einen Treibstoffdurchfluss von 192.7 PPH⁵ (entsprechend 32.1 GPH).

⁵ PPH: *pound per hour*, Pfund pro Stunde

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Der Motor erlitt nach dem Start einen Leistungsabfall. Es bleibt offen, wie schnell der Motor an Leistung einbüsste; spätestens zum Zeitpunkt des Aufpralls gab er dem Beschädigungsbild des Propellers zufolge keine Leistung mehr ab. Anhaltspunkte für vorbestandene oder während des Fluges aufgetretene technische Mängel, die den Leistungsabfall des Motors hätten verursachen können, konnten keine gefunden werden.

Die Absenz technischer und den Leistungsabfall verursachender Mängel legt die Erwägung betrieblicher Aspekte nahe. Dabei stehen die Bedienung des Tankwählschalters und des Kippschalters der *auxiliary fuel pump* im Zentrum. Die anfänglichen Stellungen und allfällig während des Fluges erfolgten Betätigungen dieser Schalter sind aufgrund fehlender Aufzeichnungsgeräte nicht feststellbar. Fehlbedienungen sind jedoch, so zeigen es auch die mehrfachen Warnhinweise des Herstellers, durchaus möglich und vermögen den Ausfall eines funktionstüchtigen Motors zu erklären.

Welches Element die Kette von Ereignissen in Gang setzte, die am Ende zum Motorausfall führte, lässt sich nicht bestimmen. Denkbar ist etwa, dass sich der Tankwählschalter vor dem Start nicht in seiner korrekten Stellung befand. Ebenso denkbar ist, dass der Pilot den Kippschalter der *auxiliary fuel pump* in die Stellung «LOW» bringen wollte, also in die Mittelstellung zwischen «OFF» und «HI», um einen knapp ungenügenden *fuel flow* anzuheben, den Schalter dabei aber unbeabsichtigt bis in die Stellung «HI» weiterbewegte.

Den Hinweis auf einen möglicherweise knapp ungenügenden und damit unter dem Erfahrungswert des Piloten liegenden *fuel flow* bei Startleistung liefern die Messwerte der Standläufe anlässlich der vor dem Unfallflug durchgeführten Instandhaltungsarbeiten und die Prüfung der *Throttle and Fuel Control Assembly* durch den Motorenhersteller: Eingangsstandlauf 35 GPH, Ausgangsstandlauf 32 GPH, Prüfung 32.1 GPH, Minimalwert gemäss Luftfahrzeugbetriebshandbuch 32.5 GPH. Diese Werte weisen darauf hin, dass Einstellungsarbeiten am Treibstoffsystem erfolgt waren.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Zu welchem Zeitpunkt und in welchem Ausmass der Leistungsverlust des Motors für den Piloten erstmals ersichtlich wurde, lässt sich nicht genau feststellen. Ebenso wenig, welche Manipulationen der Pilot nach dem Abheben an den Bedienelementen des Motors vornahm. Anhand der Radaraufzeichnungen und des Funkspruchs zum Motorausfall lässt sich jedoch festhalten, dass beim Überflug des Bodenseeufers bereits ein Leistungsverlust aufgetreten war.

Die maximal erreichte Flughöhe betrug rund 1700 ft über Meer, entsprechend rund 400 ft über Grund. Sie wurde gleichzeitig wie der Funkspruch zum Motorausfall und den Überflug des Bodenseeufers aufgezeichnet. Von hier aus war ohne Triebwerksleistung keine Umkehr in Richtung Flugplatz mit Landung auf oder vor der Piste möglich. Da der Pilot dies gewusst haben müsste, stellt sich die Frage, wie es dennoch zu einer Linkskurve kam.

Das Einleiten der Linkskurve kann nur auf entsprechende Steuereingaben des Piloten zurückgeführt werden. Es ist denkbar, dass das Einleiten der Linkskurve nach einem nur partiellen Leistungsverlust erfolgte oder von der an sich hilfreichen Information «*you may proceed if possible to one zero*» des Flugverkehrsleiters beeinflusst wurde oder intuitiv erfolgte.

Ungeachtet der Motive, die zum Einleiten der Linkskurve geführt haben, steht fest, dass die Linkskurve mit zunehmender Schräglage fortgeführt wurde, und dass es vor dem Absturz zu einem vollständigen Leistungsverlust kam. Die Fortführung der Linkskurve mit einer Schräglage von wie vom Flugverkehrsleiter beobachtet 45° konnte zudem keinem anderen Zweck dienen, als mit minimalem Höhenverlust zum Flugplatz zurückzukehren.

Der vom Flugverkehrsleiter beobachtete weitere Flugverlauf, bei dem es zu einer Zunahme der Schräglage bis auf geschätzt 70° , zu einer markanten Abnahme des Längsneigungswinkels sowie zu einer hohen Sinkrate kam, lässt sich somit nur dadurch erklären, dass der Pilot nach einem Leistungsverlust eine Umkehrkurve nach links ausführte, während der das Flugzeug einen Strömungsabriss erlitt. Die geringe Flughöhe erlaubte kein Wiederherstellen der Normalfluglage, so dass es zum Aufprall auf das Wasser kam.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Es liegen keine Hinweise auf vorbestandene oder während des Fluges aufgetretene technische Mängel vor, die einen Leistungsabfall des Motors hätten verursachen können.
- Vor dem Unfallflug wurden anlässlich einer 100-h-/Jahresinspektion Instandhaltungsarbeiten ausgeführt. Es liegen Messwerte vor, die darauf hinweisen, dass in dieser Zeit Einstellungsarbeiten am Treibstoffsystem erfolgt sind.
- Fehlbedienungen des Tankwählschalters oder des Kippschalters der *auxiliary fuel pump* können den Leistungsabfall erklären. Die Stellungen der Schalter vor dem Flug und Betätigungen während des Fluges sind jedoch unbekannt.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche oder ermüdungsbedingte Beeinträchtigungen des Piloten vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot startete alleine an Bord der Beech A36TC «Bonanza» von der Piste 28 des Flugplatzes St. Gallen-Altenrhein.
- Etwa über dem Bodenseeufer und auf einer Höhe von rund 400 ft über Grund meldete der Pilot über Funk einen Triebwerksausfall.
- Das Flugzeug ging in eine Linkskurve über. Der Flugverkehrsleiter beobachtete den Flugverlauf und schätzte die Schräglage auf 45°.
- Es kam zu einem Strömungsabriss, wobei die Schräglage weiter zunahm und die Längsneigung zunahm.
- Das Flugzeug stürzte nahe dem Ufer in eine seichte Stelle des Bodensees. Der Pilot wurde dabei tödlich verletzt und das Flugzeug zerstört.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Start erfolgte bei einem Gegenwind von 8 Knoten.

3.2 Ursachen

Eine Sicherheitsuntersuchungsstelle muss sich zum Erreichen ihres Präventionszwecks zu Risiken und Gefahren äussern, die sich im untersuchten Zwischenfall ausgewirkt haben und die künftig vermieden werden sollten. In diesem Sinne sind die nachstehend verwendeten Begriffe und Formulierungen ausschliesslich aus Sicht der Prävention zu verstehen. Die Bestimmung von Ursachen und beitragenden Faktoren bedeutet damit in keiner Weise eine Zuweisung von Schuld oder die Bestimmung von verwaltungsrechtlicher, zivilrechtlicher oder strafrechtlicher Haftung.

Der Unfall, bei dem das Flugzeug einen Strömungsabriss erlitt und in den Bodensee stürzte, ist darauf zurückzuführen, dass nach dem Auftreten von Motorproblemen auf geringer Höhe eine Umkehrkurve zurück zum Flugplatz eingeleitet wurde.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
Keine

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 11. Juni 2024

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle