



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

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2295 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den schweren Vorfall des Flug-
zeuges Piper PA-28-181, HB-PQS,

vom 12. Juli 2015

in Wilen/TG

Causes

L'incident grave est dû à la défaillance du moteur suite à un manque de carburant ayant pour conséquence l'exécution d'un atterrissage d'urgence dans le terrain.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'incident grave :

- une fuite dans le boîtier du filtre à carburant survenue en vol suite à la perte du clapet de vidange ;
- l'analyse inappropriée de la situation par le pilote, l'incitant à poursuivre le vol en direction de la destination.

Lors de l'enquête le facteur suivant, bien que ne jouant pas de rôle dans la survenue de l'incident grave, a néanmoins été identifiée présentant un facteur de risque (*factor to risk*) :

- les observations et réclamations dans le carnet de vol concernant l'affichage du niveau de carburant n'ont pas été traitées de manière conséquente.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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 Sicherheitsuntersuchung. 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 schweren Vorfalls.

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 schweren Vorfalls der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:
LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster PA-28-181, Piper Archer III HB-PQS

Halter Kemac Aviation AG, Im Giebel 2, 8500 Frauenfeld

Eigentümer Kemac Aviation AG, Im Giebel 2, 8500 Frauenfeld

Pilot Schweizer Bürger, Jahrgang 1947

Ausweis Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (*private Pilot License Aeroplane – PPL(A)*) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)

Flugstunden	insgesamt	1406 h	während der letzten 90 Tage	16 h
	auf dem Vorfalldatum	202 h	während der letzten 90 Tage	16 h

Ort Wilen/TG

Koordinaten 719 920 / 257 070 (Swiss Grid 1903) **Höhe** 600 m/M

Datum und Zeit 12. Juli 2015, 16:50 Uhr

Betriebsart Sichtflugregeln (*visual flight rules – VFR*), privat

Flugphase Reiseflug

Art des schweren Vorfalles Notlandung nach Triebwerksausfall

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	1	1	2	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	1	2	0

Schaden am Luftfahrzeug Nicht beschädigt

Drittschaden Keiner

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen der Flugzeuginsassen, der *Occurrence Report* des Piloten an das BAZL sowie die Radaraufzeichnung des Flugwegs verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Am 12. Juli 2015 bereitete der Pilot das als HB-PQS eingetragene Flugzeug Piper PA-28-181 Archer III zusammen mit seiner Ehefrau auf einen Flug von Lommis (LSZT) nach Lausanne (LSGL) vor. Wie der Pilot verfügte auch seine Ehefrau über die zur Durchführung des Fluges notwendigen fliegerischen Lizenzen. Aufgrund einer Auflage im medizinischen Tauglichkeitszeugnis des Piloten übernahm seine Ehefrau die Funktion eines *safety pilot*. Beide hatten in der Vergangenheit regelmässig Flüge mit der HB-PQS durchgeführt.

Die Vorflugkontrolle am Flugzeug verlief ohne Beanstandungen. Wie vom Flugzeughersteller für die Vorflugkontrolle vorgesehen, wurde dabei aus beiden Flügeltanks und dem Benzinfilter (*gascolator*) eine Treibstoffprobe entnommen, um diese auf Verunreinigungen zu überprüfen. Da das Flugzeug nach dem letzten Flug vollgetankt worden war, konnte mit einer möglichen Höchstflugdauer (*endurance*) von fünf Stunden gerechnet werden.

Der Start in Lommis erfolgte um 13:33 Uhr. Der Pilot gab an, den Tankwählschalter während des Fluges gemäss seiner Angewohnheit nach jeweils 30 Minuten Flugzeit auf den anderen Tank umgeschaltet zu haben, um nicht den Benzinstandsanzeigen vertrauen zu müssen und um ein Ungleichgewicht zwischen den beiden Tanks zu vermeiden (vgl. Kapitel 1.3.3.1 und 1.6.2). Der Flug verlief ereignislos. Die Landung in Lausanne erfolgte nach einer Flugzeit von 1:19 h.

Nach einer kurzen Pause in Lausanne machten die beiden Piloten das Flugzeug bereit für den Rückflug nach Lommis, wobei sie erneut keine Anomalien feststellten. Es wurden keine Treibstoffproben mehr entnommen.

1.1.3 Flugverlauf

Um 15:41 Uhr startete die HB-PQS in Lausanne zum Rückflug nach Lommis. An Bord des Flugzeuges befanden sich dieselben Personen wie beim Hinflug. Der Start erfolgte in südlicher Richtung. Der Pilot flog im Steigflug in östlicher Richtung einige Minuten am Ufer des Genfersees entlang und nahm anschliessend einen nordöstlichen Steuerkurs ein (vgl. Anlage 1).

Beim Start befand sich der Tankwählschalter (*fuel tank selector valve*) auf dem rechten Tank und eine der beiden elektrischen Treibstoffpumpen (*electric fuel pumps*) war eingeschaltet. Dies entsprach den Verfahrensvorschriften des für den Betrieb mit bleifreiem Autobenzen modifizierten Treibstoffsystems (vgl. Kapitel 1.3.3.2).

Der Steigflug erfolgte kontinuierlich bis auf eine Reiseflughöhe von Flugfläche (*flight level – FL*) 65. Nach wenigen Minuten auf dieser Reiseflughöhe wurde ein Sinkflug auf FL 55 eingeleitet. Diese Flugfläche wurde dann während des gesamten weiteren Reisefluges beibehalten.

Zwischen Gruyères und Thun (gemäss der Radaraufzeichnung zu einem Zeitpunkt zwischen 15:57 Uhr und 16:08 Uhr) stellte der Pilot einen leichten Leistungsverlust des Motors fest, verbunden mit einem Abfall des Benzindrucks. Er schaltete des-

halb eine elektrische Treibstoffpumpe ein, worauf sich der Motorlauf und die Benzindruckanzeige wieder normalisierten. Des Weiteren stellte er fest, dass ein Umschalten des Tankwählschalters auf den anderen Tank keinen Einfluss auf den Motorlauf hatte.

Aufgrund der Tatsachen, dass das Flugzeug mit bleifreiem Autobenzin betrieben und der Flug bei hohen Temperaturen durchgeführt wurde, ging der Pilot von einer Dampfblasenbildung im Treibstoffsystem als Ursache für diese Unregelmässigkeit aus. Er entschloss sich deshalb dafür, den Flug mit dauerhaft eingeschalteter elektrischer Treibstoffpumpe nach Lommis fortzusetzen.

Den weiteren Flugverlauf beschrieb der Pilot in seinem *Occurrence Report* an das BAZL mit der Angabe, dass die Benzinstandsanzeigen rasch gegen null gesunken seien, worauf der Motor infolge Treibstoffmangels ausgefallen sei. Im Einzelnen stellen sich die letzten zehn Minuten des Flugverlaufs aufgrund der Aussagen der Piloten und der Radaraufzeichnung wie folgt dar.

Um 16:43 Uhr überflog die HB-PQS den Rickenpass in nordöstlicher Richtung. Das Flugzeug befand sich dabei bereits im Sinkflug in Richtung Wattwil auf einer Höhe von 4100 ft über Meer. Gemäss Angabe des Piloten zeigten die Benzinstandsanzeigen zu diesem Zeitpunkt einen Füllstand von 15 Gallonen (US gal) rechts und 5 US gal links. Er schaltete die zuvor eingeschaltete elektrische Treibstoffpumpe noch einmal probeweise aus und, als der Benzindruck in der Folge erneut absank, wieder ein. Aufgrund seiner Überlegung, über zwei elektrische Treibstoffpumpen und einen genügenden Treibstoffvorrat zu verfügen, hielt der Pilot an seinem Entschluss fest, den Flug in Richtung Lommis fortzuführen.

Im Raum Wattwil erreichte die Benzinstandsanzeige des rechten Tanks den maximalen Wert. Der Pilot ging davon aus, dass es sich dabei um eine Fehl Anzeige handeln musste, weil eine solche in der Vergangenheit gelegentlich aufgetreten sei. Gleichzeitig fiel die Benzinstandsanzeige des linken Tanks auf null. Kurz darauf verlor der Motor an Leistung, worauf der Pilot den Benzinwählschalter auf den rechten Tank umschaltete und sich der Motorlauf wieder normalisierte. In der Folge erreichte auch die Benzinstandsanzeige des rechten Tanks den Wert null, was vom Piloten wiederum als Fehl Anzeige gedeutet wurde.

Um 16:47 Uhr erreichte die HB-PQS über Bütschwil eine Flughöhe von 3500 ft über Meer, die im Folgenden beibehalten wurde (vgl. Abbildung 1). Um 16:49 Uhr fiel der Motor im Raum Bazenheid endgültig aus. Der Pilot flog daraufhin im Gleitflug geradeaus weiter in Richtung Wil/SG, ohne weitere Manipulationen am Treibstoffsystem vorzunehmen.

Die Notlandung führte der Pilot auf einer ansteigenden Wiese am westlichen Dorfrand von Wilen aus. Die Notlandung verlief erfolgreich. Beide Insassen konnten das Flugzeug unverletzt verlassen. Das Flugzeug blieb unbeschädigt, und es entstand kein Landschaden (vgl. Abbildung 3). Der Pilot gab an, bis zur Landung der Überzeugung gewesen zu sein, über einen Treibstoffvorrat von 80 bis 100 Litern zu verfügen.

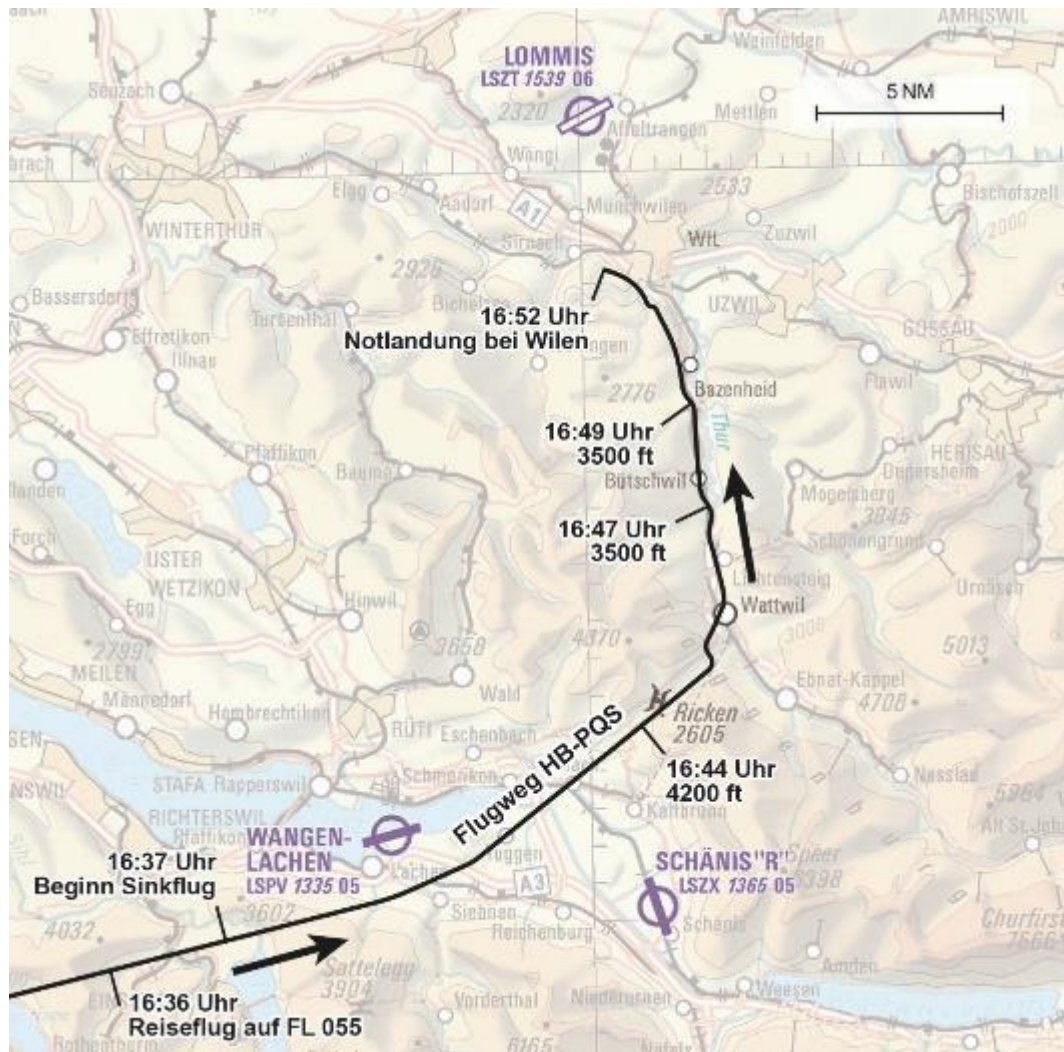


Abbildung 1: Letzte Phase des Fluges der HB-PQS bis kurz vor der Notlandung in Wilen/TG. Gezeigt sind auch die Flugplätze Lommis (Zielflugplatz, oberer Bildrand), Wangen-Lachen und Schänis (untere Bildhälfte). Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Im Bodendruckfeld reichte das Azorenhoch bis nach Mitteleuropa. In der Höhe erstreckte sich die Westwindzone von den Britischen Inseln über Tschechien hinweg zum Schwarzen Meer.

1.2.2 Wetter am Ort und zur Zeit der Notlandung

Das Wetter war trocken und ziemlich sonnig. Der Wind wehte aus Westnordwest. In Bodennähe kanalisierte die Topografie das Windfeld, so dass die West-Komponente überwog.

Wind	Aus 270 Grad, 5 Knoten, in Böen bis 11 Knoten
Sicht	25 km
Wolken	5/8–7/8 Bewölkung auf 26 400 ft über Meer
Temperatur	26 °C (16 °C auf 5000 ft über Meer)
Taupunkt	11 °C

	Luftdruck (QNH)	1017 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre)	
	Gefahren	Keine	
1.2.3	Astronomische Angaben		
	Sonnenstand	Azimut: 255°	Höhe: 43°
	Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
1.2.4	Webcam		



Abbildung 2: Aufnahme der Webcam Wilerturm von 17:00 Uhr. Der Kreis bezeichnet die HB-PQS in der nach der Notlandung erreichten Lage (<http://wilerturm.roundshot.com>).

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1	Allgemeines	
	Eintragungszeichen	HB-PQS
	Luftfahrzeugmuster	PA-28-181, Piper Archer III
	Charakteristik	Einmotoriger, viersitziger Tiefdecker in Metallbauweise mit Festfahrwerk in Bugradanordnung
	Hersteller	Piper Aircraft Inc., Vero Beach, Florida, USA
	Baujahr	1997
	Triebwerk	Lycoming O-360-A4M, 180 PS
	Tankvolumen	50 US gal, davon 48 US gal ausfliegbar
	Treibstoffverbrauch	Rund 10 US gal pro Stunde
	Höchstzulässige Abflugmasse	1157 kg
	Masse und Schwerpunkt	Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.
	Betriebszeit seit neu	1724 Stunden, 2210 Landungen
	Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch waren keine Störungen oder Wahrnehmungen eingetragen.
	Letzte Unterhaltsarbeiten	100-h-Kontrolle am 12. Juni 2015 bei 1719 h

1.3.2 Feststellungen vor Ort

Die HB-PQS wurde an der nach dem Ausrollen erreichten Stelle einer Inspektion unterzogen. Dabei konnten keine äusserlich erkennbaren Schäden festgestellt werden (vgl. Abbildung 3).



Abbildung 3: Die Piper Archer III HB-PQS nach der Notlandung auf dem Hummelberg bei Wilen/TG mit der Stadt Wil/SG im Hintergrund.

Beide Treibstofftanks waren korrekt verschlossen und enthielten keinen Treibstoff mehr. Aus dem Benzinfilter (*gascolator*) konnte kein Treibstoff mehr abgelassen werden, weil das dafür vorgesehene Ventil (*drain valve*) an der Unterseite des Filtergehäuses fehlte. Das Fehlen dieses *drain valve* ermöglichte die vollständige Entleerung des gesamten Treibstoffsystems (vgl. Abbildung 4).

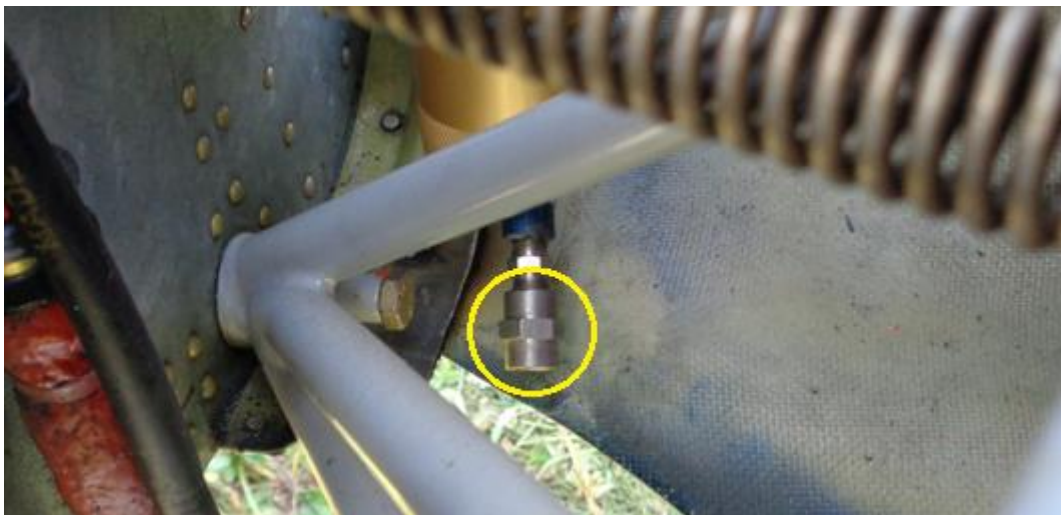


Abbildung 4: Blick von oben unter die Motorhaube der HB-PQS nach der Notlandung. Der Kreis bezeichnet das an den *gascolator* montierte Anschlussstück, das der Montage des verlustig gegangenen *drain valve* diente. Es wurde einer speziellen Untersuchung zugeführt (vgl. Kapitel 1.4.2).

Noch am Tag der Notlandung wurde vor Ort ein neues *drain valve* an den *gascolator* montiert, das Flugzeug betankt und ein Testlauf des Motors durchgeführt. Eine einwandfreie Funktion des Motors und aller drei Treibstoffpumpen (vgl. Kapitel 1.3.3) konnte dabei nachgewiesen werden.

1.3.3 Treibstoffsystem

1.3.3.1 Originalzustand

Das Treibstoffsystem der Piper Archer III enthält zwei Flügeltanks. Mit dem Tankwählschalter im Cockpit (*fuel tank selector valve*) bestimmt der Pilot, aus welchem der zwei Flügeltanks der Motor versorgt wird. Vom Tankwählschalter fließt der Treibstoff dann über den Benzinfilter (*fuel strainer* oder *gascolator*) zu einer manuell zuschaltbaren elektrischen Treibstoffpumpe (*electric fuel pump*), und von dieser über eine mechanisch angetriebene Treibstoffpumpe (*engine fuel pump*) zum Vergaser des Motors (vgl. Abbildung 5).

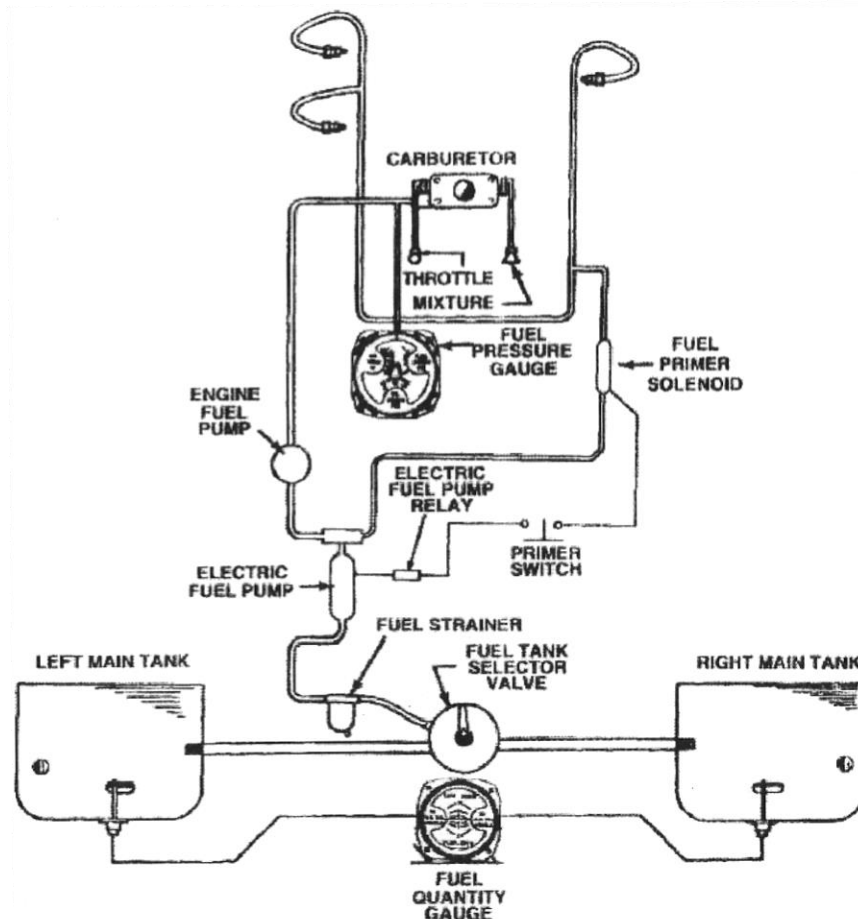


Abbildung 5: Treibstoffschema aus dem AFM der Piper Archer III

Beide Flügeltanks sowie der Benzinfilter verfügen an ihrer untersten Stelle über je ein *drain valve*, um vor dem Flug allfällige Verunreinigungen des Treibstoffs ablassen zu können. Diese Überprüfung auf Verunreinigungen ist gemäss AFM im Rahmen der Vorflugkontrolle (*preflight check*) auszuführen.

Die Verfahrensvorschriften für die Start- und die Landephase sehen vor, den Tankwählschalter auf den volleren Tank zu schalten sowie die elektrische Treibstoffpumpe aus Redundanzgründen einzuschalten. Nach erfolgtem Start bzw. erfolgter Landung kann die elektrische Treibstoffpumpe ausgeschaltet werden.

1.3.3.2 Modifikation für den Betrieb mit Autobenzin

Die HB-PQS war gemäss dem ergänzenden Baumusterzeugnis (*supplemental type certificate* – STC) SA2660CE für den Betrieb mit bleifreiem Autobenzin statt Flugbenzin modifiziert worden ("Mogas-STC"). Diese Modifikation umfasste unter anderem den Ersatz der bestehenden elektrischen Treibstoffpumpe durch zwei neue elektrische Treibstoffpumpen. Im Gegensatz zum Originalzustand wird dem *gascolator* der Treibstoff unter Druck zugeführt, wenn eine elektrische Treibstoffpumpe in Betrieb ist (vgl. Abbildung 6).

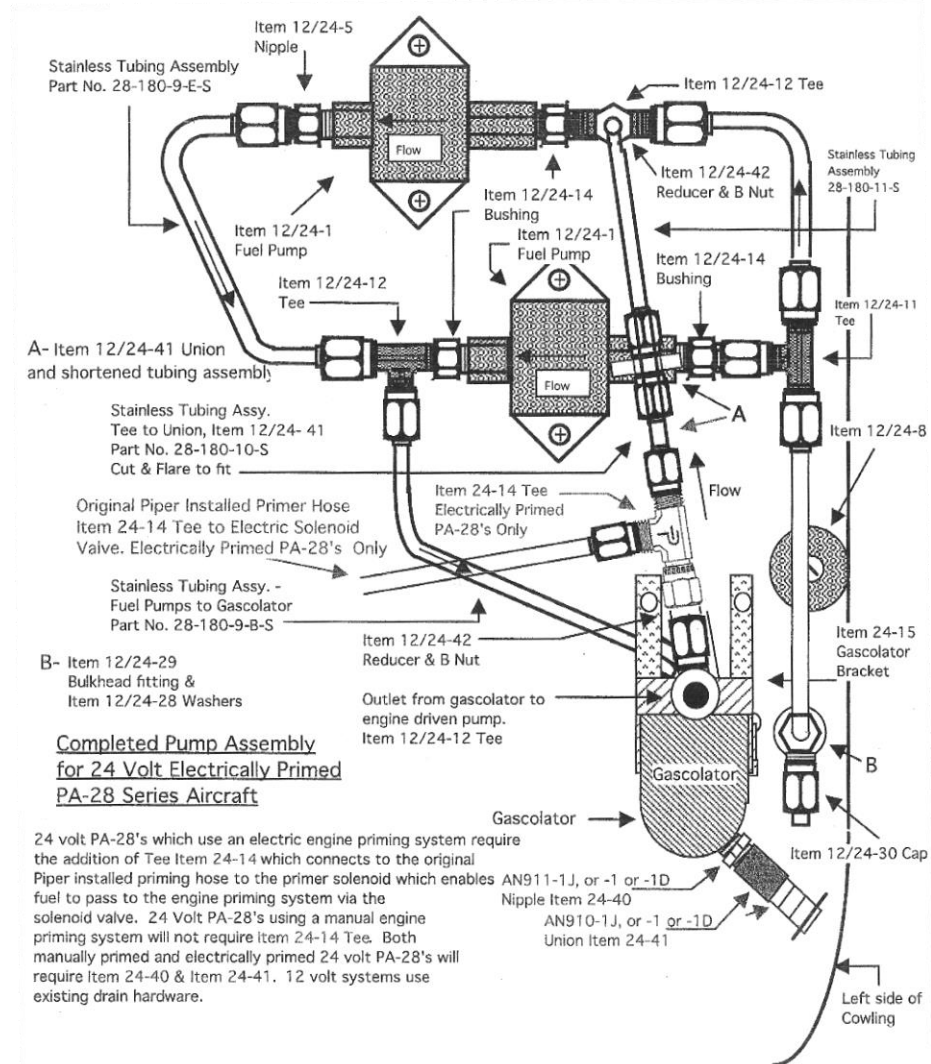


Abbildung 6: Am Brandspant des Flugzeuges montierter Teil des Treibstoffsystems gemäss *Mogas-STC* SA2660CE.

Die Verfahrensvorschriften für die Start- und die Landephase ändern sich als Folge der Modifikation: Der Tankwählschalter ist statt auf den volleren Tank auf den rechten Tank zu schalten, und eine der beiden elektrischen Treibstoffpumpen muss vom Start des Motors bis zum Erreichen der Reiseflughöhe eingeschaltet bleiben (vgl. Kapitel 1.6).

1.3.3.3 Modifikation gemäss Gascolator-STC

Der *gascolator* der HB-PQS war gemäss STC SA01026SE durch einen neuartigen *gascolator* ersetzt worden ("*Gascolator-STC*"). Der Hersteller weist ausdrücklich darauf hin, dass die zum Anschluss notwendige Hardware ("*all fittings and drain plugs*") nicht zum Lieferumfang gehört. Der Einbau des neuen *gascolator* erfolgte im März 2014 zusammen mit der Modifikation gemäss dem Mogas-STC bei 1649 Betriebsstunden. Diese beiden Modifikationen sind voneinander unabhängig und können einzeln oder in Kombination ausgeführt werden.

1.4 Spezielle Untersuchungen

1.4.1 Durchflussmessung

Nach der Montage eines neuwertigen *drain valve* wurde dieses bei laufender elektrischer Treibstoffpumpe und stillstehendem Triebwerk abgeschraubt. Dabei trat eine Umdrehung vor dem endgültigen Lösen vom Anschlussstück erstmals in geringer Menge Treibstoff aus. Mit vollständig demontiertem *drain valve* erhöhte sich der Ausfluss durch das Anschlussstück auf rund 60 Liter pro Stunde. Im Vergleich dazu beträgt der Treibstoffverbrauch des Flugzeuges im Reiseflug bei mittlerer Leistungssetzung 36 Liter pro Stunde.

1.4.2 Untersuchung des Anschlussstücks

Das Innengewinde des Anschlussstücks, das in der HB-PQS zur Montage des verlustig gegangenen *drain valve* diente (vgl. Abbildung 4), wurde auf Masshaltigkeit und Zustand überprüft. Dabei wurden folgende Feststellungen gemacht:

- Das Gewinde entsprach der amerikanischen Norm 1/8 Zoll NPT (*national pipe thread taper*). Es passte damit genau zum Gewinde eines neuwertigen *drain valve* (vgl. Abbildung 6).
- Ein neuwertiges *drain valve* liess sich um 2.7 mm in das Anschlussstück einschrauben, was knapp 3 Gewindeumgängen entspricht. Die in der genannten Norm als "*handtight engagement length L1*" aufgeführte Einschraublänge beträgt 4.1 mm.
- Das Gewinde befand sich in einem guten Zustand und wies keine Anzeichen einer Abnutzung auf.



Abbildung 6: Ein neuwertiges *drain valve* in geöffnetem Zustand (links) neben dem zur Untersuchung aufgeschnittenen Anschlussstück der HB-PQS.

Bei einem Gewinde der vorliegenden Norm handelt es sich um ein konisches Gewinde. Es stellt die Dichtheit der Verbindung sicher und bedarf keiner Sicherung gegen ein Lösen der Verbindung. Das Nichtvorhandensein einer Drahtsicherung gegen das Herausdrehen eines *drain valve* entspricht gängiger Praxis sowohl der Flugzeughersteller als auch der Unterhaltsbetriebe.

1.4.3 Benzinstandsanzeigen

Der Pilot gab an, sich in seinen während des Vorfalles angestellten Überlegungen auf Logbucheintragen gestützt, selbst aber noch keine Unregelmässigkeiten festgestellt zu haben. In den Logbüchern des Flugzeuges liessen sich die folgenden Eintragungen finden, welche die Benzinstandsanzeigen betrafen:

27. Juli 2013	"left fuel indication fluctuating"
10. August 2013	"left fuel indication fluctuating else NIL"
15. August 2013	"left fuel indication fluctuating"
13. September 2013	"linke Tankanzeige defekt (steht still auf 20 Gallonen)"
21. September 2013	"left fuel ind. wrong"
27. Oktober 2013	"NIL (Tankanzeige L+R failure)"

Für keine der aufgeführten Beanstandungen liegt eine Reparaturbescheinigung vor. Seit der letzten Eintragung vom 27. Oktober 2013 wurden keine weiteren Eintragungen mehr gemacht, welche die Benzinstandsanzeigen betreffen. Nach dem schweren Vorfall liessen sich keine Anzeichen für eine Fehlfunktion der Benzinstandsanzeigen der HB-PQS feststellen.

1.5 Relevante Unterhaltsarbeiten

Anlässlich der am 12. Juni 2015 bei 1719 Betriebsstunden durchgeführten 100 h-Kontrolle wurden unter anderem folgende Wartungsarbeiten bescheinigt, die in Bezug auf das Treibstoffsystem von Relevanz sind:

- Gemäss Checkliste des Flugzeugherstellers: Reinigung des Filtergehäuses und des Filters, Dichtheitskontrolle am Treibstoffsystem.
- Gemäss Mogas-STC: Ersatz der Dichtung des Filtergehäuses, Kontrolle aller *drain valves* auf Funktionstüchtigkeit mit Ersatz deren O-Ringe bei Bedarf. Da dieser Bedarf nicht gegeben war, wurden weder derartige O-Ringe noch ganze *drain valves* ersetzt.
- Gemäss Gascolator-STC: Inspektion des Filters und der Dichtung des Filtergehäuses, Überprüfung auf "general security" und Dichtheitskontrolle.

Es liegen keine Hinweise darauf vor, dass diese nur fünf Betriebsstunden vor dem schweren Vorfall bescheinigten Unterhaltsarbeiten nicht oder falsch ausgeführt worden wären oder dass das betroffene *drain valve* im Verlaufe dieser Unterhaltsarbeiten demontiert worden wäre. Eine Fehlfunktion der Benzinstandsanzeigen wurde im Rahmen dieser 100-h-Kontrolle nicht festgestellt.

1.6 Relevante Verfahrensvorgaben

1.6.1 TriebwerkLeistungsverlust im Reiseflug

Gemäss Herstellervorgabe (Angaben aus dem AFM, *Section 3.5 Emergency Procedures Checklist*) ist im Falle eines Leistungsverlustes des Triebwerks während des Reiseflugs wie folgt vorzugehen:

"If at low altitude:

Airspeed..... MAINTAIN 76 KIAS Minimum

If altitude permits:

Fuel selector..... switch to tank containing fuel

Electric fuel pump..... ON

Mixture..... RICH

Carburetor heat..... ON

Engine gauges..... check for indication of cause of power loss

If no fuel pressure is indicated, check tank selector position to be sure it is on a tank containing fuel.

When power is restored:

Carburetor heat..... OFF

Electric fuel pump..... OFF

If power is not restored prepare for power off landing."

1.6.2 Bedienung des Tankwählschalters im Reiseflug

Der Hersteller gibt im AFM (*Section 4 Normal Procedures*) folgende Empfehlungen zur Bedienung des Tankwählschalters während des Reisefluges ab:

"Always remember that the electric fuel pump should be turned on before switching tanks, and should be left on for a short period thereafter. In order to keep the airplane in best lateral trim during cruising flight the fuel should be used alternately from each tank. It is recommended that one tank be used for one hour after takeoff, then the other tank be used for two hours; then return to the first tank, which will have approximately one and one half hours of fuel remaining if the tanks were full at takeoff. The second tank will contain approximately one half hour of fuel. Do not run tanks completely dry in flight. The electric fuel pump should be normally OFF so that any malfunction of the engine driven fuel pump is immediately apparent. If signs of fuel starvation should occur at any time during flight, fuel exhaustion should be suspected, at which time the fuel selector should be immediately positioned to the other tank and the electric fuel pump switched to the ON position."

In Ergänzung zum AFM sind in einem AFM-Supplement Abweichungen von Verfahren enthalten, die sich aus der Modifikation des Flugzeuges gemäss des Mo-gas-STC ergeben. In Bezug auf die Bedienung des Tankwählschalters im Reiseflug wird darin Folgendes festgehalten, zusammen mit einer Erklärung zur Gefahr von Dampfblasenbildung im Treibstoffsystem beim Betrieb mit bleifreiem Autoben-zin:

"Fuel selector - use right and left tank positions to maintain lateral fuel balance.

NOTE: *Vapor formation is more likely when operating at ambient temperatures of 85F [29.4 °C] or above. Additional vapor margin is provided from the right tank due to its larger fuel supply line, and when the fuel quantity in the right tank is maintained at or above the ¼ full indication. Plan flight so as to have ¼ tank or more fuel remaining in the right tank for landing and possible go-around."*

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Ausfall des Triebwerks

Der Ausfall des Triebwerks ist auf den Unterbruch seiner Treibstoffversorgung zurückzuführen. Dieser war die Folge eines Treibstofflecks am Benzinfiltergehäuse, das durch den Verlust seines Benzinablassventils (*drain valve*) entstanden war und ermöglichte, dass der gesamte Treibstoffvorrat während des Fluges über Bord gepumpt wurde.

2.1.2 Verlust des Benzinablassventils

Das verlustig gegangene *drain valve* muss sich während des Fluges vom Benzinfiltergehäuse gelöst haben und damit den vom Piloten zwischen Gruyères und Thun erstmals festgestellten Benzindruckabfall und Leistungsverlust des Motors verursacht haben. Eine Entfernung des *drain valve* vor dem Flug kann ausgeschlossen werden, weil dies bereits im parkierten Zustand des Flugzeuges zu einem Benzinausfluss geführt hätte.

Das *drain valve* fiel durch den Kühlluftauslass aus dem Motorraum ins Freie und stand der Untersuchung deshalb nicht zur Verfügung. Das für dessen Montage benutzte Anschlussstück befand sich in einem guten Zustand. Aufgrund der geringen Betriebszeit des Flugzeuges und der kurz vor dem schweren Vorfall durchgeführten Inspektion des Benzinfilters im Rahmen einer 100-h-Kontrolle ist es deshalb unwahrscheinlich, dass ein mangelhafter Zustand des *drain valve* ursächlich oder beiträgend für dessen Loslösung vom Benzinfiltergehäuse war.

Aus den genannten Gründen kann davon ausgegangen werden, dass das *drain valve* vor dem Start in Lausanne zwar am Benzinfiltergehäuse angebracht, aber nicht mit genügendem Anzugsmoment montiert war und sich aufgrund von Vibrationen langsam vom Anschlussstück am Benzinfiltergehäuse löste. Die einzige dokumentierte Arbeit, im Rahmen derer ein Montagevorgang des betroffenen *drain valve* vonnöten ist, war die Modifikation des Flugzeuges gemäss dem *gascolator* STC im März 2014. Ob zu einem späteren Zeitpunkt noch undokumentierte Arbeiten am betroffenen *drain valve* ausgeführt wurden, muss offen bleiben. Es kann nahezu ausgeschlossen werden, dass sich das *drain valve* losgelöst hatte, weil die Einschraublänge des Anschlussstückes nicht der Norm entsprach.

2.1.3 Genauigkeit der Benzinstandsanzeigen

Rund zwei Jahre vor dem vorliegenden schweren Vorfall gab es eine auffällige Reihe von Beanstandungen im Zusammenhang mit der Genauigkeit der Benzinstandsanzeigen. Diese Unregelmässigkeiten waren dem Piloten aus den Aufzeichnungen im Logbuch des Flugzeuges bekannt und wurden von ihm bei seiner Entscheidungsfindung während des Vorfalles berücksichtigt.

Während dieser rund zwei Jahre bis zum schweren Vorfall wurden keine weiteren derartigen Beobachtungen gemacht, auch nicht bei den beiden durchgeführten 100-h-Kontrollen oder unmittelbar nach dem schweren Vorfall. Eine Fehlfunktion der Benzinstandsanzeigen auf dem Vorfallesflug ist deshalb unwahrscheinlich. Zudem sind gleichzeitige, gleich- oder gegensinnige Fehlfunktionen beider Benzinstandsanzeigen, die den Piloten zu einer Fortsetzung eines Fluges mit ungenügendem Treibstoffvorrat veranlassen könnten, ebenso unwahrscheinlich.

Der vorletzte Leistungsverlust des Triebwerks, der im Raum Wattwil noch durch ein Umschalten des Tankwählschalters auf den rechten Tank korrigiert werden konnte, erfolgte ebenso wie der nachfolgende endgültige Triebwerksausfall, kurz nachdem die entsprechenden Benzinstandsanzeigen auf null gefallen waren. Dies

entsprach der Funktion einer Benzinstandsanzeige gemäss Bauvorschrift, wonach die Anzeige null beim Erreichen der nicht sicher ausfliegbaren Treibstoffmenge angezeigt werden muss, und ist ein weiteres Indiz für eine störungsfreie Funktion der Benzinstandsanzeigen auf dem Vorfalflug.

2.1.4 Weitere Aspekte

Der am Brandspant des Flugzeuges im Motorenraum montierte Benzinfilter befand sich unmittelbar über dem Kühlluftauslass auf der Rumpfunterseite (vgl. Abbildung 4). Der in einer Menge von rund der Hälfte der gesamten Tankkapazität über Bord gepumpte Treibstoff konnte den Motorraum deshalb auf dem kürzestmöglichen Weg verlassen, ohne eine Brandgefährdung zu erzeugen und ohne für die Piloten sicht- oder riechbare Spuren zu hinterlassen.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Umgang mit den Triebwerksproblemen

Eine technische Unregelmässigkeit wurde erstmals im Reiseflug zwischen Gruyères und Thun in Form eines Absinkens der Triebwerksleistung und des Benzindrucks festgestellt. Diese Feststellung erfolgte rund 50 Minuten vor dem endgültigen Triebwerksausfall.

Mit dem Einschalten einer elektrischen Treibstoffpumpe und dem Umschalten des Tankwählschalters auf den anderen Tank folgte der Pilot zunächst der Verfahrensvorgabe des Herstellers für den Fall eines TriebwerkLeistungsverlustes im Reiseflug. Er ermöglichte damit den Weiterbetrieb des Triebwerks. Die in der Folge getroffene Annahme des Piloten, dass diese Unregelmässigkeit auf eine Dampfblasenbildung im Treibstoffsystem infolge hoher Umgebungstemperatur zurückzuführen und durch dauerhaftes Einschalten einer elektrischen Treibstoffpumpe auszugleichen sei, verleitete den Piloten dann aber ein erstes Mal zum Entschluss, den Flug wie geplant fortzusetzen und auf eine Rückkehr oder eine Landung auf einem nahegelegenen Ausweichflugplatz zu verzichten (vgl. Abbildung 1 und Anlage 1).

Die Annahme einer Dampfblasenbildung war insofern nicht naheliegend, als eine solche vielmehr bei einem Start mit voller Leistung zu erwarten ist, der nach langer Aufheizperiode mit einem bei grosser Hitze und an praller Sonne parkierten Flugzeug erfolgt, als im Reiseflug mit reduzierter Leistung. Zudem lag die Temperatur auf der Reiseflughöhe mit 11 °C über dem Standardwert in einem normalen Bereich und deutlich unter der Angabe im AFM-*Supplement* des Mogas-STC, sodass ein normaler Betrieb des Flugzeuges im Reiseflug erwartet werden konnte. Deshalb war das Absinken von Benzindruck und Motorleistung als Folge eines probeweisen Ausschaltens der Treibstoffpumpe durch den Piloten während des Fluges ein deutliches Anzeichen für einen technischen Defekt. Für sich alleine wäre dies aus Sicht des Piloten noch durch einen Ausfall der mechanisch angetriebenen Treibstoffpumpe (*engine fuel pump*) zu erklären gewesen.

Das Bewusstsein des Piloten, dass neben der von ihm permanent eingeschalteten elektrischen Treibstoffpumpe noch eine zweite gleichartige Pumpe zur Verfügung stand, trug nach eigenen Angaben zu seinem mehrfach gefassten Entschluss bei, den Flug wie ursprünglich geplant fortzusetzen. Letztmals wurde dieser Entschluss in unmittelbarer Nähe zum Flugfeld Wangen-Lachen (LSPV) gefasst, das sich für die Landung einer Piper PA-28-181 eignete. Das Flugzeug befand sich dabei bereits im Sinkflug in Richtung des geplanten Landeortes Lommis, was zusätzlich dazu beigetragen haben kann, die Option einer Ausweichlandung nicht mehr in Erwägung zu ziehen.

2.2.2 Interpretation der Benzinstandsanzeigen

Im Verlaufe des Fluges kamen neben dem Umstand, dass der Motor ohne zugeschaltete elektrische Treibstoffpumpe nicht mehr störungsfrei funktionierte, in Form der beiden unerwarteten Benzinstandsanzeigen zwei zusätzliche Indizien für einen technischen Defekt im Treibstoffsystem hinzu. Diese Indizien veranlassten den Piloten jedoch nicht dazu, seine ursprüngliche Situationsanalyse zu hinterfragen, die auf der Annahme einer Dampfblasenbildung beruhte. Stattdessen traf er zwei weitere Annahmen einer vermeintlich folgenlosen Fehlfunktion, die der Erklärung dieser Indizien dienen sollten. Seine Situationsanalyse war deshalb unzutreffend und führte zum Festhalten am ursprünglich gefassten Entschluss, den Flug wie geplant fortzusetzen und von einer Ausweichlandung abzusehen.

2.2.3 Verfahren zur Bedienung des Tankwählschalters

Der Pilot hatte die Angewohnheit, die Benzinstände in den beiden Tanks durch Umschalten des Tankwählschalters alle 30 Minuten auf einem ähnlichen Niveau zu halten. Dieses Vorgehen entspricht einer gängigen Praxis, nicht aber dem vom Hersteller empfohlenen Verfahren (vgl. Kapitel 1.6.2). Im vorliegenden Fall führte diese Angewohnheit dazu, dass der vorletzte Leistungsabfall des Triebwerks durch Treibstoffmangel erst in einer sehr späten Phase des Fluges im Raum Wattwil und auf einer damit einhergehenden niedrigen Flughöhe erfolgte und dass nach dem daraufhin erfolgten Umschalten des Tankwählschalters auf den rechten Tank nur noch wenige Minuten verstrichen, bis das Triebwerk infolge Treibstoffmangels endgültig ausfiel.

2.2.4 Notlandung

Spätestens beim vorletzten Leistungsabfall des Triebwerks, der auf dem linken Tank bei einer Benzinstandsanzeige von null im Raum Wattwil eintrat, musste dem Piloten klar geworden sein, dass die Benzinstandsanzeige nicht fehlerhaft gewesen war. Es ist deshalb nachvollziehbar, dass er im Anschluss an den kurz darauf folgenden endgültigen Leistungsabfall des Triebwerks, der auf dem rechten Tank bei einer Benzinstandsanzeige von null eintrat, sofort eine Notlandung einleitete, ohne weitere Manipulationen am Treibstoffsystem vorzunehmen. Die Wahl des Notlandefeldes in einem für Notlandungen wenig geeigneten Gelände und die Durchführung der Notlandung hangaufwärts erfolgten der Situation angepasst, so dass weder Personen- noch Sachschaden entstand.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Flugverlauf

- Um 15:41 Uhr startete die HB-PQS in Lausanne zu einem Flug nach Lommis.
- Zu Beginn des Reiseflugs auf FL 55 stellte der Pilot einen Leistungsverlust des Motors fest. Mit dem Einschalten einer elektrischen Treibstoffpumpe normalisierte sich der Motorlauf, worauf der Flug nach Lommis fortgesetzt wurde.
- Die Benzinstandsanzeigen wurden vom Piloten falsch interpretiert in der Annahme, dass es sich dabei um Fehlanzeigen handle.
- Um 16:49 Uhr fiel der Motor aus, nachdem die Benzinstandsanzeigen auf null gefallen waren. Das Flugzeug befand sich dabei auf einer Höhe von 3500 ft über Meer im Anflug auf Lommis.
- In einer Entfernung von 4 NM von Lommis führte der Pilot erfolgreich eine Notlandung auf einem ansteigenden Gelände aus.

3.1.2 Technische Aspekte

- Der Triebwerksausfall erfolgte infolge Treibstoffmangels.
- Der Treibstoffmangel entstand durch ein Leck am Benzinfiltergehäuse, das durch den Verlust seines Benzinablassventils (*drain valve*) während des Fluges entstanden war.
- Das *drain valve* war wahrscheinlich mit ungenügendem Anzugsmoment am Benzinfiltergehäuse montiert.
- Es liessen sich keine Belege für eine mangelhafte Funktionstüchtigkeit von Komponenten des Treibstoffsystems inklusive der Benzinstandsanzeigen finden.
- Das Flugzeug blieb bei der Notlandung unbeschädigt.
- Frühere Beobachtungen und Beanstandungen im Flugreisebuch bezüglich der Benzinstandsanzeigen waren nicht konsequent bearbeitet worden.

3.1.3 Menschliche und betriebliche Aspekte

- Als Ursache für den erstmaligen Leistungsverlust des Motors, der als Folge des Treibstofflecks im Reiseflug auftrat, nahm der Pilot eine Dampfblasenbildung im Treibstoffsystem an.
- Als Ursache für die unerwarteten Benzinstandsanzeigen nahm der Pilot eine Fehlfunktion dieser Anzeigen an.
- Die getroffenen Annahmen veranlassten den Piloten dazu, von einer Ausweichlandung abzusehen und den Flug zur geplanten Destination fortzusetzen.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Beim Start in Lommis zum vorangegangenen Flug war das Flugzeug vollgetankt und verfügte über eine mögliche Höchstflugdauer von fünf Stunden.
- Die Flugzeit von Lommis nach Lausanne betrug 1:19 h.
- Die Wetterbedingungen waren gut und hatten keinen Einfluss auf die Entstehung des schweren Vorfalles.

- Die Verhältnisse im Reiseflug lassen eine Dampfblasenbildung im Treibstoffsystem unwahrscheinlich erscheinen.
- Das Treibstoffleck war für den Piloten nur anhand der Benzinstandsanzeigen erkennbar.

3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist auf einen Triebwerksausfall infolge Treibstoffmangels zurückzuführen, was eine Notlandung im Gelände zur Folge hatte.

Folgende Faktoren waren ursächlich für die Entstehung des schweren Vorfalls:

- Ein Treibstoffleck im Benzinfiltergehäuse, das durch den Verlust des zugehörigen Benzinablassventils (*drain valve*) während des Fluges entstand;
- Die unzutreffende Situationsanalyse des Piloten, die ihn zu einer Fortsetzung des Fluges in Richtung der Destination veranlasste.

Der folgende Faktor trug zwar nicht zur Entstehung des schweren Vorfalls bei, wurde aber im Rahmen der Untersuchung als risikoreich erkannt (*factor to risk*):

- Beobachtungen und Beanstandungen im Flugreisebuch bezüglich der Benzinstandsanzeigen wurden nicht konsequent bearbeitet.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem schweren Vorfall 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, 12. Januar 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

