



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 SISl
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2253 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den schweren Vorfall des Flugzeu-
ges Flight Design CTLS-ELA, HB-WYS,

vom 12. Juli 2013

in Gland/VD

Cause

L'incident grave est dû à l'arrêt du moteur suite à une alimentation insuffisante en carburant, entraînant un atterrissage d'urgence.

La conception du système de carburant est considérée comme étant à l'origine d'une alimentation insuffisante en carburant parce qu'elle n'a pas permis l'élimination des bulles d'air présentes dans les conduites d'alimentation.

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 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 ist das Original und daher massgebend.

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	CTLS-ELA	HB-WYS
Halter	Club Aéronautique Swissair Genève / CASG, Case postale 184, 1215 Genève 15 Aéroport	
Eigentümer	Club Aéronautique Swissair Genève / CASG, Case postale 184, 1215 Genève 15 Aéroport	

Pilot	Schweizerbürger, Jahrgang 1958		
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>private pilot licence aeroplane – PPL(A)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 3. Juni 1980		
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2, ausgestellt am 28. Mai 2013, gültig bis 28. Mai 2014		
Flugstunden	insgesamt	834 h	während der letzten 90 Tage 1:40 h
	auf dem Unfallmuster	19:17 h	während der letzten 90 Tage 1:40 h

Ort	Gland / VD		
Koordinaten	510 100 / 141 000	Höhe	410 m/M
Datum und Zeit	12. Juli 2013, 08:18 Uhr		

Betriebsart	Sichtflugregeln (<i>visual flight rules – VFR</i>), privat
Flugphase	Steigflug nach dem Start
Unfallart	Notlandung nach Triebwerkausfall

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	0	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0

Schaden am Luftfahrzeug Nicht beschädigt

Drittschaden Leichter Schaden am Kulturland

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen des Piloten verwendet. Diverse Flug- und Triebwerkparameter des aktuellen Fluges und von früheren Flügen waren im *engine monitoring system* (EMS) des Flugzeuges gespeichert und konnten für die Untersuchung ausgewertet werden. Zudem stand eine Radaraufzeichnung des Fluges zur Verfügung.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot übernahm das Flugzeug, eingetragen als HB-WYS, am frühen Morgen auf dem Flugfeld La Côte (LSGP). Er beabsichtigte einen Flug nach Neuenburg (LSGN) durchzuführen.

Er betankte das Flugzeug mit dem Treibstoff AVGAS UL 91¹ und füllte dabei in jeden Flügeltank 20 Liter ein. Vor dem Start führte er die vorgesehene Motorenprüfung (*engine check*) durch und stellte dabei keine Unregelmässigkeiten fest.

Der Pilot wollte zuerst eine Platzrunde fliegen und startete dazu auf der Piste 04 mit der Landeklappenstellung auf 15° und der Motordrehzahl von 5200 min⁻¹ (*revolutions per minute* -RPM). Im Steigflug nach der Rechtskurve und der Leistungsreduktion auf 5000 RPM trat gemäss seiner Aussage die Warnung FUEL PRESSURE LOW auf dem rechten Bildschirm auf.

Anschliessend fuhr er die Landeklappen ein und in der Folge sei diese Warnung verschwunden. Er führte die Platzrunde weiter, landete mit einer Landeklappenstellung von 35° und verliess die Piste. Beim Ausfahren der Landeklappen ertönte kein Alarm. Auf dem Rollweg bis zum Haltepunkt 04 waren alle Motorparameter normal.

1.1.3 Flugverlauf

Der Pilot startete nun zum Flug nach Neuenburg auf der Piste 04, wiederum mit der Landeklappenstellung 15° und der Startleistung 5200 RPM. Beim Überfliegen der Bäume am Pistenende begann der Motor zu stottern. Gleichzeitig wurde wiederum eine Warnung angezeigt. Gemäss Aussage des Piloten vermutlich die Warnung „*oil pressure failure*“, aber er war sich dessen nicht sicher. Der Pilot senkte die Flugzeugnase, um die Geschwindigkeit von 62 kt zu halten. Anschliessend stellte der Motor schlagartig ab. Der Pilot konnte das Flugzeug auf einem Getreidefeld notlanden und blieb unverletzt. Das Flugzeug erlitt keinerlei Beschädigungen. Es entstand leichter Flurschaden am Getreidefeld.

¹ AVGAS UL 91 – für die Luftfahrt spezifizierte Treibstoffqualität



Abbildung 1: Übersicht des Landeortes der HB-WYS im Gelände



Abbildung 2: Notgelandetes Flugzeug HB-WYS

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Hochdruckkeil erstreckte sich von den Britischen Inseln über Bayern nach Südosteuropa.

1.2.2 Wetter zur Zeit des schweren Vorfalls

Die Alpennordseite war wolkenlos. Über dem Mittelland und dem Genferseebecken herrschte Nordostwind, der in Bodennähe nur geringe Windgeschwindigkeiten aufwies.

Wetter/Wolken	wolkenlos
Sicht	30 km
Wind	60 Grad / 2 kt
Temperatur / Taupunkt	18 °C / 11 °C
Luftdruck QNH	1018 hPa
Gefahren	Es bestand die Gefahr mässiger Vergaser-vereisung im Reiseflug.

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeine Angaben

Charakteristik	Das Flugzeug ist als freitragender Hochdecker in Faserverbundbauweise mit Landeklappen und einem Festfahrwerk in Bugradanordnung konstruiert. Das Flugzeug verfügte über zwei nebeneinander angeordnete Sitzplätze.
Hersteller	Flight Design GmbH, Leinfelden-Echterdingen
Baumuster	CTLS-ELA
Baujahr / Werknummer	2011 / F-11-04-05
Treibstoff	Das Flugzeug wurde mehrheitlich mit AVGAS UL 91 betankt, war aber auch für den Betrieb mit AVGAS 100 LL und Autobenzin zugelassen. Beim verwendeten Treibstoff handelte es sich um AVGAS UL 91.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28. Juni 2011 / Nr. 1
Fluggenehmigung (<i>permit to fly</i> – PTF)	Ausgestellt durch das BAZL am 8. Juli 2011, gültig bis am 1. August 2013
Zulassungsbereich	<i>Valid for non-commercial flying activity on individual non-complex aircraft or types for which a certificate of airworthiness or restricted certificate of airworthiness is not appropriate.</i>
Zertifikationsbasis	EASA <i>flight conditions approval</i> 0010011875 vom 6. Juli 2011. Der Flugzeugtyp CTLS wurde nach den amerikanischen Bauvorschriften für <i>light sport aircraft</i> (LSA) zugelassen. Da zum Zeitpunkt der Inbetriebnahme des Flugzeuges HB-WYS die europäischen Bauvorschriften CS-LSA ² der EASA noch nicht in Kraft waren, wurde dieses vom BAZL mittels eines <i>permit to fly</i> zum Betrieb zugelassen.
Triebwerk	Hersteller: Bombardier Recreational Products (BRP) Powertrain GmbH & Co. KG, Günskirchen (A). Baumuster: Rotax 912 ULS, Werknummer: 6.778.337. Die Motorvariante ULS mit den Motorkomponenten ist nicht zertifiziert. Nennleistung: maximale Startleistung von 73.5 kW (100 PS) bei 5800 RPM.
Propeller	Hersteller: Neuform Composites GmbH, D-48317 Drensteinfurt. Baumuster: 3-Blatt Propeller CR3-V-R2-ECS, Werknummer: 270

² CS-LSA – *certification specification for light sport aeroplanes*

	Elektrische Blattverstellung, mit digitaler Einstellung der Maximal-Drehzahl.
Betriebsstunden	Zelle, Motor und Propeller: 266:09 h TSN ³
Höchstzulässige Masse	Höchstzulässige Abflugmasse: 600 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Abflugzeitpunkt betrug ca. 500 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeug-Betriebshandbuch (<i>aircraft operating instructions – AOI</i>) zulässigen Grenzen.
Technische Einschränkungen	Keine eingetragen

1.3.2 Instandhaltung des Flugzeuges

Gemäss Eintragungen in den technischen Akten für Zelle und Motor wurden die folgenden Arbeiten am Flugzeug HB-WYS ausgeführt:

Am 27. März 2012 wurde bei 91:10 Betriebsstunden eine 100-h-Kontrolle an Zelle und Motor ausgeführt. Diese Arbeiten wurden von der dazu nicht berechtigten Person A bescheinigt.

Am 11. Juli 2012 wurde bei 127:43 Betriebsstunden durch das BAZL eine Lufttüchtigkeitsprüfung gemäss EASA M.A.710 (a) durchgeführt. Dabei wurden keine Beanstandungen festgehalten.

Am 7. August 2012 machte das BAZL den Flugzeughalter darauf aufmerksam, dass die für die Instandhaltung vorgesehenen 3 Personen dafür nicht berechtigt waren.

Am 9. August 2012 erteilte das BAZL der Person B die folgende persönliche Bewilligung: „*Autorisation personnelle P / [...] pour exécuter, contrôler et attester des travaux d’entretien sur des aéronefs de la catégorie ,CS-LSA (light sport aircraft)‘‘*“.

Am 10. August 2012 wurde durch die Person B bei 149:00 Betriebsstunden eine vom BAZL angeordnete Nachkontrolle bescheinigt. Dabei handelte es sich um eine 100-h-Kontrolle an Zelle und Motor.

Am 2. Februar 2013 wurde durch die Person B bei 203:30 Betriebsstunden eine 200-h-Kontrolle an Zelle und Motor bescheinigt.

1.3.3 Das Kraftstoffsystem der HB-WYS in der Übersicht

In Abbildung 3 ist das Kraftstoffsystem der HB-WYS schematisch dargestellt. Gemäss diesem Schema war keine elektrische Kraftstoffpumpe vorgesehen. In der HB-WYS war keine elektrische Pumpe eingebaut.

Im Flugzeug HB-WYS wurde die Kraftstoffrücklaufleitung (*fuel backflow*) vom Kraftstoffverteiler zum Feinfilter/Wasserabscheider (*gascolator*) geführt.

Zudem wurde die Kraftstoffleitung am Ausgang des *gascolator* über einen rechtwinklig abgekröpften Nippel zur mechanischen Kraftstoffpumpe geführt.

³ TSN: *time since new*, Betriebsstunden seit Herstellung

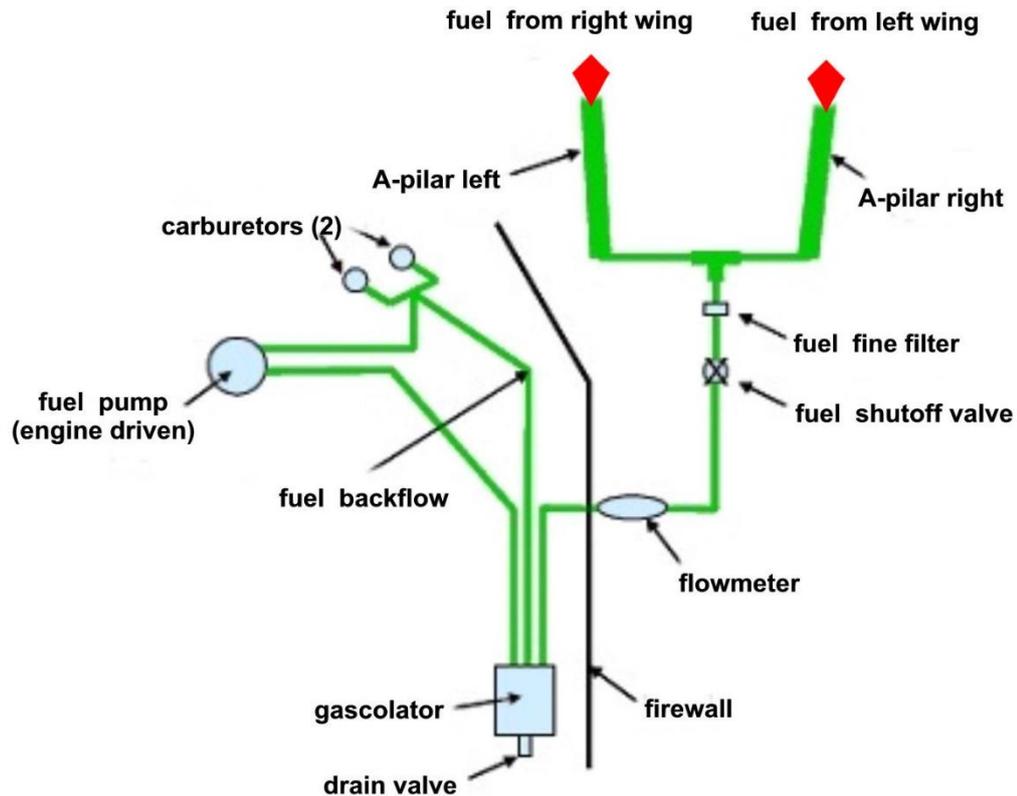


Abbildung 3: Schematische Darstellung des Kraftstoffsystems der HB-WYS gemäss *maintenance manual*; auf dieser Grafik ist der Anschluss für den Kraftstoffdrucksensor nicht aufgeführt und der *fuel fine filter* ist vor anstatt nach dem *fuel shutoff valve*.

1.3.4 Warnungen des engine monitoring system

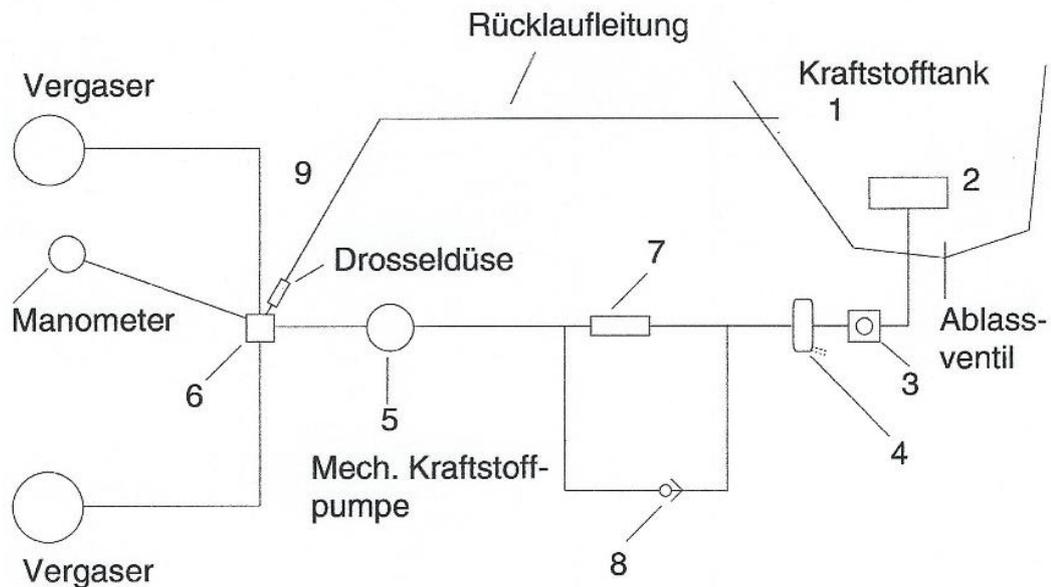
Im Luftfahrzeug-Betriebshandbuch (AOI), Kapitel 3 „*emergency procedures*“ finden sich keine Hinweise, welche Warnungen das EMS anzeigen kann und welche Massnahmen zu treffen sind.

1.3.5 Einbauvorschriften des Motorherstellers bezüglich des Kraftstoffsystems

1.3.5.1 Allgemeines

Für den Flugzeughersteller war zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls das Rotax-Einbauhandbuch EBHB-912 Nr. 898641 Ausgabe 2/Rev 0 respektive das *installation manual* Nr. 898643 edition 2/Rev 0 für den Einbau des Motors Rotax 912 massgebend⁴. Es vermittelt das grundlegende Wissen über den richtigen Einbau, was die Voraussetzung für einen sicheren Betrieb ist. Der Einbau des Kraftstoffsystems und die dabei zu befolgenden Kriterien sind im EBHB-912 unter Kapitel 73-00-00 festgehalten. Der Wortlaut im Kapitel 73-00-00 des englischsprachigen *installation manual* Nr. 898643 weist gegenüber dem deutschsprachigen Einbauhandbuch EBHB-912 Nr. 898641 markante Unterschiede auf.

⁴ Auf der ersten Seite des *installation manual* wird wie folgt auf die massgebende Sprache hingewiesen: „*Approval of translation has been done to best knowledge and judgment – in any case the original text in German language is authoritative.*“



Teil	Funktion
1	Kraftstofftank
2	Grobfilter
3	Brandschutzhahn
4	Feinfilter
5	Mechanische Kraftstoffpumpe*
6	Kraftstoffverteiler*
7	Elektrische Kraftstoffpumpe
8	Rückschlagventil
9	Rücklaufleitung vom Motor zum Tank (mit integrierter Reduzierhülse)
	* Standard Ausführung

Bild 2

07306

Abbildung 4: Kraftstoffsystem gemäss Einbauhandbuch EBHB-912 (Kapitel 73-00-00 Seite 4)

1.3.5.2 Elektrische Kraftstoffpumpe

In der deutschen Ausgabe des Einbauhandbuches, Kapitel 73-00-00 (Seite 6, Unterkapitel 1.2.2) ist zum Einbau einer elektrischen Zusatzpumpe Folgendes zu lesen:

„Allgemein

Seitens Motorenhersteller wird die Installation einer elektrischen Zusatzpumpe **gefordert**.

Die elektrische Zusatzpumpe dient nicht nur als Ersatz bei möglichem Ausfall der mechanischen Pumpe, sondern kann auch die notwendige Kraftstoffversorgung z.B. bei Dampfblasenbildung in großen Höhen oder heißen Umgebungsbedingungen unterstützen.“

Im englischsprachigen *installation manual* Kapitel 73-00-00 (Seite 6, Unterkapitel 1.2.2) ist dazu folgendes zu lesen:

„*General note*

*The engine manufacturer **recommends** the use of an electrical auxiliary fuel pump, if this is not already required by airworthiness requirements.*

The electrical auxiliary fuel pump is not just required in case of a malfunction or defect of the mechanical fuel pump, but also provides required fuel supply e.g. in case of vapour formation at high altitudes and temperatures.”

Bemerkung: Während der Untersuchung wurde der Hersteller des Motors auf diese Diskrepanz aufmerksam gemacht. Gemäss seiner Stellungnahme wurde die englischsprachige Version des Einbauhandbuches entsprechend der deutschen Ausgabe angepasst.

1.3.5.3 Kraftstoffrücklaufleitung

Im Einbauhandbuch Kapitel 73-00-00 Seite 3 ist zur Kraftstoffrücklaufleitung Folgendes zu lesen:

„*Rücklaufleitung*

Über die Rücklaufleitung (9) gelangt der überschüssige Kraftstoff vom Kraftstoffverteiler zurück zum Tank bzw. zur Saugseite des Kraftstoffsystems.

HINWEIS: Durch die Rücklaufleitung wird mögliche Dampfblasenstörung vermieden.“

Im Einbauhandbuch Kapitel 73-00-00 Seite 6 steht folgendes:

„**ACHTUNG**

Seitens Motorenhersteller wird die Installation einer Kraftstoffrückleitung zwingend vorgeschrieben. Der Kraftstoffdruck kann mittels unterschiedlicher Reduzierhülsen angepasst werden.“

In Abbildung 4 wird die Kraftstoffrücklaufleitung als Teil 9 dargestellt. Sie führt vom Kraftstoffverteiler zurück in den Kraftstofftank.

1.3.5.4 Anforderungen an das Kraftstoffsystem bezüglich Vermeidung von Dampfblasen

Im Einbauhandbuch Kapitel 73-00-00 Seite 6 und 7 findet sich zum Thema Vermeidung von Dampfblasen folgender Text:

„**ACHTUNG**

Zur Vermeidung von Dampfblasenproblemen sind die Kraftstoffleitungen im Motorraum thermisch und gegen Feuer zu isolieren und abseits von heißen Motorteilen knickfrei und entsprechend geschützt zu verlegen.

(...)

Um Dampfblasenbildung zu vermeiden, sind Temperaturen über 45 °C im Bereich von Kraftstoffleitungen, Schwimmerkammer und dergleichen nicht zulässig.“

1.3.6 Service Bulletin Rotax SB-912-063R1

Zum Zeitpunkt des Vorfalles war das *service bulletin* Rotax SB-912-063R1 in Kraft. Dieses schreibt den Austausch der mechanischen Kraftstoffpumpe der Typen 892542 und 892546 durch den neuen Typ 893115 vor. Auf dem HB-WYS war der Typ 892546 eingebaut.

1.3.7 Zulassung des Flugzeugtyps Flight Design CT SW als Ecolight

Mit der Einführung der Ecolight-Klasse hat das BAZL ab 2006 Flugzeuge des Modells Flight Design CT SW als Ecolight zugelassen und immatrikuliert. Gemäss den damaligen schweizerischen Vorgaben wurde das Flugzeug mit einer elektrischen Kraftstoffpumpe ausgerüstet und die Kraftstoffrücklaufleitung führte in den Flügel-tank.

1.3.8 Ballistisches Rettungssystem

Das Flugzeug HB-WYS ist mit einem ballistischen Rettungssystem Magnum 601 der Firma Junkers ausgerüstet. Im hinteren Teil der Kabine befinden sich das Fallschirmpaket und der Raketenmotor. Der Auslösegriff befindet sich auf der Mittelkonsole zwischen den Sitzen. Seitlich und oben am Rumpf sind entsprechende Warnhinweise angebracht.



Abbildung 5: Warnhinweise zum Rettungssystem Magnum 601 am Rumpf

Gemäss Checkliste ENGINE SHUT DOWN wird der Auslösegriff des Rettungssystems mit der Sicherungsnadel (*locked pin*) durch den Piloten vor dem Verlassen des Flugzeuges gesichert. Dies ist die einzige vom Hersteller vorgesehene Sicherungsmöglichkeit des Rettungssystems.



Abbildung 6: Auslösegriff des Rettungssystems im Cockpit mit eingesetzter Sicherungsnadel

Weitere Informationen zur Funktionsweise und den Gefahrenpotenzialen solcher Rettungssysteme finden sich im Schlussbericht der SUST (SB Nr. 2148).

1.4 Datenaufzeichnungssystem

Das Flugzeug HB-WYS ist mit einem *engine monitoring system* des Typs DYNON EMS-120 ausgerüstet. Dieses erfasst die wichtigen Parameter des Motors und stellt diese auf einem Bildschirm auf der rechten Seite des Cockpits dar. Zusätzlich kann das EMS solche Daten in verschiedenen Intervallen aufzeichnen. Beim HB-WYS war das EMS so konfiguriert, dass alle 10 Sekunden ein Datensatz abgespeichert wurde. Dadurch waren auf dem EMS Daten der letzten 6 Monate verfügbar.

1.4.1 Auswertung der Daten aus früheren Flügen

Eine Auswertung der im EMS gespeicherten Daten über die Flüge der letzten Monate vor dem schweren Vorfall ergab, dass bei zwei weiteren Flügen die Warnung FUEL PRESSURE LOW im Flug aufgetreten war.

Insbesondere wurde die Störung vom 3. Juni 2013 von der Besatzung wahrgenommen und als „*pression d’huile indications erronées en vol*“, auf Deutsch [Öldruckwarnung, Falschanzeige im Flug] ins Flugreisebuch eingetragen. Dieser Eintrag wurde nachträglich gestrichen. Aus den technischen Akten geht nicht hervor, ob daraufhin irgendwelche Abklärungen oder Massnahmen getroffen wurden.

1.4.2 Auswertung des Vorfalles

Die nachstehende Grafik zeigt den Verlauf von Drehzahl und Kraftstoffdruck und Flughöhe sowie die aufgetretenen Warnungen beim Vorfall.

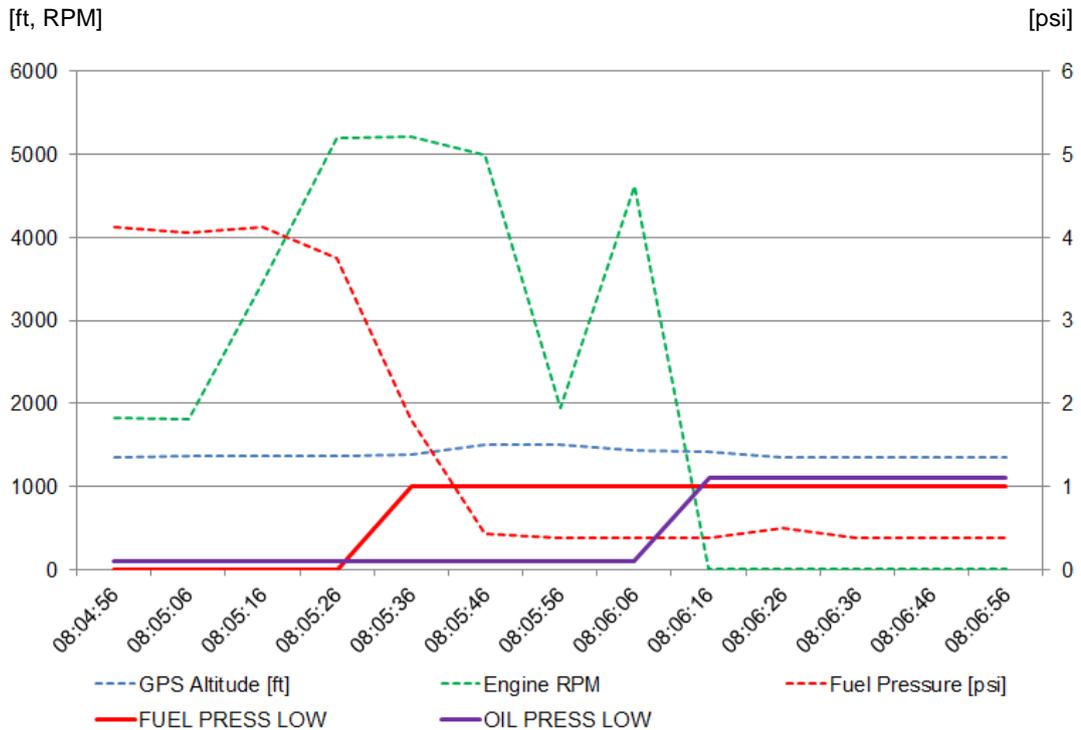


Abbildung 7: Verlauf von Drehzahl, Kraftstoffdruck, Flughöhe und Warnungen beim Vorfall (Aufzeichnungsintervall 10 s; 0.1 Hz)

In Anlage 1 findet sich die grafische Darstellung des Flugverlaufes. Wie dort ersichtlich, ist bereits während der vorgängigen Motorenprüfung (*engine check*) ein Abfall des Kraftstoffdrucks auf rund 2.7 psi aufgetreten. Die Warnung FUEL PRESSURE LOW wird bei einem Kraftstoffdruck unter 2.5 psi (ungefähr 0.18 bar) ausgelöst. Der massive Abfall des Kraftstoffdrucks während der Platzrunde hat dann auch die entsprechende Warnung ausgelöst. Beim anschliessenden Vorfallflug hat der Abfall des Kraftstoffdrucks zum Abstellen des Motors geführt.

1.5 Technische Untersuchungen

1.5.1 Untersuchungen am zellenseitigen Kraftstoffsystem

In den beiden Flügeltanks wurde eine Kraftstoffmenge von total rund 65 Liter festgestellt. Sowohl in den Schwimmerkammern der beiden Vergaser als auch im *gas-colator* war Kraftstoff vorhanden. Es waren keine Undichtheiten sichtbar. Der Benzinhahn war auf Stellung unten „*Closed*“, der Leistungshebel war auf Stellung hinten, das heisst im Leerlauf.

Im Kraftstofffilter (*fuel fine filter*) wurden nur unbedeutende Spuren von Verunreinigungen vorgefunden.

Im Entlüftungssystem, in den Leitungen und in den Grobfiltern der beiden Flügeltanks wurden keine Defekte und keine Spuren von Verunreinigungen festgestellt.

1.5.2 Untersuchung des Motors

Zwecks Untersuchung des Motors wurden auf der Unfallstelle die beiden Flügel und das Höhenleitwerk demontiert und der Rumpf samt eingebautem Motor zur SUST gebracht. Zur weiteren Untersuchung wurden vier Prüfläufe durchgeführt.

Dazu wurden die fehlenden Flügeltanks durch Kunststoffkanister ersetzt, die auf dem Rumpf über dem Cockpit installiert waren.

Das Verhalten des Motors beim ersten Prüflauf war unauffällig. Jedoch wurde nach dem Abstellen des Motors in der behelfsmässig installierten transparenten Kunststoffleitung eine sich laufend vergrößernde Gasblase festgestellt.

Zur vertieften Abklärung dieser Feststellung erfolgten drei weitere Prüfläufe. Um die Benzinflüsse sichtbar zu machen, wurden mehrere transparente Kunststoffleitungen in die Kraftstoffanlage des Motors eingebaut. Die Innendurchmesser sowohl der Kunststoffleitungen als auch der im Flugzeug eingebauten Kraftstoffleitungen waren identisch.

1.5.2.1 Versuchsauslegung für die Prüfläufe

Die Konfiguration mit transparenten Kraftstoffleitungen war bei den einzelnen Prüfläufen unterschiedlich. Total wurden 6 transparente Kunststoffleitungsstücke eingebaut. Diese sind in Abbildung 8 mit 1 bis 6 bezeichnet.

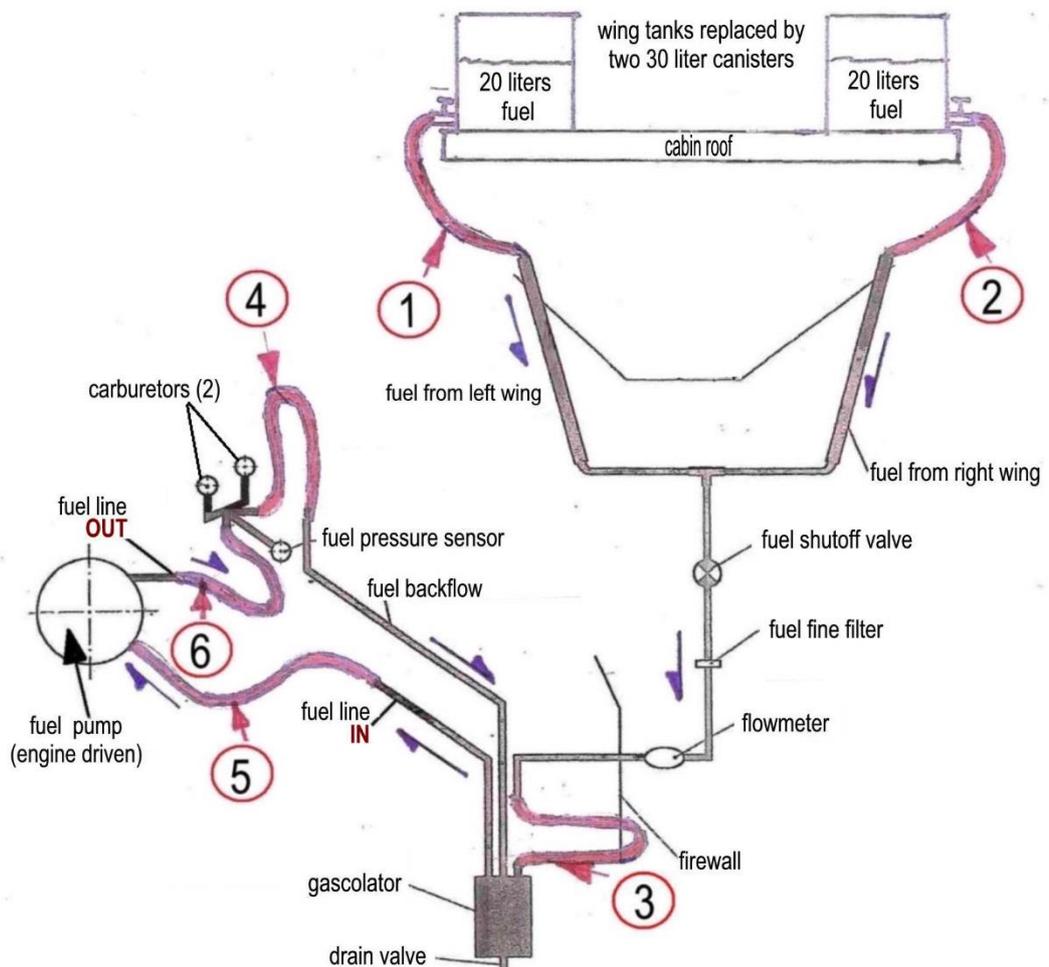


Abbildung 8: Kraftstoffschema mit Versuchsaufbau Prüfläufe

Die 4 Prüfläufe wurden in folgenden Konfigurationen durchgeführt:

Prüflauf 1: Leitung 1 transparent

Prüflauf 2: Leitungen 1–4 transparent

Prüflauf 3: Leitungen 1–6 transparent

Prüflauf 4: Leitungen 1–6 transparent

Zur Auswertung und Beurteilung der Resultate dienten Beobachtungen, Videoaufzeichnungen sowie Aufzeichnungen des EMS.

1.5.2.2 Versuche mit verschiedenen Kraftstoffen

Für Prüflauf 2 wurde das aus dem Flugzeug entnommene Flugbenzin AVGAS UL 91 verwendet. Für Prüflauf 3 wurde Flugbenzin AVGAS UL 91 aus der Tankanlage des Flugfeldes La Côte verwendet. Für Prüflauf 4 wurde ein Autobenzin Bleifrei 95 verwendet.

1.5.2.3 Versuche mit verschiedenen Kraftstoffpumpen

Im zweiten Teil des Prüflaufes 3 wurde, gemäss *service bulletin* SB-912-063R1, die eingebaute mechanische Kraftstoffpumpe P/N 892546 durch eine Pumpe P/N 893115 ersetzt. Die Resultate mit beiden Pumpen waren vergleichbar, der Kraftstoffdruck der neu eingebauten Pumpe war leicht höher.

1.5.2.4 Zusammenfassung der Resultate der Prüfläufe

Bei keinem der Prüfläufe trat die Warnung FUEL PRESSURE LOW auf und der Motor stellte nie ab.

Bei allen Prüfläufen wurden in den transparenten Kunststoffleitungen des Treibstoffsystems Gasblasen festgestellt. In den Prüfläufen 2 bis 4 traten die Gasblasen zeitweise in grossen Mengen auf. In diesen Phasen wurde ein Absinken des Benzindrucks an der Treibstoffdruckanzeige festgestellt, allerdings ohne dass der Motorlauf beeinträchtigt wurde.



Abbildung 9: Gasblasen im transparenten Kunststoffleitungsstück der Kraftstoffrücklaufleitung

Es konnte ein kreislaufartiger Fluss der Gasblasen in der Rücklaufleitung zum *gascolator* und in der Kraftstoffleitung vom *gascolator* zur mechanischen Kraftstoffpumpe festgestellt werden. Nach dem Abstellen des Motors flossen Gasblasen vom *gascolator* in Richtung der Treibstofftanks.

1.5.3 Versuche des Flugzeugherstellers

Der Flugzeughersteller führte auf Grund der Resultate der Prüfläufe der SUST mit einem Serienflugzeug gleicher Ausstattung eigene Untersuchungen mit einer ähnlichen Versuchsauslegung durch. Dabei wurden in den Kraftstoffleitungen Gasblasen festgestellt.

Nach der Rückgabe des Flugzeuges an den Eigentümer wurde dieses für weitere Untersuchungen dem Flugzeughersteller übergeben. Dabei hat dieser unter anderem die folgenden Feststellungen bezüglich Gasblasenbildung gemacht:

- Bei den Prüfläufen in der originalen Konfiguration mit der mechanischen Kraftstoffpumpe wurde Folgendes festgestellt:

„During test a minor quantity of air bubbles could be observed in fuel pump suction and pressure lines, and in the back flow line between fuel manifold and gascolator. The bubbles could be observed to flow between gascolator – fuel pump – fuel manifold – gascolator.

Engine was operated in all speed ranges from idle to full throttle. Fuel pressure during test in range 0.28 - 0.4 bar. The test did not show any signs of engine starvation or unstable operation.”

- Das Zuschalten einer elektrischen Kraftstoffpumpe in der Kraftstoffzuführung zum Motor veränderte die Menge der Gasblasen und das Verhalten des Motors nicht.
- Mit der Rückführung der Kraftstoffrücklaufleitung vom Kraftstoffverteiler zurück in den Kraftstofftank verschwanden die Gasblasen nach einer gewissen Motorlaufzeit vollständig.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Auswertung der Flüge

Die Auswertung der aufgezeichneten Daten des *engine monitoring system* (EMS) zeigten, dass im Steigflug der Platzrunde der Kraftstoffdruck auf unter 0.5 psi abfiel und die Warnung FUEL PRESSURE LOW während rund 90 Sekunden auftrat. Der Pilot nahm diese Warnung wahr. Die Störung konnte nach der Landung nicht reproduziert werden. Während des Zurückrollens zum Rollhaltepunkt der Piste 04 befanden sich alle Motorparameter im normalen Bereich.

Beim anschliessenden Start begann der Motor kurz nach dem Abheben zu stottern und stellte ab. Die Auswertung der aufgezeichneten Daten ergab, dass der Kraftstoffdruck auf unter 0.5 psi abfiel und die Warnung FUEL PRESSURE LOW auftrat. Die Warnung OIL PRESSURE LOW trat erst nach dem vollständigen Abstellen des Motors auf.

Daraus lässt sich schliessen, dass bei beiden Flügen die Treibstoffversorgung der beiden Vergaser nicht ausreichend war. Beim Vorfalflug leerten sich in der Folge die Schwimmerkammern und der Motor stellte ab.

2.1.2 Versuche und Prüfläufe

Bei keinem der nach dem Vorfall durchgeführten Prüfläufe trat die Warnung FUEL PRESSURE LOW auf und der Motor stellte nie ab.

Bei allen Prüfläufen wurden in den Kraftstoffleitungen des Treibstoffsystems Gasblasen, zeitweise in grossen Mengen, festgestellt. In diesen Phasen konnte ein Absinken des Benzindrucks an der Treibstoffdruckanzeige beobachtet werden.

Es konnte ein kreislaufartiger Fluss der Gasblasen in der Rücklaufleitung zum *gascolator* und in der Leitung vom *gascolator* zur mechanischen Kraftstoffpumpe festgestellt werden.

Das Zuschalten einer elektrischen Kraftstoffpumpe in der Kraftstoffzuführung zum Motor veränderte die Menge der Gasblasen und das Verhalten des Motors nicht.

Zu bemerken ist, dass bei den Prüfläufen der SUST die Motorverschalung entfernt war und somit die thermischen Bedingungen für die Gasblasenbildung im Motorraum weniger kritisch als beim schweren Vorfall waren.

2.1.3 Einbauvorschriften

Gemäss Einbauhandbuch des Motorherstellers Rotax BRP sollte die Rücklaufleitung in den Treibstofftank geführt werden. Bei einer solchen Konstruktion werden allfällig vorhandene Gasblasen über den Kraftstoffrücklauf in den Tank zurückgeführt und somit eliminiert. Bei der Installation der HB-WYS führte die Kraftstoffrücklaufleitung jedoch direkt in den *gascolator* zurück und somit blieben die Gasblasen im Kraftstoffsystem des Motors. Die Versuche des Flugzeugherstellers zeigten, dass eine Kraftstoffrücklaufleitung in den Tank die Gasblasen eliminiert.

Im Flugzeug HB-WYS war keine elektrische Kraftstoffpumpe eingebaut, obwohl dies in der deutschsprachigen Version des Einbauhandbuches EBHB-912 Nr. 898641 verlangt wurde.

Die konstruktive Ausführung des Kraftstoffsystems des Flugzeuges HB-WYS sowie die rechtwinklig abgekröpften Nippel am *gascolator* entsprachen nicht den Einbauvorschriften des Motorherstellers und begünstigten die Bildung von Gasblasen.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Verhalten des Piloten nach der ersten Platzrunde

Bei der Platzrunde stellte der Pilot im Steigflug nach der Rechtskurve und der Leistungsreduktion auf 5000 RPM die Warnung FUEL PRESSURE LOW fest. Er fuhr die Landeklappen ein und die Warnung verschwand.

Die Aussagen des Piloten lassen den Schluss zu, dass er einen Zusammenhang zwischen dem Auftreten der Warnung und dem Betätigen der Landeklappen vermutete. Diese Vermutung wurde dadurch gestützt, dass nach dem erneuten Setzen der Landeklappen keine Warnung mehr auftrat. Somit war die Panne aus seiner Sicht behoben.

Aus technischer Sicht ist ein solcher Zusammenhang unwahrscheinlich. Eine systematische Störungsabklärung unter Einbezug der aufgezeichneten EMS-Daten vor dem nächsten Flug wäre in diesem Fall angezeigt gewesen.

2.2.2 Ausführung der Notlandung

Nach dem Abstellen des Motors setzte der Pilot die Prioritäten richtig und führte erfolgreich eine Notlandung geradeaus durch. Die Ausführung einer Umkehrkurve, ein Wiederanlassversuch des Motors oder die Betätigung des Rettungssystems wären nicht angebracht gewesen.

2.2.3 Umgang mit Störungen

Die Warnung FUEL PRESSURE LOW ist bei früheren Flügen mehrmals aufgetreten. Diese Vorfälle wurden nicht weiter untersucht und somit wurde die Chance auf ein rechtzeitiges Erkennen des Problems im Kraftstoffsystem nicht wahrgenommen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war mittels eines *permit to fly* gemäss dem EASA *flight conditions approval* 0010011875 zum Betrieb zugelassen.
- Eine bei 91:10 Betriebsstunden ausgeführte 100-h-Kontrolle an Zelle und Motor wurde von der nicht berechtigten Person A bescheinigt.
- Am 10. August 2012 wurde durch die Person B bei 149:00 Betriebsstunden eine vom BAZL angeordnete Nachkontrolle bescheinigt. Es handelte sich um eine 100-h-Kontrolle an Zelle und Motor.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.
- In den beiden Flügeltanks wurden total rund 65 Liter Kraftstoff AVGAS UL 91 festgestellt.
- Sowohl in den Schwimmerkammern der beiden Vergaser als auch im Feinfilter/Wasserabscheider (*gascolator*) war Kraftstoff vorhanden und es waren keine Undichtheiten sichtbar.
- Im Kraftstofffilter (*fuel fine filter*) wurden nur unbedeutende Spuren von Verunreinigungen vorgefunden.
- Im Entlüftungssystem, in den Leitungen und den Filtern der beiden Flügeltanks wurden keine Defekte und keine Spuren von Verunreinigungen festgestellt.
- Der Motor lief bei den 4 anschliessenden Prüfläufen einwandfrei.
- Bei allen Prüfläufen wurde in den hierfür speziell montierten transparenten Kraftstoffleitungen des Treibstoffsystems ein andauerndes Auftreten von Gasblasen festgestellt.
- Der Flugzeughersteller wies in Versuchen nach, dass die Gasblasen mit einer Führung der Kraftstoffrücklaufleitung vom Kraftstoffverteiler zurück in den Kraftstofftank nach einer gewissen Motorlaufzeit vollständig verschwanden.
- Im Flugzeug war keine elektrische Kraftstoffpumpe eingebaut.
- Die konstruktive Ausführung des Kraftstoffsystems des Flugzeuges HB-WYS sowie die rechtwinklig abgekröpften Nippel am *gascolator* entsprachen nicht den Einbauvorschriften des Motorherstellers und begünstigten die Bildung von Gasblasen.

3.1.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Bei der ersten Platzrunde Piste 04 erschien nach dem Start im Steigflug die Warnung FUEL PRESSURE LOW.
- Im Luftfahrzeug-Betriebshandbuch (AOI), Kapitel 3 „*emergency procedures*“ finden sich keine Hinweise, welche Warnungen das EMS anzeigen kann und welche Massnahmen zu treffen sind.
- Nach der Landung stellte der Pilot fest, dass alle Motorparameter normal waren, und er startete zu einem Flug nach Neuenburg.

- Kurz nach dem Start, beim Überfliegen der Bäume am Pistenende, begann der Motor zu stottern und stellte kurz darauf schlagartig ab.
- Der Pilot führte eine Notlandung aus.
- Der Pilot blieb unverletzt und das Flugzeug wurde nicht beschädigt.
- Eine Auswertung der im EMS gespeicherten Daten über die Flüge der letzten Monate vor dem schweren Vorfall ergab, dass bei zwei weiteren Flügen die Warnung FUEL PRESSURE LOW im Flug aufgetreten war.

3.1.3 Rahmenbedingungen

- Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls herrschte schönes Wetter mit einer Temperatur von 18 °C und einem Taupunkt von 11 °C.

3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass der Motor auf Grund einer unzureichenden Kraftstoffversorgung ausfiel, was eine Notlandung zur Folge hatte.

Als Ursache der unzureichenden Kraftstoffversorgung wurde die Auslegung des Kraftstoffsystems ermittelt, die entstehende Gasblasen nicht ausreichend eliminieren konnte.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) sowie Artikel 17 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, die darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

¹ Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.

² Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.

³ Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter www.sust.admin.ch und erlaubt so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

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.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Sicherheitsempfehlung zur Verhinderung von Gasblasen im Kraftstoffsystem

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 12. Juli 2013 startete das Flugzeug Flight Design CTLS-ELA, eingetragen als HB-WYS in La Côte (LSGP) zu einem Flug nach Neuenburg (LSGN). Beim Überfliegen der Bäume am Ende der Piste 04 begann der Motor zu stottern. Gleichzeitig wurde die Warnung FUEL PRESSURE LOW angezeigt, Anschliessend stellte der Motor schlagartig ab. Der Pilot konnte das Flugzeug notlanden.

Als Ursache der unzureichenden Kraftstoffversorgung wurde die Auslegung des Kraftstoffsystems ermittelt, die entstehende Gasblasen nicht ausreichend eliminieren konnte.

Gemäss Einbauhandbuch des Motorherstellers Rotax BRP sollte die Rücklaufleitung in den Treibstofftank geführt werden. Bei einer solchen Konstruktion werden allfällige Gasblasen über den Kraftstoffrücklauf in den Tank zurückgeführt und somit eliminiert. Bei der Installation der HB-WYS führte die Kraftstoffrücklaufleitung jedoch direkt in den *gascolator* zurück und somit blieben die Gasblasen im Kraftstoffsystem des Motors. Die Versuche des Flugzeugherstellers zeigten, dass eine Kraftstoffrücklaufleitung in den Tank die Gasblasen eliminiert.

Im Flugzeug HB-WYS war keine elektrische Kraftstoffpumpe eingebaut, obwohl sie in der deutschsprachigen Version des Einbauhandbuches EBHB-912 Nr. 898641 gefordert wurde.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 505

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European aviation safety agency – EASA*) sollte in Zusammenarbeit mit dem Flugzeughersteller Flight Design GmbH sicherstellen, dass dieser geeignete Massnahmen trifft, um die Entstehung von Gasblasen im Kraftstoffsystem von Flugzeugen des Modells Flight Design CTLS zu minimieren und sicherzustellen, dass allfällig vorhandene Gasblasen ausreichend eliminiert werden.

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

4.3.1 Vom Motorenhersteller getroffene Massnahmen

Während der Untersuchung wurde der Hersteller des Motors auf Diskrepanzen zwischen der deutschen und der englischen Ausgabe des Einbauhandbuches aufmerksam gemacht. Gemäss seiner Stellungnahme vom 28. Mai 2015 wurde die englischsprachige Version des Einbauhandbuches entsprechend der deutschen Ausgabe angepasst (vgl. Kapitel 1.3.5.2).

4.3.2 Vom Flugzeughersteller getroffene Massnahmen

In seiner Stellungnahme vom 3. August 2015 stellt der Flugzeughersteller Flight Design folgende Massnahmen in Aussicht:

- Ein *service bulletin* für alle Flugzeuge mit Vergasermotor, das zusätzliche Wartungsprüfpunkte vorschreibt, um die fortwährende Dichtheit des Kraftstoffsystems sicherzustellen, ist in Vorbereitung.

- Zusätzliche Massnahmen im Bereich der sogenannten „Banjo-Verschraubung“ und der Einbau eines automatischen Entlüftungsventils in der Rücklaufleitung werden geprüft.
- Der Hersteller stellt fest, dass momentan 85 % der gebauten Flugzeuge mit Einspritzmotoren ausgeliefert werden. Diese stellen andere Anforderungen an das Kraftstoffsystem und wurden entsprechend ausgelegt. Für die verbliebene Restproduktion mit Vergasermotor ist eine Konstruktionsänderung in Umsetzung, die den Rücklauf in den linken Flächentank führt.

Payerne, 16. März 2016

Untersuchungsdienst der SUST

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, 16. Februar 2016

Anlage 1: Grafische Darstellung des Flugverlaufes (Aufzeichnungsintervall 10 sec)

