



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2196 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Piper J3C-65/L-4, HB-OIA

vom 12. Juni 2012

Gemeinde Hilfikon/AG

Cause

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence dur après une perte de puissance du moteur.

Un givrage du carburateur ainsi qu'une mauvaise manipulation entrent en ligne de compte comme facteurs causals de la perte de puissance.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhanges 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 Vorfalles 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.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

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 im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	Piper J3C-65/L-4	HB-OIA
Halter	Fluggruppe Albatros, Mühlegässli 8, CH-5107 Schinznach Dorf	
Eigentümer	Fluggruppe Albatros, Mühlegässli 8, CH-5107 Schinznach Dorf	
Pilot	Schweizerbürger, Jahrgang 1961	
Ausweis	Führerausweis für Linienpiloten auf Flächenflugzeugen (<i>airline transport pilots licence – ATPL(A)</i>) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 22. Juli 1991.	
Wesentliche Berechtigungen	Klassenberechtigung für einmotorige Kolbenflugzeuge (<i>single engine piston – SEP (land)</i>), gültig bis 15. Juni 2012.	
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1&2, Auflagen: RXO; <i>requires specialist ophthalmological examinations</i> ; Ab 12. Juni 2012: OML; <i>valid only as or with qualified co-pilot</i> ; OSL; <i>valid only with safety pilot and in aircraft with dual controls</i> Beginn der Gültigkeit: 27. März 2012. Ende der Gültigkeit: Klasse 1&2: 14. April 2013.	
Flugstunden	insgesamt 14 861 h auf dem Unfallmuster 101 h letzter Flug vor dem Unfall auf dem Unfallmuster 04.11.2010	während der letzten 90 Tage 128 h während der letzten 90 Tage 0:13 h Dauer 1:30 h
Prüfer	Schweizerbürger, Jahrgang 1945	
Ausweis	Führerausweis für Linienpiloten auf Flächenflugzeugen (<i>airline transport pilots licence – ATPL(A)</i>) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 4. Juli 1990.	
Wesentliche Berechtigungen	FE(A): Prüfer für PPL(A), CPL(A) und für Muster-/ Klassenberechtigungen für Flugzeuge mit einem Pilot für SEP, gültig bis 30. Juni 2012. Fluglehrerberechtigung für Flächenflugzeuge (<i>flight instructor airplanes – FI(A)</i>), gültig bis 30. September 2014. Klassenberechtigung für ein- und mehrmotorige Kolbenflugzeuge (<i>single engine piston – SEP (land)</i> und <i>multiple engine piston – MEP (land)</i>), gültig bis 30. Juni 2014.	
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2, Auflagen: VDL; <i>shall wear corrective lenses</i> ; muss Korrekturgläser tragen. Beginn der Gültigkeit: 12. Juni 2012. Ende der Gültigkeit: 12. Juni 2013.	
Flugstunden	insgesamt 11 520 h auf dem Unfallmuster 35:24 h letzter Flug vor dem Unfall auf dem Unfallmuster 14.01.2011	während der letzten 90 Tage 28.4 h während der letzten 90 Tage 0:13 h Dauer 1:24 h

Ort	Gemeinde Hilfikon/AG		
Koordinaten	661550 / 242600	Höhe	485 m/M
Datum und Zeit	12. Juni 2012, ca.14:53 Uhr		

Betriebsart	VFR
Flugphase	Steigflug
Unfallart	Notlandung

Personenschaden

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

Schaden am Luftfahrzeug	Starke Beschädigungen an Flugzeugzelle, Motor und Propeller
------------------------------------	---

Drittschaden	Geringer Landschaden
---------------------	----------------------

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen der Besatzungsmitglieder verwendet. Zudem stand eine Radaraufzeichnung über einen Teil des Flugweges zur Verfügung. Die Bewegungen des Flugzeuges nach der ersten Bodenberührung bis zum Stillstand konnten auf Grund der Spuren im Weideland und im anschließenden Acker rekonstruiert werden.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Flug vom 12. Juni 2012 fand im Rahmen einer Revalidierung der Klassenberechtigung *SEP (land)* des Piloten mit einem Prüfer statt und wurde als solcher vorgängig dem BAZL gemeldet. Das dazu vom BAZL vorgeschriebene Flugprogramm sah die Durchführung einer Notlandeübung als einen Pflichtpunkt vor (Formular 60.525).

Die Besatzung traf sich am 12. Juni 2012 um die Mittagszeit auf dem Regionalflugplatz Birrfeld zur Flugvorbereitung. Die Unterlagen bezüglich Meteo und NOTAM wurden ausgedruckt und besprochen. Von der Besatzung wurde festgestellt, dass eine relativ tiefe Wolkenbasis herrschte. Weder die Gefahren einer Vergaservereisung noch die Durchführung einer Notlandeübung wurden hierbei angesprochen. Da es zum Zeitpunkt des *briefing* regnete, wurde die geplante Abflugzeit um eine Stunde verschoben.

Nachdem sich die Wetterverhältnisse verbessert hatten, holte der Pilot das Flugzeug aus dem Hangar und führte die Vorflugkontrolle durch. Die im Flugzeug vorhandene Treibstoff- und Ölmenge liessen die Durchführung des Fluges ohne Nachfüllung zu.

1.1.3 Flugverlauf

Die Besatzung bestieg das zweiplätziges Flugzeug Piper J3C-65/L-4, eingetragen als HB-OIA, wobei der Pilot auf dem hinteren Sitz Platz nahm. Das Flugzeug war mit Doppelsteuer ausgerüstet. Beide Piloten trugen die Kopfhörergarnituren. Der Pilot führte alle Manipulationen auswendig durch.

Vor dem Start führte der Pilot eine Motorenkontrolle (*run-up*) durch. Die Magnetkontrolle zeigte bei beiden Magneten einen unauffälligen Drehzahlabfall. Bei der Funktionskontrolle der Vergaservorwärmung stellte der Pilot einen Drehzahlabfall von etwa 50 RPM fest.

Um ca. 14:40 Uhr erfolgte der Start der HB-OIA auf der Piste 26. Der Steigflug führte in Richtung „Ausflug Ost“ auf ca. 2700 ft AMSL. Die Vergaservorwärmung war ausgeschaltet. Der Flugweg führte weiter nach Mellingen. Zu diesem Zeitpunkt, d.h. nach etwa fünf Minuten Flugzeit, schaltete der Pilot während drei Minuten die Vergaservorwärmung ein. Gemäss Angaben des Piloten war ein leichter Abfall der Motordrehzahl hörbar.

Die tiefste Wolkenuntergrenze auf dem Flugweg betrug etwa 3000 ft AMSL, die Sicht lag bei über 20 km. Die Besatzung stellte keinen Niederschlag fest.

Der Flug führte auf der Höhe von ca. 2700 ft AMSL weiter Richtung Wohlen/AG und Villmergen.

Spontan schlug der Pilot vor, eine simulierte Notlandung auf ein Feld südöstlich des Dorfes Hilfikon durchzuführen. Der Prüfer willigte mit der Bemerkung ein, an die Verwendung der Vergaservorwärmung zu denken.

Der Pilot leitete nun die Notlandeübung ein, reduzierte dazu die Motordrehzahl auf Leerlauf und zog nach seinen Angaben den Hebel der Vergaservorwärmung. Der Prüfer gab an, die Position des Hebels der Vergaservorwärmung kontrolliert zu haben. Im anschliessenden, etwa 1½ Minuten dauernden Gleitflug, in Richtung des vorgesehenen Feldes, erfolgten keine Manipulationen mehr. Der Motor lief während des ganzen Sinkfluges einwandfrei.

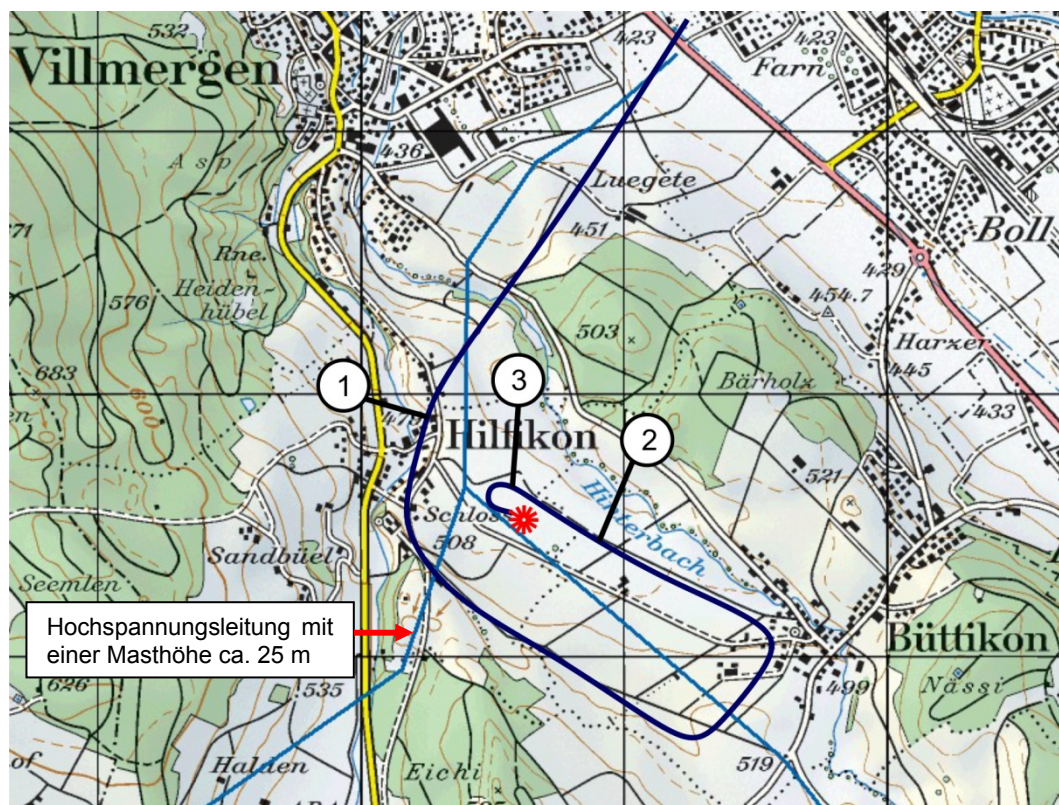


Abbildung 1: Skizze des Flugverlaufs und Darstellung der Hochspannungsleitungen:
1 Beginn der Notlandeübung; 2 Einleiten des Durchstarts; 3 Leistungsverlust.

Der Pilot leitete etwa fünf Meter über dem anvisierten Landefeld den Durchstart ein. Dabei wurde der Leistungshebel auf die maximale Leistung gesetzt und die Vergaservorwärmung gemäss gängiger Praxis ausgeschaltet; dabei gab der Motor verzugslos Leistung ab. Der Steigflug erfolgte geradeaus. Nach etwa zehn Sekunden verlor der Motor innerhalb von zwei Sekunden seine Leistung vollständig. Es wurde von der Besatzung weder ein Schütteln, Fehlzündungen oder andere Auffälligkeiten festgestellt. Der Pilot kontrollierte daraufhin die Position des Leistungshebels und der Vergaservorwärmung. Zu diesem Zeitpunkt befand sich auf der rechten Seite ein Wald und geradeaus behinderte in einer Distanz von ca. 200 m eine Hochspannungsleitung den weiteren Flugweg. Der Pilot leitete im Sinkflug eine 180°-Kurve nach links ein. Anfangs drehte der Propeller noch. Im letzten Drittel der Umkehrkurve stand er still. Unmittelbar danach erfolgte die Notlandung mit einer hohen Sinkrate auf einer mit hohem Gras bewachsenen Wiese. Hierbei knickte das rechte Fahrgestell nach oben ein. Das Flugzeug rutschte etwa 25 Meter bis zu einem angrenzenden Maisacker. Beim Übergang zum Maisacker stellte sich das Flugzeug kurzzeitig auf die Nase und den linken Flügel, um anschliessend wieder nach hinten zu fallen. Der Flug dauerte 13 Minuten.



Abbildung 2: Endlage des Flugzeuges nach der Notlandung.

Die Besatzung konnte das Flugzeug unverletzt verlassen.

Das Fahrgestell rechts, die Zelle, der linke Flügel, der Motor und der Propeller wurden beim Unfall stark beschädigt.

Der Notsender *emergency locator transmitter* - ELT, sendete ein Notsignal aus. Er wurde etwa zehn Minuten nach dem Unfall ausgeschaltet.

1.1.4 Nachträgliche Angaben der Besatzung

Der Pilot gab an, dass er nach dem Unfall folgende Manipulationen durchgeführt hatte: „*Sofort habe ich den fuel shut off, electrical power und ignition ausgeschaltet.*“

Anschliessend haben wir uns abgeschnallt und wollten das Flugzeug verlassen.

Zuvor, so meine ich, habe ich noch folgende Manipulationen gemacht:

Die Gemischregulierung (Mixer) und die Vergaservorwärmung habe ich dann noch gezogen.“

Bei der Befragung des Prüfers kamen bei diesem Zweifel auf, ob nicht allenfalls eine Fehlmanipulation, d.h. eine einmalige Verwechslung des Benzinahns und der Vergaservorwärmung den Unfall erklären würde. Bei der Befragung des Piloten bezüglich einer solchen Verwechslung, sagte dieser aus: „*Ich meinte nein*“.

1.2 Angaben zum Luftfahrzeug

Charakteristik	Abgestrebter Hochdecker mit festem Fahrwerk in Heckradanordnung, angetrieben durch einen Kolbenmotor. Das Flugzeug verfügte über zwei hintereinander angeordnete Sitzplätze.
Hersteller	Piper Aircraft Corporation USA
Baumuster	J3C-65/L-4.
Baujahr / Werknummer	1944 / AF 36506
Betriebsstunden Zelle	12 474:04 h TSN ¹

¹ TSN: *time since new*, Betriebsstunden seit Herstellung

Treibstoff	Das Flugzeug HB-OIA wurde am 13. Dezember 1994, bei 10 793:18 Stunden mit FAA-STC SA2147CE, Laufnummer 11422289 der Firma Petersen Aviation Inc. USA, für den Betrieb mit Autobenzin umgerüstet.
Höchstzulässige Abflugmasse	580 kg
Masse	Zum Unfallzeitpunkt betrug die Masse ca. 605 kg
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 7. Juni 2012 / Nr. 5
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 13. Juli 2007 / Nr. 2, gültig bis auf Widerruf
Prüfung über die Konformität der Lufttüchtigkeit	Ausgeführt durch das BAZL am 24. Juni 2011, gültig bis am 12. August 2013. Gemäss dem Prüfprotokoll wurden alle anfallenden LTA's fristgerecht befolgt und die Durchführung der Massnahmen korrekt bescheinigt.
Zulassungsbereich	VFR bei Tag / Segelflug-Schleppflüge
Triebwerk	
Baumuster	C90-12F
Hersteller	Continental Motors, USA
Charakteristik	Luftgekühlter 4 Zylinder Boxermotor
Serie-Nr.	44600
Baujahr	1956
Betriebsstunden	2870:08 h TSN; 992:58 h TSO ²
Nennleistung	90 HP (67 kW) bei 2700 RPM.
Vergaser	
Baumuster	MA3-SPA, p/n 10-4252, s/n Q-7B-688
Hersteller	Marvel-Schebler, Aircraft Carburetors LLC, USA



Abbildung 3: Der Vergaser ist vorne und unter dem Motor montiert.

² TSO: *time since overhaul*, Betriebsstunden seit Grundüberholung

Propeller

Baumuster

Zwei-Blatt Festpropeller, MT 183 R100-2C

Hersteller

MT Propeller Entwicklung GmbH, D

1.2.1 Unterhalt

Gemäss Bewilligung Nr. OIA/10/02 des BAZL vom 3. Oktober 2002 hatte ein Mitglied der Fluggruppe Albatros die Erlaubnis, folgende kleine Unterhaltsarbeiten an der Zelle und dem Motor selbständig durchzuführen und zu bescheinigen:

- 50 Stunden Kontrolle
- 100 Stunden Kontrolle

Die letzte 100 h Kontrolle wurde am 21. Oktober 2011 bei 12 385:14 Betriebsstunden der Zelle bescheinigt.

Die letzte 50 h Kontrolle wurde am 29. April 2012 bei 12 429:52 Betriebsstunden der Zelle bescheinigt.

Einige Unterhaltsarbeiten wurden in den technischen Akten nicht korrekt bescheinigt. Die Listen mit dem Nachweis der Lufttüchtigkeitsanweisungen (LTA) waren nicht komplett. Einige LTA fehlten, bei anderen fehlten die Bescheinigungen. Die festgestellten Mängel hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

1.2.2 Motorenstörungen vor dem Unfallflug

Im Zeitraum von 2010 bis zum Unfalldatum waren im Flugreisebuch und in den Unterhaltsdokumenten keine Hinweise über aufgetretene Motorenstörungen ersichtlich.

1.2.3 Illustration der Bedienhebel an der linken und rechten Bordwand

Folgende Fotos wurden auf der Unfallstelle aufgenommen:



Abbildung 4: Linke Bordwand:

Der Benzinhahn (oberer Hebel) befindet sich in der Stellung „zu“.

Die Gemischregulierung (unterer Hebel) befindet sich in der Stellung „arm“.



Abbildung 5: Rechte Bordwand:

Hebel der Vergaservorwärmung befindet sich in der Position gestossen, d.h. ausgeschaltet.

1.3 Meteorologische Angaben

1.3.1 Allgemeine Wetterlage

West- und Mitteleuropa lagen unter einem Langwellentrog, der von Spitzbergen bis zu den Alpen reichte. Am Boden erstreckte sich eine mehrkernige Tiefdruckzone von Skandinavien bis zur nördlichen Adria. Sie steuerte aus Westen eine Konvergenzzone zum Hochrhein.

1.3.2 Wetter in der Region des Unfallortes zur Zeit des Unfalls

Der Himmel war bedeckt. Die Hauptwolkenuntergrenze lag bei 4200 ft AMSL. Die tiefsten Wolken wurden mit einer Menge von 3-4/8 auf rund 3000 ft AMSL beobachtet. Vereinzelt fiel wenig Regen. In Bodennähe wehte ein schwacher Wind aus Südost. Die Windrichtung variierte dabei zwischen lokalem Kaltluftabfluss aus Südost und Südwestwind, der sich in Intervallen bis zum Boden durchsetzte.

Wetter/Wolken	3-4/8 3000 ft AMSL 8/8 4200 ft AMSL
Sicht	8 km
Wind	150 Grad 3-5 kt, variierend zwischen 230 und 150 Grad
Temperatur/Taupunkt	13 °C / 11 °C
Luftdruck	QNH 1006 hPa
Gefahren	keine

1.3.3 Bedingungen für Vergaservereisung

Es lässt sich abschätzen, dass im Raum, in dem der Flug stattfand die Temperatur und der Taupunkt in Bodennähe bei rund 13 °C bzw. 11 °C lagen (Unsicherheit 1 °C). Aufgrund der Wetterlage nahmen die Temperatur unterhalb der lokalen Wolkenbasis pro 100 m Höhe um 1 °C und der Taupunkt um 0.2 °C ab. Die Temperatur auf 2700 ft AMSL lag somit um 10 °C und der Taupunkt bei 9 °C.

Unter den gegebenen Bedingungen herrschte auf dem ganzen Flug eine starke Vereisungsgefahr so dass eine Vergaservereisung durchaus möglich war. Die Abbildung 6 zeigt eine Analyse mit den herrschenden Bedingungen zum Unfallzeitpunkt.

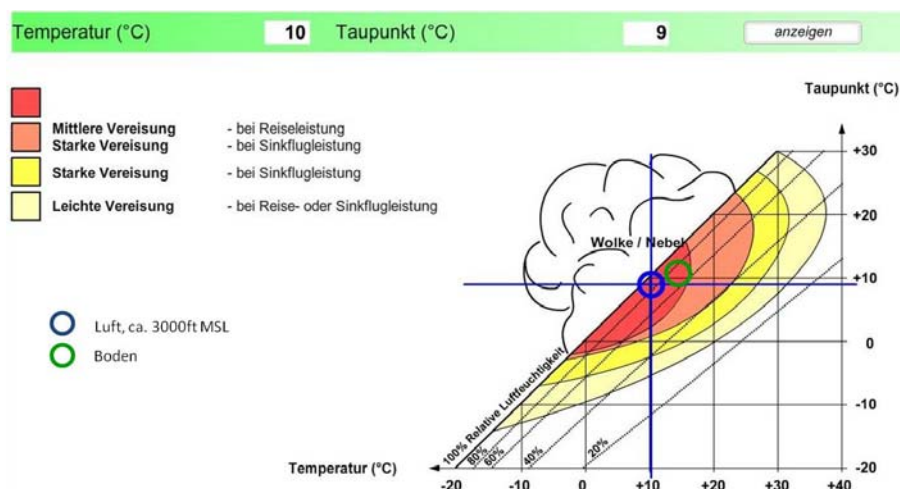


Abbildung 6: Wahrscheinlichkeit von Vergaservereisung zum Unfallzeitpunkt.
(Quelle: Ausbildungsunterlagen SPHAIR)

1.4 Technische Untersuchungen

1.4.1 Untersuchungen des Flugzeuges und des Motors

Die Klappe der Vergaservorwärmung wurde in der Position gestossen und blockiert vorgefunden, was während dem Aufprall am Boden geschah.

Bei den Untersuchungen wurden kleine Mängel an der Vergaservorwärmung und am Auspuffsystem gefunden. Diese hatten jedoch keinen Einfluss auf das Betriebsverhalten des Motors.

Bei der Untersuchung des Motors wurden am Kolben des Zylinders vier verklebte Kolbenringe, einseitige Abnützungen und Spuren einer Undichtheit festgestellt. Unter Einbezug der vorliegenden Fakten über den Unfallhergang und der Beurteilung der am Motor festgestellten Mängel kann festgehalten werden, dass diese keinen Zusammenhang mit dem aufgetretenen Leistungsverlust hatten.

Bei der Untersuchung des Vergasers wurden verschiedene Mängel festgestellt.

1.4.2 Untersuchung des Treibstoffs

Die Treibstoffzufuhr erfolgte während des ganzen Fluges aus dem Haupttank. Die nach dem Unfall im Haupttank vorgefundene Treibstoffmenge betrug ungefähr 45 Liter. Der Treibstoff entsprach einem Autobenzin, Bleifrei 98 Klasse A und erfüllte die Normen.

Im Flügeltank befand sich nach dem Unfall eine Treibstoffmenge von etwa 10 Liter. Der Treibstoff entsprach einem Autobenzin, Bleifrei 98 Klasse A. Die Analyse des Treibstoffs zeigte, dass dieser wegen der Alterung die Normen bezüglich des Anteils der flüchtigen Stoffe nicht erfüllte. Die Verwendung dieses Treibstoffs hätte nur noch ein eingeschränkt zündfähiges Gemisch ergeben.

1.4.3 Untersuchungen des rechten Hauptfahrwerkes

Das rechte Fahrwerk knickte bei der ersten Bodenberührung während der Notlandung ein.

Visueller Befund: Die Rohre waren aussen ohne jegliche Korrosion; d.h. unter der Farbe war die Oberfläche frei von Rost und metallisch blank. Die Rohre waren auf der Innenwand überall und gleichmässig von Rost befallen. Der Rost liess sich mechanisch bis aufs blanke Metall wegschleifen; es waren keine Korrosionsfurchen vorhanden.

Aus der Untersuchung geht hervor, dass die Wandstärken der Rohre des Fahrwerkes infolge der Korrosion nur unwesentlich dünner wurden (Einbusse weniger als 5 %).

Im vorliegenden Fall verhält sich die Knickfestigkeit des Fahrwerks in etwa linear zur Wandstärkenverminderung.

Daraus ergibt sich, dass im Vergleich zu einer Konstruktion ohne Korrosion das Fahrwerk eine Tragfähigkeitseinbusse von weniger als 5 % aufwies.

Das Versagen der Konstruktion ist primär auf eine Überbelastung zurückzuführen.

1.4.4 Untersuchung des Motorverhaltens beim Schliessen des Benzinahns

Mit einem gleichen Flugzeugmuster wurden Standläufe zur Ermittlung des Motorabstellverhaltens durchgeführt. Bei der Versuchsauslegung ging man von einem irrtümlichen Schliessen des Benzinahns anstelle des Ziehens der Verga-

servorwärmung beim Einleiten des Sinkfluges zur Notlandung aus. Die Definition der Leerlaufzeiten erfolgte aufgrund der Flugwegaufzeichnung des Unfallfluges.

In einem ersten Versuch wurde der Benzinhahn geschlossen und nach 60 Sekunden Leerlauf die Leistung auf Vollgas erhöht. Der Motor stoppte nach 18 Sekunden ohne vorherige kurze Aussetzer, Stottern oder Vibrationen.

In einem zweiten Versuch wurde der Benzinhahn geschlossen und nach 90 Sekunden Leerlauf die Leistung auf Vollgas erhöht. Der Motor stoppte nach 14 Sekunden.

1.5 Verwendung von Autobenzin

1.5.1 Allgemeine physikalische Merkmale

Die Kraftstoffzerstäubung und anschliessende Verdampfung im Vergaser führen zu einer Abkühlung des Gemisches und des Vergasersystems um bis zu 20° C. An dieser Abkühlung ist der im Benzin enthaltene Alkohol mit seiner Verdampfungswärme beteiligt. Der Anteil an flüchtigen Alkoholen ist bei Autobenzin höher als bei dem in der Fliegerei mehrheitlich verwendeten, speziell hergestellten Flugbenzin (AVGAS).

Die in der Luft enthaltene Feuchtigkeit fällt bei starker Abkühlung des Gemisches in Form von Eiskristallen aus und lagert sich an der Wand des Venturirohrs, aber auch an der Drosselklappe ab. Die Eisbildung am engsten Vergaserquerschnitt, besonders bei kleiner Motorenleistung, führt zu Luftmangel und kann den Ausfall des Motors bewirken.

1.5.2 Erhöhtes Risiko von Vergaservereisung bei Verwendung von Autobenzin

Die Verwendung von Autobenzin im Hinblick auf eine mögliche Vergaservereisung wird von verschiedenen Stellen als erhöhtes Sicherheitsrisiko bezeichnet. So auch von der Kanadischen Luftaufsichtsbehörde, welche am 15. April 1987 das folgende *Airworthiness Manual Advisory 549.9 (AMA)* publiziert hat:

„Subject: Use of Automotive Gasoline in Aircraft Engines:

Chapter 4 Use of Automotive Gasoline,

(3)Carburetor icing: This constitutes a more prevalent problem. Mogas has higher volatility and possibly higher water content than Avgas. The higher volatility causes a greater temperature drop in the carburetor throat; therefore, icing can occur at a higher ambient temperature, where air contains more moisture at same relative humidity. Icing onset is quicker and builds up much more rapidly.“

Zudem hat sie in der Publikation mit dem Namen *“Take Five”* unter dem Titel *“carburetor icing”* die Vergaser-Vereisungsgefahr bei der Verwendung von Autobenzin wie folgt quantifiziert:

“NOTE: This chart is not valid when operating on automotive gasoline (MOGAS). Due to its higher volatility, MOGAS is more susceptible to the formation of carburetor icing. In severe cases, ice may form at outside air temperatures up to 20°C higher than with aviation gasoline (AVGAS).“

1.6 Schilderung eines Motorausfalles infolge Vergaservereissung

Nachfolgend die Zusammenfassung eines Erfahrungsberichtes:

Der Flug fand an einem schönen Wintertag statt. Die Sichtbedingungen waren gut und der Himmel war wolkenlos. Nach kräftigen Schneefällen in den Tagen und Wochen vor dem Flug lag überall eine Schneedecke von bis zu 50 cm.

Das Flugzeug, eine Cessna 140 ausgerüstet mit einem Motor C90-12F und einem Vergaser MA3-SPA, war zusätzlich mit einer Vergasertemperaturanzeige ausgestattet. Die Cockpitanzeige bestand aus einer Analoganzeige der Temperatur mit einem gelb markierten Bereich. Dieser Bereich galt als Gefahrenbereich.

Nach dem Start folgte ein Steigflug bis auf die Flugfläche 95. Kurz vor Erreichen dieser Flugfläche lag die Vergasertemperatur im gelben Bereich, weshalb die Vergaservorwärmung gezogen wurde. Die erzeugte Wärme reichte nicht aus, um die Temperatur über dem gelben Bereich zu halten. Kurze Zeit später fing der Motor an kurz zu schütteln und stellte dann ab.

Der Motor drehte weiter im *windmilling* und gab keine Leistung ab. Plötzlich lief der Motor wieder für etliche Sekunden und stellte daraufhin wieder ab. Dieser Zustand wechselte ständig. So konnte der Pilot den Flugplatz erreichen und meldete eine Notlandung an.

Im Endanflug bemerkte er ein Flugzeug welches die Piste blockierte. Es blieb dem Piloten keine andere Wahl, als zu versuchen einen Durchstart einzuleiten. Zu seiner Überraschung gab der Motor jetzt wieder Leistung ab und er konnte eine Platzrunde fliegen und anschliessend normal landen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Grundsätzlich lagen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

Bei der Untersuchung des Vergasers wurden jedoch Mängel festgestellt, welche bereits vor dem Unfall existierten. Gemäss den Angaben der Piloten gab der Motor beim Verschieben des Leistungshebels auf Volllast während des Durchstarts nach der Notlandeübung verzugslos und unauffällig die Leistung ab. Unter Einbezug der vorliegenden Fakten über den Unfallhergang und der Beurteilung aller am Vergaser festgestellten Mängel kann festgehalten werden, dass diese Mängel mit grösster Wahrscheinlichkeit keinen Zusammenhang mit dem aufgetretenen Leistungsverlust hatten.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Versuche haben ergeben, dass nach dem Schliessen des Benzinahns, gefolgt von einer Leerlaufphase von 60 bzw. 90 Sekunden, der Motor nach Erhöhung der Leistung auf Vollgas normal ansprach jedoch nach 18 bzw. 14 Sekunden stoppte. Diese Zeitverhältnisse stimmen in etwa mit denjenigen, wie sie von der Besatzung während der Notlandeübung geschildert wurden, überein. Dies lässt den Schluss zu, dass ein Ziehen des Benzinahns anstelle der Vergaservorwärmung bei der Einleitung des Sinkfluges zur Notlandeübung zu einer analogen Situation wie anlässlich des Unfallfluges führen kann.

Beide Piloten flogen während mehr als einem Jahr nicht mehr auf dem Unfallmuster. Dieser Umstand könnte dazu geführt haben, dass die Hebel des Benzinahns und der Vergaservorwärmung möglicherweise verwechselt wurden. Somit kann nicht ausgeschlossen werden, dass der Motorausfall während des Durchstarts durch einen Manipulationsfehler hervorgerufen wurde.

Andererseits war aufgrund der meteorologischen Bedingungen die Möglichkeit für eine starke Vergaservereisung gegeben. Vergleicht man zudem den Erfahrungsbericht in Kap. 1.6, findet sich die Erklärung, dass es bei extremen Bedingungen trotz eingeschalteter Vergaservorwärmung eine Vergaservereisung geben kann. Eine derartige Vergaservereisung wurde vermutlich durch die Verwendung von Autobenzin anstelle von Flugbenzin zusammen mit der Anordnung des Vergasers soweit begünstigt, dass es beim Unfallflug zum Motorausfall kommen konnte.

Das Fliegen einer Umkehrkurve bei einem Leistungsverlust direkt nach dem Start, resp. Durchstart widerspricht den instruierten Flugverfahren und stellt ein sehr anspruchsvolles Manöver dar. Die vorausliegenden Hindernisse (Hochspannungsleitung) haben den Piloten zu diesem Manöver veranlasst. Die Gefahr eines Strömungsabrisses ist bei einem solchen Manöver gross.

2.3 Zusammenfassung

Folgende Aspekte erlauben den Schluss, dass der Leistungsverlust mit erheblicher Wahrscheinlichkeit auf eine Vergaservereisung zurückzuführen ist:

- Die herrschenden Wetterbedingungen mit einer starken Vereisungsgefahr.
- Ein Sinkflug im Leerlauf.
- Die Verwendung von Autobenzin.

Eine Verwechslung des Benzinahns und der Vergaservorwärmung bei der Einleitung des Sinkfluges zur Notlandung wäre ebenfalls möglich gewesen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Der Flug verlief bis zum Durchstart der Notlandeübung ereignislos und der Motor funktionierte einwandfrei.
- Es wurde genügend Treibstoff für den geplanten Flug mitgeführt.
- Die Treibstoffzufuhr erfolgte während des ganzen Fluges aus dem Haupttank.
- Die Analyse des Treibstoffs aus dem Haupttank zeigte, dass dieser die Normen erfüllte.
- Die Analyse des Treibstoffs aus dem Flügeltank zeigte, dass dieser die Normen bezüglich des Anteils der flüchtigen Stoffe nicht erfüllte.
- Im Steigflug nach der Notlandeübung hatte der Motor nach ca. zehn Sekunden einen Leistungsverlust.
- Die am Motor festgestellten Mängel hatten keinen Zusammenhang mit der aufgetretenen Motorenstörung.
- Die am Vergaser festgestellten Mängel hatten mit grösster Wahrscheinlichkeit keinen Zusammenhang mit der aufgetretenen Motorenstörung.
- Im Zeitraum von 2010 bis zum Unfalldatum waren im Flugreisebuch und in den Unterhaltsdokumenten keine Hinweise über aufgetretene Motorenstörungen ersichtlich.
- Das Versagen der rechten Fahrwerkkonstruktion bei der Notlandung war primär auf eine Überbelastung zurück zuführen.

3.1.2 Betriebliche Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR bei Tag und Segelflug-Schleppflüge zugelassen.
- Pilot und Prüfer waren im Besitz der entsprechenden Lizenzen und medizinischen Tauglichkeitszeugnisse.
- Die Masse zum Unfallzeitpunkt lag bei ca. 605 kg und somit ca. 25 kg über der maximalen Abflugmasse.
- Beide Piloten waren seit mehr als einem Jahr nicht mehr auf dem Unfallmuster geflogen.
- Der Pilot leitete nach dem Leistungsverlust im Sinkflug eine 180°-Kurve nach links ein und konnte auf einem Feld landen.

3.1.3 Umwelt

- Zum Unfallzeitpunkt waren die meteorologischen Bedingungen für eine starke Vergaservereisung gegeben.
- Die Verwendung von Autobenzin im Hinblick auf eine mögliche Vergaservereisung birgt ein erhöhtes Sicherheitsrisiko.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine harte Notlandung nach einem Leistungsverlust des Motors zurückzuführen.

Als kausale Faktoren für den Leistungsverlust kommen sowohl eine Vergaservereisung als auch eine Fehlmanipulation in Betracht.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**4.1 Sicherheitsempfehlungen**

Keine.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**4.2.1 Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)**

Mit Brief vom 31. Juli 2013 wurde die SUST vom BAZL über folgende getroffene Massnahme informiert:

Die Thematik Flugbenzin vs. Autobenzin wird im Rahmen eines separaten Projektes durch das BAZL (Abteilung Sicherheit Flugtechnik) weiterverfolgt.

Payerne, 10. September 2013

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

Dieser Schlussbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).

Bern, 22. Oktober 2013