



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. 2283 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Comco, Ikarus C 42, HB-WAS,

vom 27. April 2015

ca. 300 m nördlich des Flugfeldes Zwei-
simmen, Gemeinde Zweisimmen/BE

Causes

L'accident est dû à la collision avec le terrain en raison d'une défaillance du moteur au cours d'un exercice de panne moteur suivi d'un virage de retour à trop faible hauteur.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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 Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h}$.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	Ikarus C 42	HB-WAS		
Halter	Motorfluggruppe Obersimmental, Bissenstrasse 52, 3780 Gstaad			
Eigentümer	Motorfluggruppe Obersimmental, Bissenstrasse 52, 3780 Gstaad			
Fluglehrer	Schweizer Bürger, Jahrgang 1966			
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot License Aeroplane</i> – CPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)			
Flugstunden	insgesamt	1177 h	während der letzten 90 Tage	47:32 h
	auf dem Unfallmuster	78:35 h	während der letzten 90 Tage	0:15 h
Pilot	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1960			
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Private Pilot License Aeroplane</i> – PPL(A)) nach der EASA, ausgestellt durch das BAZL.			
Flugstunden	insgesamt	576 h	während der letzten 90 Tage	0:15 h
	auf dem Unfallmuster	50 h	während der letzten 90 Tage	0:15 h
Ort	ca. 300 m nördlich des Flugfeldes Zweisimmen/BE (LSTZ)			
Koordinaten	595 592 / 156 232	Höhe	933 m/M	
Datum und Zeit	27. April 2015, 15:40 Uhr			
Betriebsart	Sichtflugregeln (<i>visual flight rules</i> – VFR), Schulung			
Flugphase	Anflug			
Unfallart	Notlandung nach simuliertem Motorausfall			

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	1	0	1	0
Leicht	1	0	1	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	2	0	2	0

Schaden am Luftfahrzeug	Zerstört
Drittschaden	Geringer Flurschaden

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen der Besatzung verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot und der Fluglehrer hatten sich für den 27. April 2015 verabredet, um den Jahresüberprüfungsflug durchzuführen, der intern in der Fluggruppe für alle Mitglieder vorgeschrieben ist. Zu diesem Zweck planten die beiden, das Flugzeug Comco Ikarus C 42, eingetragen als HB-WAS, zu benutzen. Das geplante Flugprogramm umfasste drei Platzrunden, darunter auch simulierte Motorausfälle. Das leichte, zweisitzige Flugzeug zeichnet sich dadurch aus, dass sich der einzige Steuerknüppel zwischen den beiden Pilotensitzen befindet. Weiter befindet sich vor beiden Sitzen je ein Gashebel zwischen den Beinen der Piloten, der zum einfacheren Besteigen des Flugzeuges seitwärts weggeklappt werden kann (vgl. Kap. 1.2.5).

Kurz nach 15:00 Uhr traf der Pilot auf dem Flugfeld Zweisimmen (LSTZ) ein und bereitete die HB-WAS vor. Da das Wetter relativ gut war und der Flug im Platzrundenbereich stattfinden sollte, verzichtete der Pilot auf eine ausführliche Flugvorbereitung am Computer. Der Wind wehte laut seiner Beobachtung mittelstark aus nördlicher Richtung. Er schätzte die Geschwindigkeit auf ungefähr 10 bis 15 kt. Danach begab sich der Pilot zur Maschine und führte die Vorflugkontrolle durch. Im Tank der HB-WAS befanden sich rund 25 Liter Benzin. Die Beladungsberechnung erfolgte überschlagsmässig im Kopf, mit angenommenen Massen von 70 kg für den Fluglehrer und 85 kg für den Piloten. Als Letztes drehte der Pilot den Propeller 20-mal durch und stellte fest, dass der Ölstand beim Maximum lag. Danach setzte er sich ins Flugzeug, startete den Motor, um diesen rund 10 Minuten warmlaufen zu lassen. Dabei führte er auch die Überprüfung der Zündmagnete durch, die wie vorgesehen funktionierten. Beim Leerlauf stellte er eine Drehzahl von 1700 RPM¹ anstelle der erwarteten 1900 RPM fest. Danach schaltete er den Motor aus und wartete auf den Fluglehrer.

Als der Fluglehrer eintraf, folgte im C-Büro eine kurze Besprechung des Programms. Dabei konsultierte der Pilot noch das *Daily Airspace Bulletin Switzerland* (DABS) und die *Notice to Airmen* (NOTAM). Anschliessend begaben sich die beiden zum Flugzeug. Als der Motor lief, sagte der Pilot dem Fluglehrer, der beim Einsteigen anhand der Motoreninstrumente bemerkte, dass der Motor warm war, dass er den *motor-check* bereits gemacht hätte. Der Fluglehrer sagte darauf, dass dies beim Rollhaltepunkt wie üblich gemacht werden solle. Dies geschah dann auch mit Ausnahme der Überprüfung des Leerlaufs.

1.1.3 Flugverlauf

Anschliessend rollte die HB-WAS auf die Piste 35 auf. Der Pilot setzte die Klappen auf die Stellung 1 und sprach nun die Notverfahren bezogen auf die Situation auf diesem Flugplatz an. Dies beinhaltete die Szenarien Startabbruch, Schätzen des Punktes, wo das Abheben des Flugzeuges erwartet wird, Verfahren bei kleineren Störungen nach dem Start und zum Schluss das Verhalten nach einer Motorpanne kurz nach dem Start.

¹ RPM: *revolutions per minute*, Umdrehungen pro Minute

Nachdem der Pilot noch auf den Windsack geblickt hatte, gab er kurz vor 15:30 Uhr Vollgas. Die HB-WAS rollte an und hob unmittelbar nach den weissen Streifen (*touch down zone*) ab. Anschliessend steuerte der Pilot die Maschine in einen Steigflug mit 95 km/h (gelber Strich), den er bis zum Erreichen der Sicherheitshöhe von 3400 ft über dem mittleren Meeresspiegel (*above mean sea level – AMSL*) einhalten wollte. Als das Pistenende überflogen wurde, fragte der Fluglehrer, was jetzt bei einem Motorausfall gemacht werden müsste. Der Pilot beschrieb dies mit Nachdrücken, gefolgt von einer Notlandung im Feld hinter der kleinen Simme. Dies entsprach der Erwartungshaltung des Fluglehrers. Daraufhin fragte der Pilot den Fluglehrer, auf welcher Höhe die kritische Höhe zwischen Umkehrkurve oder einer verkürzten Platzrunde läge. Der Fluglehrer nannte dazu keine konkrete Zahl.

Nachdem die Maschine die Sicherheitshöhe von 3400 ft AMSL erreicht hatte, beschleunigte der Pilot das Flugzeug auf 110 km/h und fuhr die Klappen ein. Kurz danach, die Flughöhe lag zwischen 3500 und 3900 ft QNH, brachte der Fluglehrer das Gas in den Leerlauf. Die HB-WAS befand sich zu dieser Zeit bereits nördlich des Camping-Platzes (vgl. Abb. 7), zwischen 135 und 255 m über der Platzhöhe. Das Eindrehen in den Queranflug war noch nicht eingeleitet worden. Der Pilot senkte die Flugzeugnase und ein paar Sekunden später sagte er, dass er nun eine Umkehrkurve nach rechts zurück auf den Flugplatz machen wolle. Der Fluglehrer war im Grundsatz mit diesem Vorgehen einverstanden, gab dem Piloten aber zu verstehen, dass man im Fall einer Umkehrkurve die Lageänderungen entschlossener einleiten müsse. Dann gab der Fluglehrer wieder Gas und wies den Piloten an, weiterzusteigen und der Platzrunde normal zu folgen. Beide einigten sich darauf, dies in der nächsten Platzrunde nochmals zu trainieren. Dabei sollte der Pilot nach Erreichen der Sicherheitshöhe und dem Einfahren der Klappen selber das Gas in den Leerlauf reduzieren und die Umkehrkurve entsprechend einleiten.

Nach einer normalen Landung, gefolgt von einem Start auf der Piste 35, befand sich die HB-WAS wieder im Steigflug. Als die Maschine sich auf rund 3500 ft befand und die Klappen eingefahren waren, reduzierte der Pilot das Gas in den Leerlauf. Unmittelbar darauf leitete er eine Rechtskurve ein, wobei die Querlage zunächst bei 30° lag. Bei einer Querlage von ungefähr 45° bemerkte die Besatzung, dass etwas nicht mehr stimmte. Die HB-WAS sank stärker als erwartet. Der Fluglehrer stellte fest, dass die Maschine viel zu tief war, um die Piste 17 zu erreichen. Als die Besatzung Gas geben wollte, nahm der Motor keine Leistung an. Der Fluglehrer hatte nun die Steuerung der HB-WAS übernommen. Als die Querlage wieder neutralisiert war und die Maschine Richtung Piste flog, versuchte der Fluglehrer nochmals Gas zu geben. Er stellte dabei fest, dass der Motor nicht mehr reagierte. Da die Flughöhe über Grund keine weitere Ursachenfindung für den Motorausfall mehr zuließ, konzentrierte er sich nur noch auf das Steuern des Flugzeuges. Die Besatzung sah noch die nördlich des Flugfeldes befindlichen Bäume am östlichen Ufer der Simme und bereitete sich auf den bevorstehenden Aufprall vor.

Die HB-WAS kollidierte mit den Baumkronen und stürzte darauf in den dahinter fließenden Fluss Simme, der relativ viel Wasser führte (vgl. Abb. 1). In dieser Phase verlor der Pilot kurzzeitig das Bewusstsein. Nachdem die HB-WAS im Wasser zum Stillstand gekommen war, realisierte der Fluglehrer, dass nicht viel Zeit verblieb, um das Flugzeug zu verlassen. Er öffnete die Gurte, stieg auf die Motorhaube und half dem Piloten, das Wrack zu verlassen. Als der Pilot im Wasser war, sprang der Fluglehrer hinterher. Beide schwammen ans westliche Ufer der Simme und konnten den Fluss aus eigener Kraft verlassen. Der Pilot wurde erheblich und der Fluglehrer leicht verletzt.

Die Besatzung gab an, dass bis zum Einleiten der Notlandeübung sämtliche Systeme an der HB-WAS normal funktionierten. Während der Notlandung wurde das

Auslösen des raketenbetriebenen Rettungssystems aufgrund der geringen Höhe über Grund von der Besatzung nicht in Erwägung gezogen.



Abbildung 1: Übersicht der Unfallstelle in Flugrichtung, die rot gestrichelten Ellipsen zeigen die Stellen wo es zu Baumberührungen kam. Im Hintergrund ist der Anfang der Piste 17 erkennbar.

1.2 Angaben zum Luftfahrzeug

1.2.1

Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-WAS
Luftfahrzeugmuster	Ikarus C 42
Charakteristik	Einmotoriges, zweisitziges Leichtflugzeug mit Kolbenmotorantrieb und Dreiblatt-Festpropeller, ausgeführt als abgestützter Hochdecker mit Aluminium-Tragwerk, das mit Textil bespannt und teils mit Verbundwerkstoffen eingekleidet war.
Hersteller	Comco Ikarus GmbH, Hohentengen/D
Zertifikationsbasis	Ecolight, LTF-UL & FOCA <i>Additional Requirements</i>
Zuordnung	Nicht nach EASA zugeordnet
Triebwerk	Vierzylinder-Viertakt-Ottomotor in Boxer-anordnung mit zentraler Nockenwelle, flüssigkeitsgekühlten Zylinderköpfen und luftgekühlten Zylindern. Dieser Motor war nicht mit einer Vergaservorwärmung ausgerüstet. Hersteller: BRP Powertrain GmbH & Co KG, Gunskirchen/A Baumuster: Rotax 912 UL Baujahr: 2006

	Werknummer: 4.407.462
	Nennleistung: maximale Startleistung von 59.6 kW (81 PS) bei 5800 RPM
Betriebsstunden	Zelle 962:39 h (TSN ²) Triebwerk 962:39 h (TSN) Propeller 114:10 h (TSN)
Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflugmasse 472 kg
Masse und Schwerpunkt	Eine Nachrechnung gemäss den Angaben des Piloten ergab, dass sich sowohl Masse als auch Schwerpunkt innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen befanden.
Unterhalt	Die letzte geplante Unterhaltsarbeit, eine 50-h-Kontrolle wurde am 8. April 2015 bei 956:21 Betriebsstunden bescheinigt.
Zugelassene Treibstoffqualität	Autobenzin Minimum Oktan 96 ROZ verbleit oder unverbleit, Flugbenzin AVGAS 100LL
Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	Es konnte keine aussagekräftige Analyse gemacht werden.
Fluggenehmigung (<i>Permit to Fly – PTF</i>)	Ausgestellt durch das BAZL am 31. Juli 2009, gültig bis auf Widerruf

1.2.2 Unterhalt

Die HB-WAS war seit der Einfuhr in die Schweiz im August des Jahres 2006 bis zum März 2010 durch verschiedene, für den Unterhalt dieses Typs berechnete Unterhaltsbetriebe gewartet worden. Danach wurde der Unterhalt bis zum Unfall von einem Wartungsbetrieb durchgeführt.

Sämtliche Wartungsarbeiten an Zelle und Motor wurden gemäss den Empfehlungen der Hersteller durchgeführt.

1.2.3 Angaben zur Wartung des Motors

Gemäss den Angaben in den technischen Unterlagen sind unter anderem die folgenden relevanten Wartungsarbeiten am Motor der HB-WAS bescheinigt worden:

- Am 16. August 2010 fand bei 410:20 Betriebsstunden eine 200-h-Kontrolle statt. Zusätzlich behob man bei dieser Kontrolle den im unteren Tourenbereich unruhigen Motorenlauf (zwischen 2000 und 2500 RPM). Zu diesem Zweck wurden bei den Vergasern die Schwimmergehäuse geöffnet und gespült, gefolgt von einer Vergasersynchronisation.
- Am 5. April 2012 wurde bei 597:42 Betriebsstunden eine 600-h-Kontrolle ausgeführt. Anlässlich dieser Arbeiten ersetzte man die Membranen beider Vergaser.
- Am 14. November 2012 fand bei 704:15 Betriebsstunden eine 100-h-Kontrolle statt, wobei auch alle Zündkerzen ersetzt wurden.

² TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

- Am 21. Juni 2013 wurde bei 756:23 Betriebsstunden eine 50-h-Kontrolle ausgeführt. Dabei ersetzte man auch eine fehlende Feder am Abgaskollektor des Zylinders #3.
- Am 7. August 2013 fand bei 797:12 Betriebsstunden eine 200-h-Kontrolle statt. Dabei wurden alle Zündkerzen sowie die Schwimmeraufhängungen beider Vergaser ersetzt.
- Am 2. September 2014 wurde bei 904:41 Betriebsstunden eine 100-h-Kontrolle ausgeführt. Dabei ersetzte man die spröden Ansaugstutzen sowie die Membrane der beiden Vergaser. Weiter wurde aufgrund der Laufzeitbegrenzung die mechanische Kraftstoffpumpe ersetzt. Das Propellergetriebe wurde demontiert und als gut befunden.
- Am 8. April 2015 wurde bei 956:21 Betriebsstunden eine 50-h-Kontrolle durchgeführt.

1.2.4 Service Bulletin SB-42-017A-2014

Im April 2014 publizierte der Flugzeughersteller das *Service Bulletin* SB-42-017A-2014 bezüglich des Treibstoffsystems. Dies betraf alle Ikarus C 42 bis zur Seriennummer 9902-6163. Dieses *Service Bulletin* sah unter anderem vor, die betroffenen Flugzeuge mit einer Treibstoff-Rücklaufleitung auszustatten.

Da die HB-WAS und alle anderen betroffenen Flugzeuge, die in die Schweiz ausgeliefert wurden, bereits mit einer derartigen Rücklaufleitung ab Werk ausgerüstet wurden, war diese davon nicht betroffen.

1.2.5 Regelung der Motorleistung

Die Regelung der Motorleistung im Flugzeugtyp C 42 wird mittels zweier Gashebel bewerkstelligt. Diese Gashebel befinden sich jeweils mittig vor jedem Sitz und können für leichteres Ein- und Aussteigen in Richtung Cockpittüre seitwärts hinuntergeklappt werden.

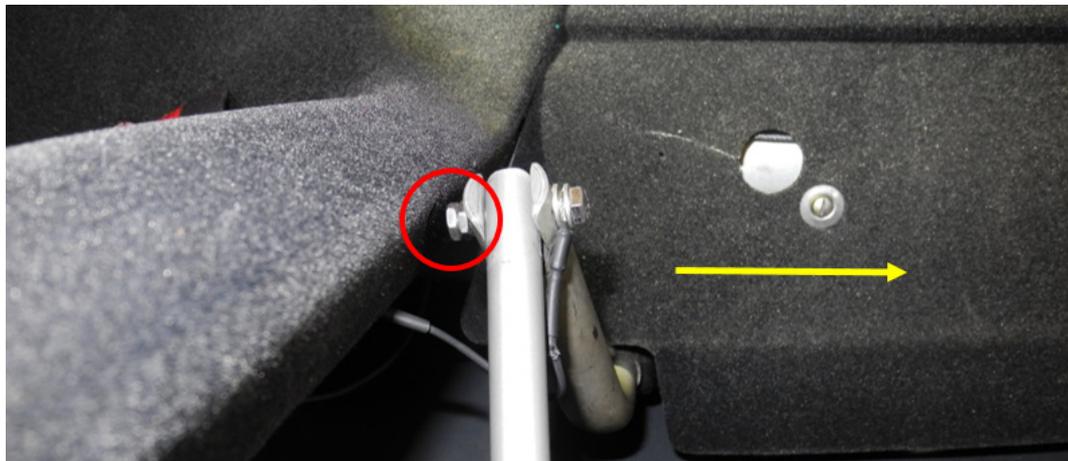


Abbildung 2: Aufnahme des Gashebels vor dem rechten Sitz in heruntergeklappter Stellung. Der rote Kreis bezeichnet den silbernen Schraubenkopf und der gelbe Pfeil zeigt in Flugrichtung.

Die Auslegung dieses Systems verfügt über keinen mechanischen Anschlag des Gashebels in der Position „Leerlauf“. Bei vollständig nach hinten gezogenem Gashebel befindet sich der silberne Schraubenkopf (vgl. Abb. 3) rund 5 mm vor der Vorderkante der Sitzwanne des Piloten.

Gemäss dem Einbauhandbuch des Motorenherstellers sollte zellenseitig für den Gashebel ein mechanischer Anschlag vorhanden sein, der nach Einbau des Gaszuges mit den Leerlaufanschlägen beider Vergaser synchronisiert werden kann. Ein Versuch demonstrierte, dass beim Überziehen der mechanischen Leerlaufanschläge bei den Vergasern von wenigen Millimetern ein spontanes Abstellen des Motors möglich ist.

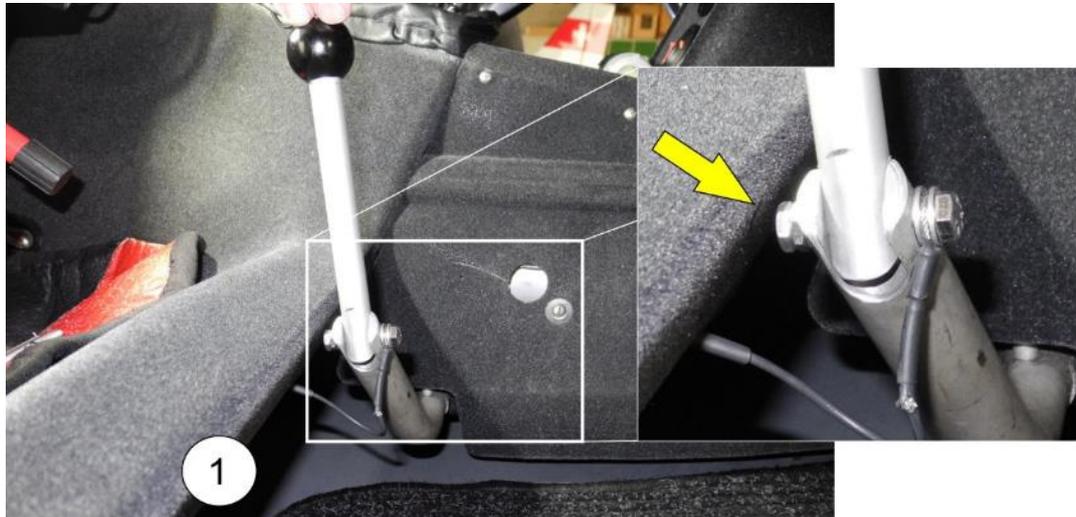


Abbildung 3: Der Gashebel in der Stellung Leerlauf weist einen Abstand von wenigen Millimetern (gelber Pfeil) zur Vorderkante der Sitzschale (①) auf.

Die Aufnahmen in Abb. 2 und 3 stammen aus einem baugleichen Muster. Die tatsächlichen Abstände der Gashebel der HB-WAS in Bezug zur Sitzwanne in der Position Leerlauf konnten aufgrund des hohen Zerstörungsgrades nach dem Unfall nicht mehr erhoben werden.

1.2.6 Einbauhandbuch des Motorenherstellers

Bezüglich des Einbaus des Motors erachtet der Hersteller folgende Anforderungen an einen Gashebel als notwendig (vgl. Abb. 4):

„Für die Leerlauf- und Vollgasstellung sind einstellbare, mechanische Anschläge notwendig. Diese müssen so ausgelegt sein, dass sie die Einstellbarkeit ermöglichen und die Leerlaufanschläge am Vergaser nicht überlastet werden.“

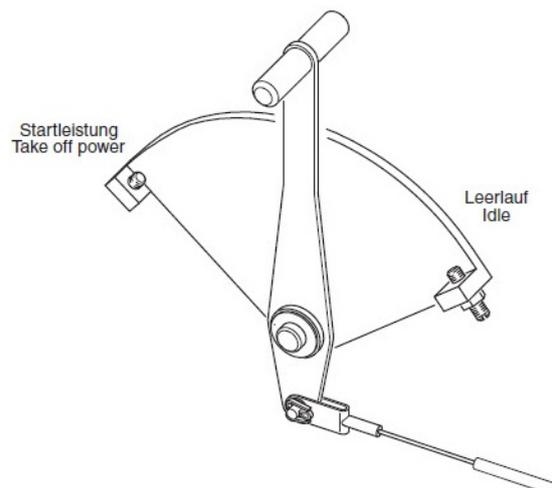


Abbildung 4: Einstellbare, mechanische Anschläge für die Leerlauf- und Vollgasstellung gemäss Einbauhandbuch des Motorenherstellers

1.2.7 Raketenbetriebenes Rettungssystem

In der HB-WAS war ein raketenbetriebenes Rettungssystem vom Typ Junkers Magnum Typ 450 eingebaut. Dieses System entsprach der Ausführung „*softpack*“ und verfügt über einen Fallschirm, der in einem Gewebebehälter untergebracht ist.

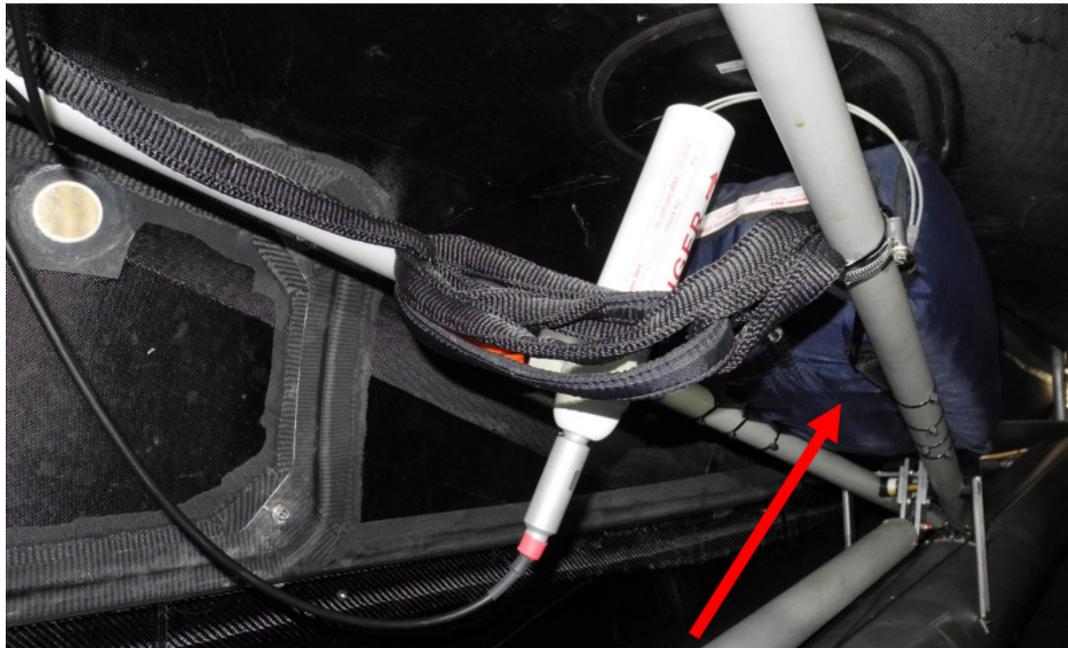


Abbildung 5: Rettungssystem Junkers Magnum Typ 450 eingebaut in einer C 42. Der rote Pfeil zeigt auf das *softpack*, das den Rettungsschirm beinhaltet. Beim weissen Zylinder handelt es sich um den Raketenmotor mit dem Zünder und dem „Bowdenseil“.

Der Raketenbehälter mit der Rakete wird mit vier M-5 Schrauben an die starre Flugzeugstruktur montiert. Die Verbindung zwischen Raketenbehälter und Fallschirm ist mit einem Stahlzugseil in „V“ Form gewährleistet. Das Seil der Rakete ist durch einen verschraubbaren Befestigungskarabiner mit dem Zugseil des Fallschirms verbunden. Der Aktivierungsgriff ist mit der Zündung des Raketenmotors durch ein „Bowdenseil“ verbunden. Die dadurch übertragene Bewegung zum Zündmechanismus initiiert schliesslich die Zündung der festen Brennstoffe im Raketenmotor.

In vielen Notsituationen kommt es sehr schnell zum Höhenverlust und einer raschen Geschwindigkeitszunahme. Diese Faktoren verringern drastisch eine Chance auf Rettung. Es wird empfohlen, das Rettungssystem in Höhen oberhalb von 200 m über dem Boden zu aktivieren. Bei der Aktivierung des Rettungssystems in Höhen unter 200 m über Grund kommt es in der Regel nicht zur vollständigen Stabilisierung der Pendelbewegung nach Öffnung des Fallschirms und die Besatzung kann durch den Aufprall auf den Boden gefährdet werden. Der Fallschirm kann sich möglicherweise auch nicht vollständig öffnen und so die Sinkgeschwindigkeit nicht ausreichend reduzieren.

Das Rettungssystem der HB-WAS wurde anlässlich der 100-h-Kontrolle vom April 2011 ausgebaut und an den Hersteller zur Überprüfung geschickt. Das System wurde ohne Beanstandungen retourniert und anschliessend wieder in das Flugzeug eingebaut.

1.2.8 Notverfahren bezüglich der Comco Ikarus C 42

Im AFM der HB-WAS finden sich u. a. im Kapitel Notverfahren folgende Empfehlungen bezüglich des Themas Umkehrkurve nach dem Start in Zusammenhang mit einem Triebwerksausfall:

„3.2.1.2. Triebwerksausfall während des Starts

In Abhängigkeit von Geschwindigkeit und Flughöhe ist sofort nachzudrücken, auf Gleitfluggeschwindigkeit (90–100 km/h) zu achten und die Maschine normal abzufangen.

Für Umkehrkurven ist eine Mindestflughöhe von ca. 80 m über Grund nach Herstellen der Gleitfluglage notwendig. Unterhalb dieser Höhe ist geradeaus bzw. mit kleinen Richtungsänderungen geradeaus zu landen.“

1.3 Meteorologische Angaben

1.3.1 Allgemeine Wetterlage

Am Boden erstreckte sich ein flaches Tief von den Französischen Alpen zur südlichen Ostsee. Darin waren eine quasi-stationäre Frontalzone und eine Konvergenzlinie eingelagert. Letztere reichte vom Saanenland bis nach Tschechien.

Über dem Mittelland und den Voralpen wehte der Wind bis auf rund 2100 m/M aus Nord bis Nordost. Darüber folgte eine rund 300 Meter mächtige windschwache Scherzone. Oberhalb von rund 2400 m/M herrschte Südwind.

1.3.2 Wetter zur Zeit und am Ort des Unfalls

Das Wetter war trocken und der Himmel bewölkt. Die Basis der Quellwolken lag im Allgemeinen auf rund 3300 m/M, entsprechend 10 800 ft AMSL. Nordwestlich von Zweisimmen befand sich ein Niederschlagsgebiet, das vom Jaunpass bis nach Freiburg reichte und über dem Plasselschlund die grösste Aktivität entwickelte.

Im Gebiet des Jaunpasses befand sich die Wolkenbasis auf rund 1900 m/M, entsprechend 6200 ft AMSL. Ein kleinräumiges Föhntief zwischen dem Unterwallis und dem Haslital führte in Bodennähe zu Talwind.

Wetter/Wolken	5/8–7/8 um 10 800 ft AMSL	
Sicht	mehr als 10 km	
Wind	340 Grad, 10 kt, in Böen bis 15 kt	
Temperatur/Taupunkt	18 °C / 11 °C	
Luftdruck QNH	998 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre)	
Gefahren	Isolierte Gewitter sowie mässige Turbulenz zwischen Boden und FL 140	

1.3.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 230°	Höhe: 47°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.3.4 Möglichkeit von Vergaservereisung

Die Temperatur- und Feuchteverhältnisse zum Zeitpunkt des Unfalls lagen in einem Bereich, in dem die Gefahr einer Vergaservereisung bei Drehzahlen im Reiseflug mässig und im Sinkflug beträchtlich war.

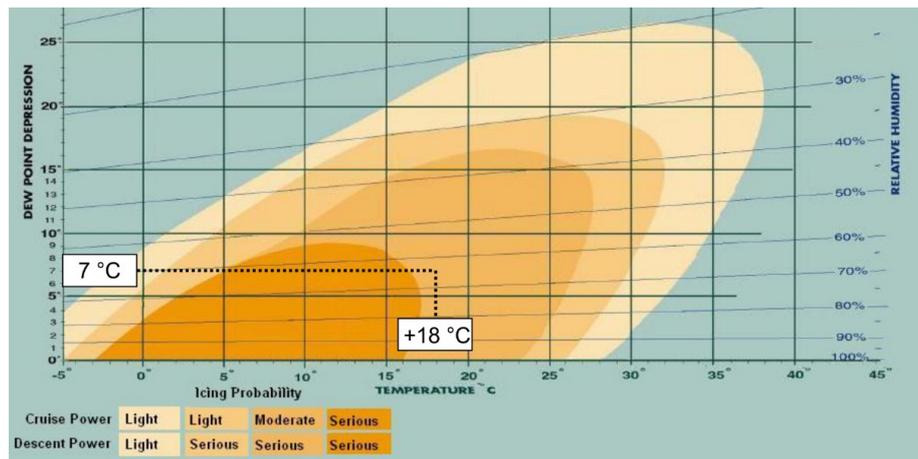


Abbildung 6: Diagramm zur Bestimmung der Gefahr für auftretende Vergaservereisung. Die im Diagramm erwähnte *dew point depression* ist die Differenz zwischen Aussentemperatur und Taupunkt (Bildquelle: www.atsb.gov.au).

Da die Besatzung die Leistung des Motors während des Steigfluges in Zusammenhang mit der simulierten Notlage reduzierte, ist es wenig wahrscheinlich, dass der einige Sekunden später festgestellte Motorausfall die Folge einer spontanen Vergaservereisung war.

1.4 Angaben zum Flugfeld

1.4.1 Allgemeines

Das Flugfeld Zweisimmen (LSTZ) ist privat und liegt etwa 500 m östlich der Ortschaft Zweisimmen. Die Schweizer Armee erstellte während des Zweiten Weltkrieges die gesamte Infrastruktur und benutzte diese als Militärflugplatz bis in die Neunzigerjahre. Danach wurde das Flugfeld zivil genutzt. Seit 2011 gehört es einer Genossenschaft und dient den angesiedelten Fluggruppen als Heimatbasis. Aufgrund der topografischen Lage dieses Flugfeldes (vgl. Anlage 1) ist eine vorgängige Einweisung empfohlen, die ein verbindliches Programm mit einem administrativen und einem praktischen Teil umfasst. Weiter muss in Zweisimmen vor der Landung eine vorgängige Genehmigung (*prior permission required* – PPR) von der Flugplatzleitung eingeholt werden.

1.4.2 Pistenausrüstung

Die Piste des Flugfeldes Zweisimmen weist folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
17/35	652 × 40 m	3061 ft AMSL

Aufgrund der versetzten Pistenschwellen stehen für eine Landung auf der Piste 17 565 m und für den Start 552 m zur Verfügung. Für die Piste 35 stehen für die Landung 552 m und für den Start 587 m zur Verfügung.

Beim Flugfeld Zweisimmen handelt es sich um einen unkontrollierten Flugplatz, bei dem der Funkverkehr über die Frequenz 121.225 MHz abgewickelt wird. Weiter existiert ein bevorzugter Anflugsektor WEST, für den eine Minimumhöhe von 5000 ft AMSL publiziert ist.

1.4.3 Notverfahren bei einem Motorausfall

Das empfohlene Verhalten bei einem Motorausfall wird in Zweisimmen im Grundsatz mündlich instruiert und entsprechend der Erfahrung des Piloten stufengerecht trainiert. Von einer Umkehrkurve auf die Piste 17 wird eher abgesehen. In der

Folge wird auch bewusst keine Minimalhöhe für eine Umkehrkurve nach dem Start angegeben, da ein derartiger Wert von zu vielen Faktoren abhängig wäre. Es wird darauf hin instruiert, dass sich Piloten bei einem Start auf der Piste 35 stets bewusst sind, auf welcher Wiese entlang der drei möglichen Abflugwege (vgl. Anlage 1) Notlandungen nach einem Motorausfall allenfalls möglich wären.

1.5 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.5.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle liegt rund 30 bis 40 m südlich der Einmündung des Flüsschens kleine Simme in den Fluss Simme auf rund 930 m/M (vgl. Abb. 7).

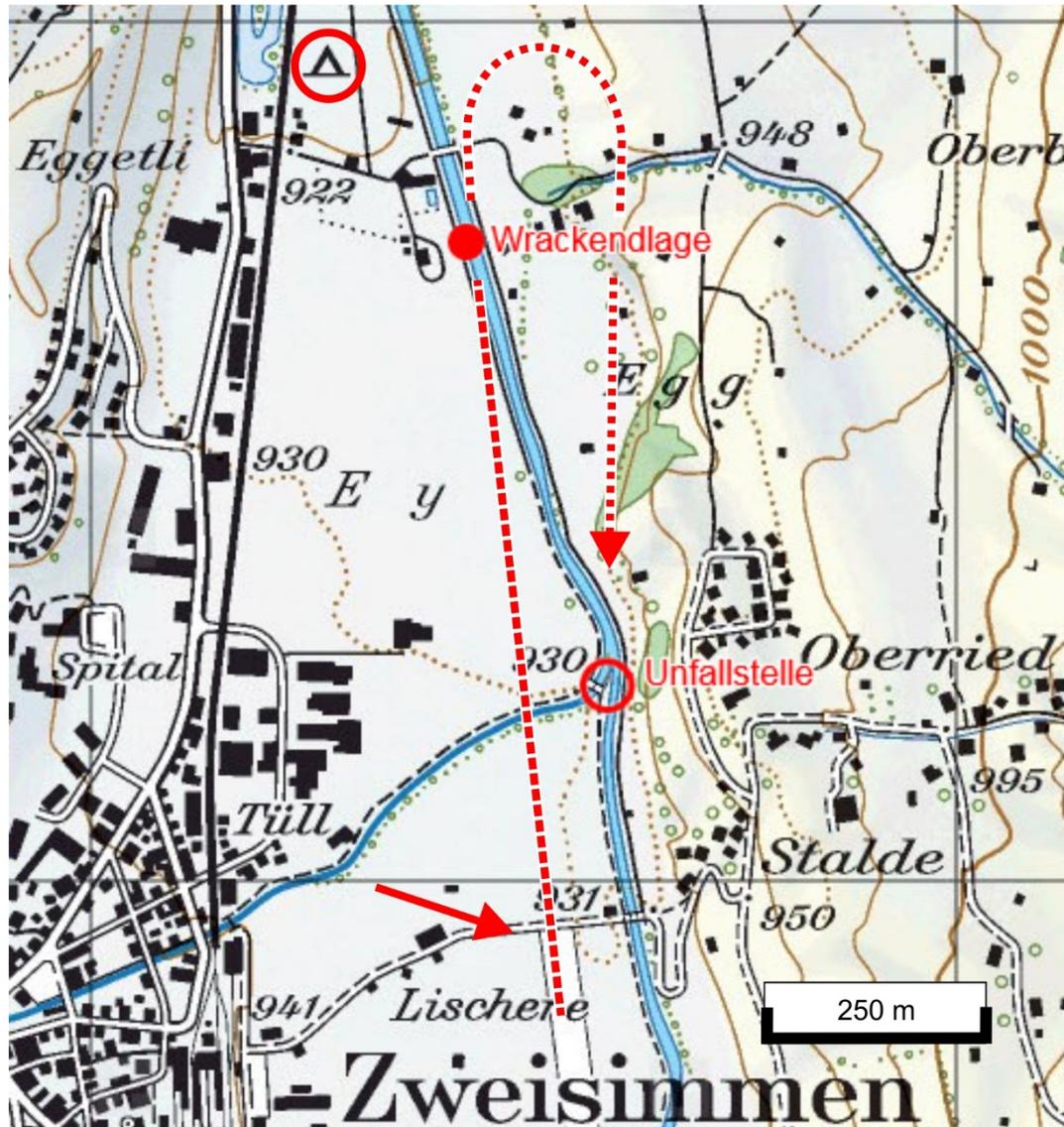


Abbildung 7: Darstellung von Flugweg (rot gestrichelte Linie), Wrackendlage und der Unfallstelle in rund 300 m Distanz zum Pistenanfang 17 (roter Pfeil). Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

1.5.2 Aufprall

Vor dem Aufprall auf dem Wasser nördlich des Flugfeldes streifte die HB-WAS mehrere Baumkronen östlich der Simme. Durch die saisonbedingte starke Strömung wurde das Wrack durch das Wasser mitgerissen und weiter deformiert.

Rund 540 m flussabwärts, auf Höhe des Campingplatzes, konnte das Wrack durch Arbeiter notdürftig gesichert werden.

Am 10. Mai 2015 ging bei der Seepolizei die Meldung ein, dass am Ufer des Thunersees ein Rad mit Achse und Strebe gefunden worden war. Es handelte sich um das linke Fahrwerk der HB-WAS. Die direkte Distanz zwischen Wrack und Fundstelle beträgt rund 26 km.



Abbildung 8: Aufnahme des am Heck gesicherten Wracks bei der Endlage

1.5.3 Wrack

Die Bauch- und Schultergurten wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand.

Der hohe Zerstörungsgrad des Wracks liess keine visuelle Prüfung der Ruderschlüsse, Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge und Spannschlösser sowie Umlenkrollen mehr zu.

Das Aluminium-Tragwerk des Flugzeuges war grösstenteils verbogen. Die Textilverkleidung von Rumpf und Tragflächen fehlte beinahe vollständig bis auf einige Textilfetzen und Teile der Kunststoffverkleidung. Die rechte Tür hing in den Bäumen auf der Höhe der Aufprallstelle östlich der Simme.

Der Fallschirm des raketenbetriebenen Rettungssystems war teilweise aus der Verpackung herausgerissen. Der Raketenmotor hing an der Verkabelung und war nicht aktiviert. Sprengstoffspezialisten der Kantonspolizei unterstützten die Bergung des Wracks, bis sie Zugang zum Raketenmotor hatten. Anschliessend wurde der Raketenmotor mit Spezialausrüstung aus dem Wrack ausgebaut und kontrolliert gesprengt.

Nach der kompletten Bergung des Wracks konnte der Motor sichergestellt werden. Dieser war derart beschädigt, dass ein Standlauf nicht mehr durchgeführt werden konnte. Alle drei Propellerblätter wurden ungefähr mittig durchtrennt. Zwei Zylinderkopfdeckel waren weggebrochen. Die Vergaser waren beschädigt und von der Montagehalterung weggerissen worden. Der Öltank war ebenfalls abgerissen worden.

1.5.4 Kontrolldemontage des Motors

Die Kontrolldemontage des Motors und der noch vorhandenen Nebenaggregate der HB-WAS zeigte keine mechanischen Schäden, die einen plötzlichen Motorstillstand hätten verursachen können.

An den Vergasern konnten leicht abweichende Einstellungen der Düsennadelposition und der Leerlaufgemischregulierschraube festgestellt werden, die aber nicht zwingend einen Einfluss auf den Motorlauf haben müssen. Ein eventueller Einfluss dieser abweichenden Einstellung konnte nicht mehr geprüft werden, da ein Motorprüflauf mit diesen Vergasern nicht möglich war.

1.6 Medizinische und pathologische Feststellungen

Beide Insassen wurden bei der Notlandung verletzt. Dabei handelte es sich beim Fluglehrer vor allem um Gesichts- und Augenverletzungen, die nach einer kurzen Hospitalisierung ambulant weiterbehandelt werden konnten. Der Pilot dagegen erlitt durch den Aufschlag eine Hirnblutung sowie viele Prellungen und Hautschürfungen im Gesicht, im Brustbereich, am Rücken und an allen Extremitäten. Er war drei Tage hospitalisiert. Anamnestisch konnte keine bekannte vorbestehende Krankheit erhoben werden.

Bei beiden Insassen wurden keine Hinweise auf Konsum von Alkohol, Drogen, Schlaf- oder Beruhigungsmitteln gefunden.

1.7 Überlebensaspekte

1.7.1 Allgemeines

Die HB-WAS kollidierte mit den Kronen der nördlich des Flugfeldes befindlichen Bäume am östlichen Ufer der Simme (vgl. Abb. 1); diese Kollision war überlebbar. Kurz danach verlor der Pilot kurzzeitig das Bewusstsein. Der Fluglehrer blieb bei Bewusstsein und konnte dem Piloten helfen, das Flugzeug zu verlassen und das Ufer zu erreichen.

Im Falle einer angegurtenen bewusstlosen Besatzung wäre mit Blick auf die starke Strömung der Simme ein Überleben kaum möglich gewesen.

1.7.2 Suche und Rettung

Das Flugzeug war nicht mit einem automatischen Notsender (*emergency locator transmitter* – ELT) ausgerüstet, was für diese Flugzeugkategorie seitens des BAZL auch nicht vorgeschrieben war. In einem Schreiben vom 14. März 2012 an alle Halter von Flugzeugen dieser Kategorie hatte das BAZL jedoch dringendst empfohlen, ihre Flugzeuge freiwillig mit einem automatischen 406-MHz-Notsender auszurüsten.

Mehrere Personen rund um das Flugfeld hatten den Unfall beobachtet und alarmierten unverzüglich die Polizei. Die Feuerwehr war in der Folge zur Unfallstelle aufgebeten worden.

1.8 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Die Motorfluggruppe Obersimmental übernahm die HB-WAS von einer Flugschule aus dem Kanton Aargau im Jahr 2008. Zu diesem Zeitpunkt hatte dieses Flugzeug rund 300 Betriebsstunden absolviert. Die HB-WAS wurde hauptsächlich für die Bedürfnisse der Gruppenmitglieder in der Grundschulung und für Privatflüge eingesetzt. Zudem wurde sie auch an Dritte verchartert. Technische Belange bezüglich der HB-WAS wurden durch den technischen Chef der Fluggruppe koordiniert.

So wurden zum Beispiel Störungen dem technischen Chef mitgeteilt, der anschliessend in Zusammenarbeit mit dem Unterhaltsbetrieb die weiteren Massnahmen besprach.

Im Sommer 2013 konnte ein Pilot der HB-WAS nach dem Steigflug die Leistung für den Reiseflug nicht mehr reduzieren. Der Pilot brach den Flug ab und brachte sich in dieser Konfiguration zurück zum Flugfeld Zweisimmen. Anschliessend stellte er den Motor mittels der Zündung ab und leitete eine erfolgreiche Notlandung im Gleitflug ein. Wie sich nach dem Flug herausstellte, konnte der Motor nur noch mit dem Gashebel vor dem rechten Sitz kontrolliert werden. Dieses Problem wurde anschliessend durch den Unterhaltsbetrieb behoben. Weiter waren dem Halter keine technischen Störungen mit dem Motor der HB-WAS bekannt.

Am 15. April 2015 bemängelte ein Pilot bei der HB-WAS einen zu hohen Leerlauf bei warmem Motor. Er stellte dabei Drehzahlen zwischen 2200 RPM und 2300 RPM fest. In diesem konkreten Fall wurde diese Meldung zur Kenntnis genommen und das Problem als nicht kritisch beurteilt. Demzufolge wurden keine weiteren Massnahmen eingeleitet. Bis zum Unfallflug vom 27. April 2015 gab es diesbezüglich auch keine weiteren Beanstandungen.

1.9 Zusätzliche Angaben

In diversen Fachpublikationen finden sich zum Thema Umkehrkurve Informationen. So stehen im Auszug des Lehrmittels des Aero-Club der Schweiz aus dem Fach 070 Betriebsverfahren – Erzwungene Landung unter anderem die folgenden Informationen geschrieben [Fettdruck im Original]:

„12.2.2 Notsituation nach dem Abheben im Anfangssteigflug (Einmotoriges Flugzeug)

*Tritt eine Störung nach dem Start im Anfangssteigflug auf, die eine sofortige Landung notwendig macht (z. B. bei Triebwerksausfall oder grossem Leistungsverlust), wird sofort eine Notlandung auf dem bestmöglichen Gelände – **in etwa der Flugrichtung liegend** – eingeleitet.*

Vor dem Erreichen der Platzrundenhöhe (ca. 1000 ft AAL^[3]) ist es nicht möglich den Flugplatz wieder zu erreichen.

Umkehrkurven unterhalb dieser Sicherheitshöhe enden meistens in einem Abkippen des Flugzeuges infolge Unterschreitens der Minimalgeschwindigkeit V_{STALL} ! (infolge unzureichender Höhe den Flugplatz zu erreichen, wird versucht, extrem langsam zu fliegen)

[...]

Im Betriebshandbuch des Verbandes der schweizerischen Flugschulen (SwissPSA) sowie im öffentlich zugänglichen Syllabus „Grundlagen und Verfahren für die fliegerische Basisausbildung“ der Sphair⁴ findet sich nebst anderem Folgendes:

„12.8.4 Keine Umkehrkurve nach dem Start Der Begriff „Umkehrkurve nach dem Start“

³ AAL: *above aerodrome level*, über Flugplatzhöhe

⁴ Unter dem Begriff Sphair wird die Organisation bezeichnet, die den Auftrag erfüllt, talentierte Nachwuchsberufspilotinnen und -piloten zu erfassen und deren Eignung abzuklären, um sie später der Luftwaffe oder der allgemeinen Luftfahrt zuzuführen.

Die Umkehrkurve nach dem Start ist das Umkehren und Eindrehen auf das Startgelände nach einem Triebwerksausfall in geringer Höhe. Dieses Manöver entspricht der instinktiven, aber möglicherweise falschen Reaktion jedes Piloten in dieser Lage.

Für die Umkehrkurve wird bedeutend mehr Höhe benötigt, als dies auf den ersten Blick erscheinen mag.

Erschwerende Faktoren für das Gelingen einer Umkehrkurve:

Die erforderliche (erhöhte) Geschwindigkeit für die Steilkurve ohne Triebwerksleistung wird mit einem grossen Höhenverlust erkaufte. Je stärker der Gegenwind beim Start, desto schwieriger die Umkehrkurve

[...]

16.1.3. Stabilisierung eines Gleitfluges

Die grösste Distanz oder die längste Flugzeit erreichen Sie durch eine rasche Stabilisierung des Flugzeuges auf der vorgegebenen Gleitflug-Geschwindigkeit.

Achtung: Ein Gleitflug muss unbedingt ausgetrimmt werden. Die Suche nach einem geeigneten Landeplatz führt sonst rasch zu unkontrollierten Fluglagen.

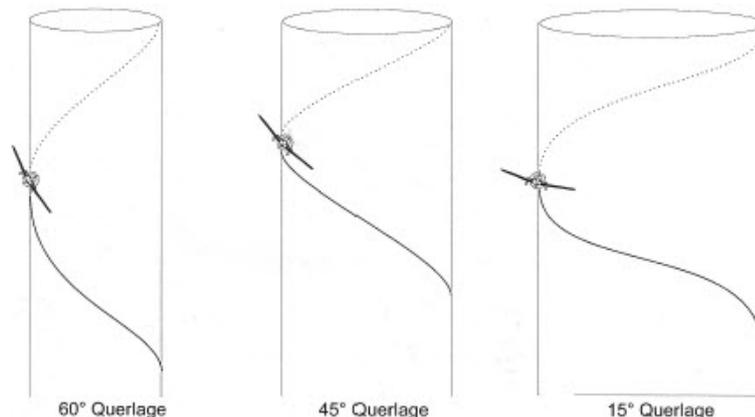
16.1.4 Sinkraten, Winkelgeschwindigkeiten im Gleitflug

Kenntnisse der Gleitflug-Sinkraten des verwendeten Flugzeuges im Geradeaus- und Kurvenflug sind für eine systematische Einteilung des Gleitfluges unentbehrlich. [...]

Geradeausflug: Als Faustregel kann angenommen werden: Mit Basis-Schulflugzeugen sind die Sinkraten im Gleitflug ungefähr doppelt so gross, wie im normalen Landeanflug mit Triebwerkunterstützung.

Kurvenflug: Im Kurvenflug sind die Sinkraten grösser als im Geradeausflug. Sie variieren mit Querlage und Masse. Die Annahme, dass der Höhenverlust pro Kreis mit zunehmender Querlage grösser wird, stimmt nicht in jedem Fall.

Beispiele:



Feststellung: Kurven mit 45° Querlage haben eine grössere Sinkrate als solche mit 30°. Es wird jedoch am wenigsten Höhe abgebaut.

Erklärung: 60° Querlage: Der Kreis wird in der kürzesten Zeit geflogen, das Flugzeug dreht mit einer hohen Winkelgeschwindigkeit, die Sinkrate ist jedoch sehr hoch.

45° Querlage: Das ist der beste Kompromiss zwischen Winkelgeschwindigkeit und Sinkrate.

15° Querlage: Die Sinkrate ist zwar klein, pro Umdrehung wird jedoch viel Zeit benötigt, sodass sich das Flugzeug nach einem Kreis in einer tieferen Position befindet als mit 45° Querlage.“

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Es lagen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können. Insbesondere ergab die technische Untersuchung des Motors keine Hinweise, die den Motorausfall erklären könnten.

Es ist grundsätzlich nicht auszuschliessen, dass die Besatzung zur Korrektur des zu steilen Sinkfluges das Gas zu brüsk manipulierte und der Motor in der Folge abstellte. Festzuhalten ist jedoch, dass dieses Phänomen beim vorliegenden Motorentyp selten beobachtet wird.

Die Auslegung des Systems zur Regelung der Motorenleistung der HB-WAS verfügte cockpitseitig am Gashebel über keinen mechanischen Anschlag für die Position „Leerlauf“ (vgl. Abb. 5). Es ist daher eher wahrscheinlich, dass ein unbewusstes Zurückziehen des Gashebels bis zur Vorderkannte der Sitzwanne die mechanischen Anschläge bei den Vergasern überdrückten. In der Folge kommt es, wie im Versuch demonstriert, zum spontanen Abstellen des Motors. Ein mechanischer Anschlag im Cockpit, wie vom Motorenhersteller als notwendig erachtet, würde dieses Szenario hinfällig machen.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Im Rahmen des Jahresüberprüfungsfluges auf dem Flugfeld Zweisimmen kam es an Bord der HB-WAS zu einer Situation, die vorgängig durch Pilot und Fluglehrer nicht explizit besprochen wurde. Der Pilot fragte nach, ab welcher Höhe eine Umkehrkurve oder eine verkürzte Platzrunde im Falle einer Motorenpanne nach dem Start auf der Piste 35 noch möglich sei. Der Fluglehrer gab dem Piloten hierzu keine konkrete Antwort, was der gängigen Praxis der Flugschule für solche Notfallübungen entsprach (vgl. Kapitel 1.4.3).

Die Besatzung einigte sich, dass der Pilot während der zweiten Platzrunde nach eigener Einschätzung selbstständig das Gas herausnehmen und die Umkehrkurve anschliessend einleiten sollte. Es muss angenommen werden, dass dem Fluglehrer ebenfalls kein Erfahrungswert bekannt war. Fest steht, dass der Pilot auf ungefähr 500 bis 700 ft über der Platzhöhe das Gas reduzierte und zügig eine Rechtskurve zurück zur Piste 17 einleitete. Diese Höhe reichte jedenfalls nicht aus, um zur Piste zu gelangen. Mit Blick auf die Topografie rund um das Flugfeld (vgl. Anlage 1) erstaunt es, dass der Fluglehrer eine derart niedrig eingeleitete Umkehrkurve zuließ.

Der Pilot drehte die HB-WAS mit Querlagen um 45° nach rechts Richtung dem Flugfeld was eine höhere Sinkrate zur Folge hatte als bei Kurven mit 30° Querlage. Dazu kam, dass in dieser Phase der Motor abstellte. Die Besatzung war sich im Nachhinein auch nicht mehr im Klaren, wer effektiv wieder Gas geben wollte. Als der Fluglehrer realisierte, dass die verbleibende Höhe nicht mehr ausreichte, um bis zur Piste 17 zu gelangen, übernahm er instinktiv die Steuerung der HB-WAS, was in dieser Situation angebracht war. Er handelte der Situation angepasst, indem er nicht mehr nach dem Grund der Motorpanne suchte, sondern sich nur noch auf das Fliegen und die bevorstehende Notlandung konzentrierte.

Beide Besatzungsmitglieder hatten die notwendige Höhe für eine Umkehrkurve falsch eingeschätzt, sonst hätten sie sich wohl kaum in diese Situation manövriert. Wie der vorliegende Fall exemplarisch zeigt, besteht bei einer simulierten Motorpanne stets das Risiko, dass der Motor während einer solchen Übung nicht mehr wie erwartet anspricht.

Die Empfehlungen des Herstellers lauten dahingehend, dass für Umkehrkurven eine Mindestflughöhe von ca. 80 m (rund 260 ft) über Grund nach Herstellen der Gleitfluglage notwendig ist.

Der Hersteller macht dabei keine Angaben, unter welchen Bedingungen solche Umkehrkurven idealerweise erfliegbar wären. Im vorliegenden Fall wurde eine Umkehrkurve deutlich über der erwähnten minimalen Höhe eingeleitet, aus der es der Besatzung nicht gelang, eine Notlandestelle zu finden.

Dies zeigt, dass zur Festlegung einer Entscheidungshöhe eine Analyse der relevanten situativen Faktoren wie Piste, Hindernisse, Topografie, Wind, Masse usw. vor dem Start stattfinden muss.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR bei Tag zugelassen.
- Eine 50-h-Kontrolle wurde am 8. April 2015 bescheinigt.
- Die Masse und der Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Ein mechanischer Anschlag beim Gashebel für die Position „Leerlauf“, wie vom Motorenhersteller als notwendig erachtet, ist in diesem Flugzeugtyp nicht vorhanden.

3.1.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

- Der Pilot und der Fluglehrer besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Unfallfluges vor.

3.1.2 Flugverlauf

- Im Rahmen des Jahresüberprüfungsfluges kam es an Bord zu einer Situation, die vorgängig durch die Besatzung nicht explizit besprochen wurde.
- Der Pilot fragte nach, ab welcher Höhe im Fall einer Motorenpanne eine Umkehrkurve oder eine verkürzte Platzrunde nach dem Start noch möglich sei.
- Der Fluglehrer gab dem Piloten hierzu keine konkrete Antwort, was der gängigen Praxis der Flugschule für solche Notfallübungen entsprach.
- Die Besatzung einigte sich, dass der Pilot während der folgenden Platzrunde nach eigener Einschätzung selbstständig das Gas herausnehmen und die Umkehrkurve anschliessend einleiten sollte.
- Als sich nach Einleiten der Umkehrkurve die Querlage bis auf 45° erhöhte und das Flugzeug stärker als erwartet sank, bemerkte die Besatzung, dass etwas nicht mehr stimmte.
- Der Fluglehrer stellte fest, dass die Maschine viel zu tief war, um die Piste 17 noch zu erreichen.
- Als die Besatzung Gas geben wollte, nahm der Motor keine Leistung an. Die Besatzung stellte einen Motorausfall fest.
- Der Fluglehrer übernahm nun die Steuerung des Flugzeuges und leitete eine Notlandung ein.
- Das Flugzeug kollidierte mit den Baumkronen nördlich des Flugfeldes und stürzte in den dahinter fliessenden Fluss Simme.
- Nach dem Aufprall im Wasser befreite sich die Besatzung aus den Sitzen und schwamm ans Ufer.
- Der Fluss riss das Wrack rund 540 m flussabwärts, bevor es am Ufer gesichert werden konnte.
- Der Pilot wurde erheblich und der Fluglehrer leicht verletzt.

- Das Auslösen des im Flugzeug installierten raketenbetriebenen Rettungssystems wurde von der Besatzung aufgrund der geringen Flughöhe nicht in Erwägung gezogen.

3.1.3 Rahmenbedingungen

- Der Hersteller empfiehlt nach Erstellen der Gleitfluglage für Umkehrkurven eine Mindestflughöhe von ca. 80 m (rund 260 ft) über Grund.
- Die Geländeverhältnisse rund um das Flugfeld Zweisimmen schränken den Handlungsspielraum bei Motorpannen nach dem Start ein.
- Es wehte ein Wind von 10 bis 15 kt und die Sicht war gut.

3.2 Ursachen

Der Unfall bestand aus einer Kollision mit dem Gelände, die darauf zurückzuführen ist, dass während einer simulierten Motorpanne mit Umkehrkurve aus zu geringer Höhe keine Leistungserhöhung des Motors möglich war.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine

4.2 Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.2.1 Triebwerkausfall nach dem Start

4.2.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 27. April 2015 kam es ungefähr 300 m nördlich des Flugfeldes Zweisimmen (LSTZ) mit der Comco Ikarus C 42, eingetragen als HB-WAS, zu einer Kollision mit dem Gelände, weil die Motorleistung während einer simulierten Motorpanne mit Umkehrkurve aus zu geringer Höhe nicht erhöht werden konnte.

Beim Unfallflug handelte es sich um einen in der Fluggruppe obligatorischen internen Jahresüberprüfungsflug. An Bord befanden sich ein Pilot und ein Fluglehrer, die beim Unfall erheblich resp. leicht verletzt wurden. Das Flugzeug wurde zerstört.

Im Rahmen der Untersuchung wurde erhoben, dass der Hersteller im Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) der HB-WAS im Kapitel Notverfahren folgende Empfehlungen bezüglich des Themas Umkehrkurve nach dem Start in Zusammenhang mit einem Triebwerksausfall publiziert hatte:

„3.2.1.2. Triebwerksausfall während des Starts

In Abhängigkeit von Geschwindigkeit und Flughöhe ist sofort nachzudrücken, auf Gleitfluggeschwindigkeit (90–100 km/h) zu achten und die Maschine normal abzufangen.

Für Umkehrkurven ist eine Mindestflughöhe von ca. 80 m über Grund nach Herstellen der Gleitfluglage notwendig. Unterhalb dieser Höhe ist geradeaus bzw. mit kleinen Richtungsänderungen geradeaus zu landen.“

Die Regelung der Motorleistung im Flugzeugtyp C 42 wird mittels zweier Gashebel bewerkstelligt. Diese Gashebel befinden sich jeweils mittig vor jedem Sitz und können für leichteres Ein- und Aussteigen in Richtung Cockpittüre seitwärts hinuntergeklappt werden. Die Auslegung dieses Systems verfügt über keinen mechanischen Anschlag des Gashebels in der Position „Leerlauf“. Bei vollständig nach hinten gezogenem Gashebel befindet sich der silberne Schraubenkopf rund 5 mm vor der Vorderkante der Sitzwanne des Piloten.

Gemäss dem Einbauhandbuch des Motorenherstellers sollte zellenseitig für den Gashebel ein mechanischer Anschlag vorhanden sein, der nach Einbau des Gaszuges mit den Leerlaufanschlägen beider Vergaser synchronisiert werden kann. Ein Versuch demonstrierte, dass beim Überziehen der mechanischen Leerlaufanschläge bei den Vergasern von wenigen Millimetern ein spontanes Abstellen des Motors möglich ist.

4.2.1.2 Sicherheitshinweis Nr. 11

Thema: Notverfahren bezüglich der Comco Ikarus C 42; Triebwerksausfall nach dem Start

Zielgruppe: Piloten und Fluglehrer der allgemeinen Luftfahrt, Hersteller, Flugschulen und das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)

Die Empfehlung des Herstellers im AFM steht in markantem Widerspruch zu den allgemein bekannten Empfehlungen der gängigen Lehrmittel namhafter Organisationen der Aviatik in der Schweiz. Im Weiteren macht der Hersteller dabei keine Angaben, unter welchen Bedingungen solche Umkehrkurven idealerweise erfliegbar wären. Im vorliegenden Fall wurde eine Umkehrkurve zwischen 135 und 255 m über der Platzhöhe, also deutlich über der erwähnten minimalen Höhe eingeleitet, aus der es der Besatzung nicht gelang, zum Flugfeld zu gelangen.

Dies zeigt, dass zur Festlegung einer Entscheidungshöhe eine Analyse der relevanten situativen Faktoren wie Piste, Hindernisse, Topografie, Wind, Masse usw. vor dem Start stattfinden muss.

Speziell die Betreiber dieses Flugzeugtyps sollten ihre Piloten diesbezüglich sensibilisieren und das Risiko entsprechend thematisieren.

4.2.2 Regelung der Motorenleistung

4.2.2.1 Sicherheitshinweis Nr. 12

Thema: Auslegung des Systems zur Regelung der Motorenleistung im Flugzeugtyp Comco Ikarus C 42

Zielgruppe: Piloten und Fluglehrer der allgemeinen Luftfahrt, Hersteller, Flugschulen, Unterhaltsbetriebe und das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)

Es lagen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können. Insbesondere ergab die technische Untersuchung des Motors keine Hinweise, die den Motorausfall erklären könnten.

Es ist grundsätzlich nicht auszuschliessen, dass die Besatzung der HB-WAS zur Korrektur des zu steilen Sinkfluges das Gas zu brüsk manipulierte und der Motor in der Folge abstellte. Festzuhalten ist jedoch, dass dieses Phänomen beim vorliegenden Motorentyp selten beobachtet wird.

Die Auslegung des Systems zur Regelung der Motorenleistung im Flugzeugtyp Comco Ikarus C 42 verfügt cockpitseitig am Gashebel über keinen mechanischen Anschlag für die Position „Leerlauf“. Es ist daher möglich, dass ein unbewusstes Zurückziehen des Gashebels bis zur Vorderkante der Sitzwanne die mechanischen Anschläge bei den Vergasern überdrücken. In der Folge kommt es, wie in einem Versuch demonstriert, zum spontanen Abstellen des Motors. Ein mechanischer Anschlag im Cockpit, wie vom Motorenhersteller als notwendig erachtet, würde diese Möglichkeit ausschliessen.

Speziell die Betreiber dieses Flugzeugtyps sollten ihre Piloten diesbezüglich sensibilisieren und das Risiko entsprechend thematisieren.

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, 27. März 2018

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Sichtanflugkarte (Visual Approach Chart – VAC) von Zweisimmen (LSTZ)

