Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 2116 des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeuges Aquila AT01, HB-SFV

vom 16. Juli 2009

Allmendingen, Gemeinde Thun/BE

Entfernung 1 km südöstlich des Flugplatzes Thun (LSZW)

Aéropôle 1, Route de Morens, CH-1530 Payerne

Cause

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence suite à une panne du moteur causée par un décalage dans la commande de l'arbre à cames.

Facteurs ayant contribué à l'accident:

- usure des plans de joints séparant les deux parties du carter-moteur
- réduction du jeu des paliers de l'arbre à cames et du vilebrequin
- non détection de la difficulté croissante de rotation du moteur

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls/schweren Vorfalles.

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/im Zeitpunkt des schweren Vorfalls 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	Aquila AT01	HB-SFV
Halter	Motorfluggruppe Thun, Postfach 9, 3603 Thun	
Eigentümer	Motorfluggruppe Thun, Postfach 9, 3603 Thun	

Pilot	Schweizer Bürger, Jahrgang 1948
Ausweis	Ausweis für Privatpiloten, Flugzeug PPL(A), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 19. Oktober 1979
Wesentliche Berechtigungen	Klassenberechtigung für einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor SEP, gültig bis 9. Mai 2011
	NIT(A) – Nachtflug
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2, VML: muss multifokale Brille tragen, gültig vom 11. Mai 2009 bis 11. Mai 2010

Flugstunden	**insgesamt**	861:38 h	**während der letzten 90 Tage**	1:45 h
	auf dem Unfallmuster	12:26 h	**während der letzten 90 Tage**	1:45 h

Ort	Allmendingen, Gemeinde Thun/BE		
Koordinaten	612 970 / 177 580	**Höhe**	560 m/M
Datum und Zeit	16. Juli 2009, ca. 20:00 Uhr		

Betriebsart	VFR privat
Flugphase	Endanflug
Unfallart	Notlandung nach Motorpanne

Personenschaden

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

Schaden am Luftfahrzeug	Stark beschädigt, als Totalschaden abgeschrieben
Drittschaden	Geringer Landschaden

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Das Flugzeug Aquila AT01, eingetragen als HB-SFV, war am 26. August 2006 in einen Landeunfall auf dem Regionalflughafen Lausanne La Blécherette verwickelt.

Auszug aus dem summarischen Bericht Nr. 1944 des BFU vom 16. Dezember 2006:

„Lors d'un atterrissage sur l'aérodrome de Lausanne, l'avion touche le sol et rebondit deux fois. Le troisième contact est très dur, la roue de proue se casse et l'avion termine sa course sur le nez."

Das Flugzeug wurde nach diesem Unfall beim zuständigen Unterhaltsbetrieb repariert. Die Detailangaben zu dieser Reparatur sind im Kapitel 1.3.6.2 beschrieben.

1.1.2 Flugverlauf

Am Donnerstag, dem 16. Juli 2009, machte der Pilot um ca. 16:30 Uhr Feierabend, um mit der HB-SFV einen Alpenrundflug zu machen. Zuvor hatte er im Flugzeugreservationssystem festgestellt, dass dieses Flugzeug von 17:30 Uhr bis 19:00 Uhr von einem Fluglehrer für einen Ausbildungsflug reserviert war. Der Pilot und der Fluglehrer einigten sich auf ein Vorverschieben des Ausbildungsfluges, so dass die Aquila AT01 für den Rundflug um 18:30 Uhr zur Verfügung stand.

Die Zeit bis dahin nutzte der Pilot, um zu Hause noch etwas zu essen und sich über die zu erwartende Wetterentwicklung entlang der geplanten Flugroute zu erkundigen. Er rief ebenfalls einen Arbeitskollegen an, um ihn zu fragen, ob er an diesem Abend mitfliegen wolle. Dieser sagte spontan zu. Die beiden vereinbarten, sich auf dem Flugplatz Thun zu treffen. Der Pilot traf um 18:30 Uhr auf dem Flugplatz Thun ein und machte die Fluganmeldung. Die HB-SFV war bereits gelandet und stand auf dem Grasparkplatz. Der Pilot begab sich zum Flugzeug, um dieses vom Fluglehrer und dessen Schüler zu übernehmen.

Der Fluglehrer sagte dem Piloten, dass er vor dem 42 Minuten dauernden Ausbildungsflug 40 Liter AVGAS 100LL getankt habe. Nun seien die beiden Flügeltanks noch zu je einem Drittel voll. Er präzisierte weiter, dass der Inhalt des einen Tankes für eine Stunde Flugzeit reiche und dass der andere als Reserve ausreiche. Dabei ging der Fluglehrer von einem einstündigen Flug in mittleren Höhen aus. Der Ölstand befand sich vor dem Ausbildungsflug bei ca. 3 mm über dem Minimum. Anschliessend machte der Pilot eine Aussenkontrolle und überprüfte dabei visuell die Treibstoffmengen in beiden Tanks. Da höchstens ein einstündiger Flug geplant war, reichte seiner Ansicht nach die vorhandene Treibstoffmenge auch aus. Der Pilot schätzte die Flugzeitreserve auf 1:45 h.

Nachdem der Pilot und sein Passagier in die HB-SFV eingestiegen waren, wurde der Motor angelassen. Beim Einschalten der elektrischen Treibstoffpumpe hatte der Pilot den Eindruck, dass diese länger als gewohnt lief. Beim Anlassen fiel dem Piloten weiter nichts Aussergewöhnliches auf. Nachdem die gesamte Prüfliste abgearbeitet war, rollte die HB-SFV in Richtung des Rollhalteorts der Piste 32. Anschliessend wurden der Motor und alle anderen Systeme gemäss der Prüfliste kontrolliert. Kurz nach 19:00 Uhr hob die Aquila AT01 ab und flog Richtung Ber-

ner Alpen. Der Start und der Steigflug verliefen normal. Die Flugroute führte entlang des Kandertals in Richtung Gemmipass, welcher auf 9000 ft QNH überflogen wurde. In einer Linkskurve stieg die HB-SFV auf 10 000 ft QNH und ging in den Horizontalflug über, wobei die Leistung auf 55% gesetzt wurde.

Anschliessend flog die HB-SFV via Stechelberg zur kleinen Scheidegg, vor der Eigernordwand in Richtung Schynige Platte nach Interlaken und Beatenberg.

Entlang des östlichen Thunerseeufers führte der Rückflug nach Thun, um über den Anflugsektor Süd den Flugplatz zu erreichen. Etwa im Raum Oberhofen arbeitete der Pilot die Anflugprüfliste ab. Nachdem der Pilot der HB-SFV sich entsprechend der örtlichen Verfahren auf der AFIS Frequenz 123.25 MHz gemeldet hatte, drehte die Aquila AT01 auf etwa 4000 ft im Sinkflug in den Gegenanflug auf die Piste 32 ein, um die Voltenhöhe von 2800 ft zu erreichen. Im Gegenanflug wurde der Propellerverstellhebel auf „*Startstellung*" gesetzt. Anschliessend reduzierte der Pilot die Geschwindigkeit auf 75 KIAS und setzte am Ende des Gegenanfluges die Landeklappen auf die Stellung „*Start*", was einer Klappenstellung von 17° entspricht. Der Ladedruck (*manifold pressure* – MP) zeigte etwa 20 inch an. Danach drehte der Pilot die HB-SFV in den Queranflug und setzte die Klappen auf Stellung „*Landung*" (Klappenstellung 35°). Die Geschwindigkeit reduzierte sich auf 70 KIAS. Ohne zu stottern stellte der Motor in der Mitte des Queranfluges abrupt ab. Der Propeller blieb etwa auf der Position zehn/vier Uhr stehen.

Sofort kürzte der Pilot den Anflug Richtung Piste 32 ab und fuhr die Landeklappen wieder ein. Die Geschwindigkeit fiel auf 65 KIAS. Der Pilot versuchte durch Betätigung des Anlassers, den Motor wieder zu starten. Der Propeller drehte sich, aber der Motor konnte nicht wieder angelassen werden. Nachdem der Anlasser nicht mehr betätigt wurde, stand der Propeller wieder still. Diese Manipulationen machte der Pilot auswendig. Anschliessend drehte er den Tankwahlschalter auf den anderen Tank. Ein weiterer Anlassversuch schlug erneut fehl und der Propeller blieb direkt im Sichtfeld des Piloten stehen. Er betätigte kurz den Anlasser und brachte den Propeller in eine horizontale Stellung.

Nun kurvte er in Richtung Endanflug und sagte dem Passagier: „*Es wird spitz…*". Relativ schnell realisierte der Pilot, dass die Flughöhe nicht mehr ausreichte, um die Piste 32 zu erreichen. Er hielt die Geschwindigkeit bei 60 KIAS und wählte ein Maisfeld zwischen den beiden quer zum Endanflug verlaufenden Baumalleen als Notlandeplatz. Die Landeklappen blieben eingefahren und kurz vor der Bodenberührung schaltete er alle elektrischen Schalter aus. Er versuchte die Maschine noch abzufangen, als die Flügel die etwa hüfthohen Maisstängel berührten. Laut den Insassen gab es einen heftigen Stoss und die Maschine wurde stark abgebremst. Nach dem Aufsetzen des Fahrwerks im lockeren Erdreich überschlug sich das Flugzeug kopfüber und kam nach wenigen Metern in Rückenlage zum Stillstand.

Nachdem der Pilot festgestellt hatte, dass sein Passagier ansprechbar war, kletterten beide auf der Passagierseite aus dem Wrack und alarmierten die Polizei. Der Pilot und die Rettungskräfte, welche ca. 5 Minuten nach der Alarmierung auf der Unfallstelle eintrafen, konnten einen leichten Benzingeruch feststellen. Es brach kein Feuer aus.

Der Pilot blieb unverletzt, während sich der Passagier am Kopf leicht verletzte. Das Flugzeug wurde stark beschädigt.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.2.2 bis 1.2.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.2.2 Allgemeine Wetterlage

Ein flaches Zwischenhoch bestimmte mit warmer und etwas trockener Luft das Wetter in der ganzen Schweiz.

1.2.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

Wolken	*1/8 um 6300 ft AMSL*
Wetter	*-*
Sicht	*Um 15 km*
Wind	*Westsüdwestwind mit 3 bis 5 kt*
Temperatur/Taupunkt	*27 °C / 18 °C*
Luftdruck	*QNH LSZH 1019 hPa* *QNH LSGG 1017 hPa* *QNH LSZA 1017 hPa*
Gefahren	*Keine erkennbar*

1.2.4 Astronomische Angaben

Sonnenstand	*Azimut: 289°*	*Höhe: 11°*
Beleuchtungsverhältnisse	*Tag*	

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

Charakteristik	Zweisitziges Reise- und Schulflugzeug mit Kolbenmotorantrieb, ausgeführt als Tiefdecker in Faserverbundbauweise mit Landeklappen und einem Festfahrwerk in steuerbarer Bugradanordnung.
Hersteller	Aquila technische Entwicklungen GmbH, Berlin
Baujahr	2006
Werknummer	AT01-151
Triebwerk	Hersteller: Bombardier recreational products (BRP) Powertrain GmbH & Co. KG, Gunskirchen (A). Baumuster Rotax 912 S3[1], Werknummer 4.923.257, hergestellt im Jahre 2005. Viertakt-Saugmotor mit vier Zylindern in Boxeranordnung und einer Startleistung von 73.5 kW bei

[1] EASA *type-certificate data sheet* Nummer E 121

	5800 RPM und einer höchsten Dauerleistung von 69.0 kW bei 5500 RPM. Die Zylinderköpfe des Motors sind flüssigkeits- und die Zylinder stauluftgekühlt. Über ein Getriebe mit dem Übersetzungsverhältnis von 2.43:1 wird der Propeller angetrieben. Integriert in das Getriebe ist eine Überlastkupplung, welche bei 800 Nm Propellerdrehmoment auslöst, um den Motor im Falle einer Bodenberührung des Propellers vor Überbelastung zu schützen.
Propeller	Hersteller: MT-Propeller GmbH, Atting (D) Baumuster MTV-21-A/175-05, Werknummer 06278, Baujahr 2006 Verstellbarer Zweiblattpropeller in Verbund-Bauweise mit konstanter Drehzahl, hydraulisch betätigt.
Betriebsstunden Zelle	601:29 h seit Herstellung
Betriebsstunden Triebwerk	601:29 h seit Herstellung
Betriebsstunden Propeller	601:29 h seit Herstellung 527:45 h seit Überholung
Höchstzulässige Abflugmasse	750 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges im Unfallzeitpunkt betrug ca. 670 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte 100h Kontrolle Zelle resp. 200h Kontrolle Triebwerk fand am 8. Juli 2009 bei 589:08 h statt.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch waren keine Störungen und Wahrnehmungen eingetragen.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 10. Juli 2009 / Nr. 3.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28. August 2007, gültig bis Widerruf
Lufttüchtigkeits-Folgezeugnis	Datum der Ausstellung: 25. Juni 2009 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 26. Juni 2010
Zulassungsbereich	VFR bei Tag

1.3.1 Luftfahrzeug-Flughandbuch

Das Luftfahrzeug-Flughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) wird vom Hersteller in deutscher und englischer Sprache publiziert und revidiert. Im Flugzeug wurde ein AFM in englischer Sprache gefunden, welches den Revisionsstand A.10 vom 5. März 2006 aufwies. Der aktuelle Revisionsstand der englischen Version des AFM war zum Unfallzeitpunkt A.11 vom 30. November 2007.

Die aktuelle deutsche Version des AFM hatte zum Unfallzeitpunkt den Revisionsstand B.12 vom 17. September 2008.

Anlässlich der Prüfung über die Konformität der Lufttüchtigkeit des Flugzeuges HB-SFV vom 23. Juni 2009 stellte der Sachverständige in seinem Prüfbericht unter Punkt 4.13 fest, dass das AFM mit dem Revisionsstand A.10 vom 5. März 2006 vollständig und nachgeführt vorliege.

1.3.2 Notverfahren

Im zum Zeitpunkt des Unfalls gültigen AFM mit dem Revisionsstand B.12 findet sich nebst anderem im Kapitel Notverfahren das Folgende:

„(…)

D) Wiederanlassen des ausgefallenen Triebwerkes bei stehendem Propeller

1. Elektrische Verbraucher		*AUS*
2. Batterieschalter		*EIN*
3. Propellerverstellung		*STARTSTELLUNG*
4. Brandhahn Wenn Tank leer, auf vollen Tank umschalten		
5. Elektr. Kraftstoffpumpe		*EIN*
6. Leistungshebel	*Motor warm*	*2 cm nach vorne*
	Motor kalt	*LEERLAUF*
7. Choke	*Motor warm*	*AUS*
	Motor kalt	*EIN*
8: Zündschalter		*BOTH*
9. Startschalter		*START*
Nach erfolgreichem Anlassen:		
10. Öldruck		*Prüfen*
11. Choke		*AUS*
12. Elektr. Verbraucher nach Bedarf		*EIN*
13. Öltemperatur		*Prüfen*

ANMERKUNG

Durch Andrücken des Flugzeuges auf ca. 120 kts kann der Motor durch Windmilling ebenfalls wieder angelassen werden.
Es entsteht dabei ein Höhenverlust von ca. 1000 ft / 300 m.
(…)

3.8 Gleitflug mit ausgefallenem Triebwerk

Abhängig von der Flughöhe über Grund und dem Windeinfluss können im Gleitflug unterschiedlich lange Strecken zurückgelegt werden, die das Aufsuchen eines geeigneten Landefeldes oder das Erreichen des nahen Flugplatzes möglich machen. Für das Erzielen der optimalen Gleitstrecke ist wie folgt zu verfahren:

1. Landeklappen	*EIN / Reisestellung*
2. Fluggeschwindigkeit (IAS)	*78 kts*
3. Sichere Gleitzahl	*14* *d.h. 1000 ft Höhendifferenz ergeben eine Gleitstrecke von ca. 4,0 km (bei Windstille)*

ANMERKUNG

Rücken- bzw. Gegenwind beeinflusst die Gleitstrecke massgeblich."

1.3.3 Tanksystem und Treibstoffvorrat

Die HB-SFV hatte zwei Tragflächentanks mit je 60 Liter Tankinhalt, wovon jeweils 5.2 Liter pro Tank nicht ausfliegbar waren.

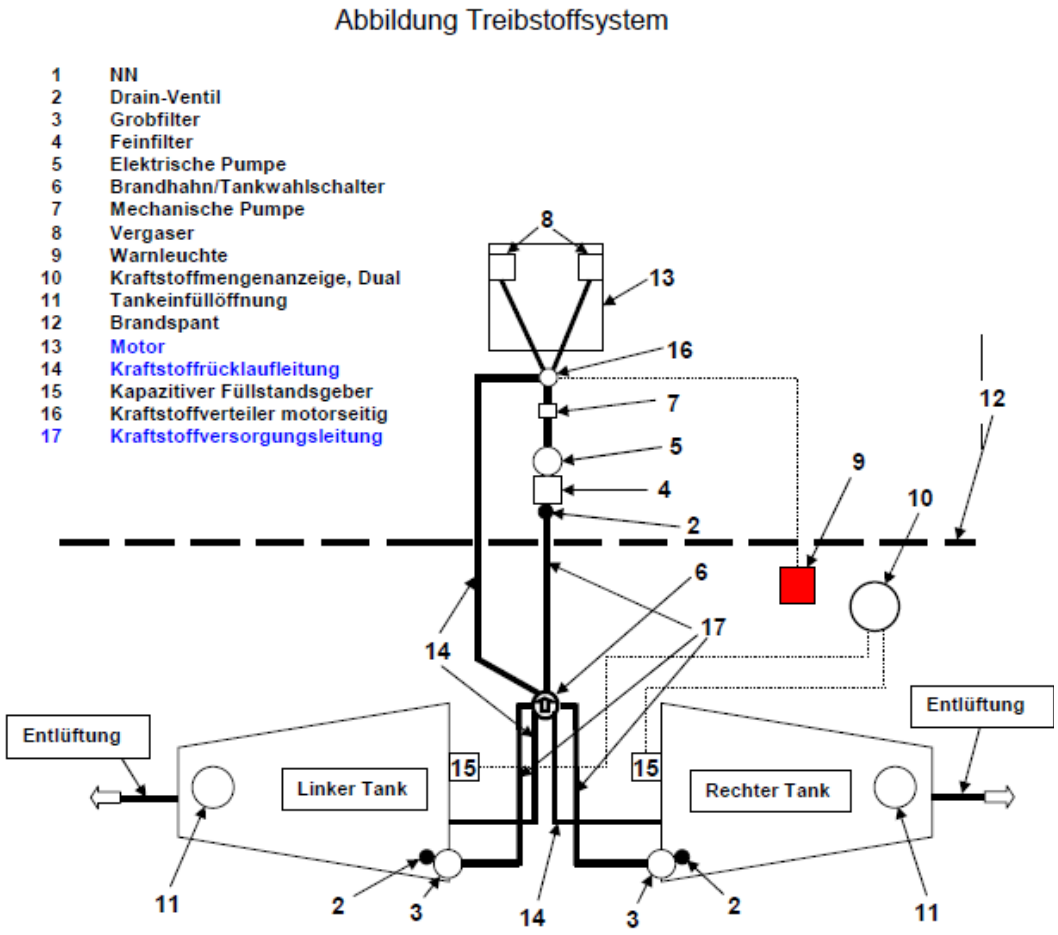

Abb. 1: Darstellung des Treibstoffsystems gemäss Revision B.12. In blauer Schrift sind die Änderungen der Abbildung zur Vorgängerversion dargestellt.

Vor dem Unfallflug fand ein knapp einstündiger Ausbildungsflug mit einer anderen Besatzung statt. Vor diesem Flug wurde die Maschine mit 40 Liter AVGAS 100LL betankt.

Diese Besatzung übergab dem Piloten das Flugzeug mit der Aussage, dass beide Tanks noch je 1/3 voll waren.

Der Treibstoffvorrat wurde vor dem Unfallflug ohne Messstab visuell überprüft. Ist der Tank zu einem Drittel voll, kann bei einer visuellen Überprüfung festgestellt werden, dass Treibstoff im Tank ist. Die Menge des Treibstoffs im Tank kann bei diesen Verhältnissen mit einer visuellen Prüfung nicht präzis ermittelt werden.

Nach dem Unfall wurden die folgenden Treibstoffmengen ermittelt:

Linker Tank: 7.2 Liter
Rechter Tank: 12.1 Liter
Total: 19.3 Liter

Erfahrungsgemäss konnte bei der HB-SFV mit einem Verbrauch von ca. 20 Liter pro Stunde gerechnet werden. Somit standen abzüglich der nicht ausfliegbaren Treibstoffmenge von 10.4 Liter noch knapp 9 Liter zur Verfügung, was einer Flugzeitreserve von etwa 25 Minuten entspricht.

Treibstoffzufuhr:

Bei der Demontage der einzelnen Elemente der Treibstoffzufuhr wurde folgendes festgestellt:

Element	**Einbauort**	**Zustand**
- Druckleitung:	Kabinenwand	Trocken, leer.
- Verteilleitungen:		ca. 0.5 cm^3.
- Mechanische Pumpe:	Motor	ca. 0.5 dl
- Rückleitung:	Kabinenwand	Trocken, leer.
- Vergaser rechts:	Schwimmergehäuse	Normal gefüllt, sichtbare Korrosionsspuren und Schmutzpartikel.
	Zuleitung	Feucht.
- Vergaser links:	Schwimmergehäuse	Normal gefüllt, sichtbare Korrosionsspuren.
	Zuleitung	Trocken, leer.
- Elektrische Pumpe:	Kabinenwand	Normal gefüllt. Die elektrische Pumpe funktionierte beim Einschalten einwandfrei.

Die zusammenfassenden Ergebnisse der Untersuchungen zeigten ein gutes Funktionieren der Treibstoffzufuhr.

1.3.4 Zugelassene Treibstoffsorten

Im Luftfahrzeug-Flughandbuch steht in Zusammenhang mit den zugelassenen Treibstoffsorten im Kap. 1.8 unter anderem Folgendes:

„Zugelassene Kraftstoffsorten mit minimaler Oktanzahl 95 ROZ:

EN228 Super
EN228 Super plus
AVGAS 100LL

AVGAS belastet durch hohen Bleianteil die Ventilsitze höher, bildet erhöhte Brennraumablagerungen und Bleischlamm im Ölsystem. Es sollte daher nur im Falle von Dampfblasenproblemen oder wenn die anderen Bezinsorten nicht verfügbar sind, verwendet werden.

(siehe auch Betriebshandbuch für ROTAX Motor Type 912 Serie letztgültige Ausgabe)"

Ergänzend hierzu findet sich im Wartungshandbuch des Triebwerks, Kapitel 05-20-00, folgender Hinweis:

„Die Wartungscheckliste weist auch eine Spalte für eine 50 h Kontrolle auf. Diese wird vom Hersteller empfohlen ist aber mit Ausnahmen des Ölwechsels nicht zwingend vorgeschrieben."

Die HB-SFV wurde grundsätzlich mit Autobenzin[2] betrieben. AVGAS 100LL sollte nur im „*Notfall*" getankt werden. War dies der Fall, waren die Piloten angehalten, im Flugreisebuch einen entsprechenden Vermerk zu machen.

Anfangs Juni 2009 wurde mit der HB-SFV ein Auslandflug durchgeführt. Dabei wurden 7:51 h geflogen. Da nicht überall Autobenzin verfügbar war, wurde zweimal eine Menge von insgesamt 115 Liter AVGAS 100LL getankt. Dies ergibt einen AVGAS Anteil von über 70%.

Zwischen dem 27. Juni und dem 1. Juli 2009 wurden viermal eine Menge von insgesamt 150 Liter AVGAS 100LL getankt. Dabei wurden 8:03 h geflogen. Dies ergibt einen AVGAS Anteil von über 90%.

Im Zeitraum vom 14. Oktober 2008 bis zum Unfalldatum wurde der Motor der HB-SFV zu einem Anteil von ca. 13% AVGAS 100LL betrieben.

1.3.5 Empfehlung bei der Verwendung von AVGAS 100LL

Gemäss *service instruction* SI-912-016 Kapitel 3.3 empfiehlt der Hersteller des Triebwerks beim Betrieb des Motors mit AVGAS 100LL folgendes:

*„Sollte der Motor überwiegend mit verbleitem AVGAS-Kraftstoff betrieben werden, so sind spätestens **alle 50 Betriebsstunden** zusätzlich folgende Wartungsarbeiten wie:*

- *Ölfilter wechseln*
- *Öl wechseln*
- *Ölstandskontrolle etc. gemäss letztgültigem Wartungshandbuch durchzuführen.*

zusätzlich Beachtung folgender Betriebsbedingungen:

■ *ACHTUNG: Unter überwiegendem Betrieb ist zu verstehen, wenn Motoren zu mehr als 30% der Betriebsdauer mit verbleitem AVGAS Kraftstoff betrieben werden.*

◆ *HINWEIS: Bei Betrieb mit verbleitem AVGAS Kraftstoff **empfehlen** wir einen Ölwechsel **alle 25 Betriebsstunden** durchzuführen.*

Durch die verkürzten Ölwechselintervalle sollte gewährleistet sein, dass mögliche Ablagerungen und Schlammbildung rechtzeitig aus dem Motor entfernt werden und nicht zu erhöhtem Verschleiss oder Betriebsstörungen führen."

Der Hersteller des Flugzeuges verweist im AFM ebenfalls mehrfach auf diese *service instruction.*

1.3.6 Angaben zum Unterhalt

1.3.6.1 Allgemein

Der Unterhalt der HB-SFV erfolgte durch die Firma Skyparts GmbH in Hausen. Hierfür wurde das Flugzeug jeweils von Thun nach Hausen überflogen.

[2] Als Autobenzin wird hier der in der Automobiltechnik üblicherweise verwendete Treibstoff nach EN228 bezeichnet. In der Aviatik wird derartiger Treibstoff oftmals MOGAS genannt.

Es bestehen keine Bescheinigungen über durchgeführte Ölwechsel bei 50 bzw. 25 Stunden.

1.3.6.2 Reparaturarbeiten nach Propeller-Bodenberührung

Im Wartungshandbuch des Flugzeuges wird als Massnahme nach einer Propeller-Bodenberührung (*violent stop of the engine*) folgendes gefordert:

„In the event that the propeller was touching the ground or the engine was inadvertently stopped violently (shock loading) the propeller gear box must be disassembled and inspected by an authorized workshop.

CAUTION: Only qualified technicians (authorized by Aviation Authority and after successful attendance of the relevant ROTAX training course) are authorized to perform this work.

Check additional equipment (external alternator, hydraulic governor, ignition unit, coolant and oil hoses) for damage."

Zum selben Thema finden sich im Wartungshandbuch des Motorenherstellers nebst anderem auch folgende Anweisungen:

„2.1) Kontrolle des Getriebes / Motors

Untersuchung des Motors nach Bodenberührung bzw. ungewolltem Propellerstillstand.

2.1.1) Getriebeausführung mit integrierter Überlastkupplung

- *Sichtkontrolle des Motors auf eventuelle Beschädigung durchführen. Bei Feststellung einer Beschädigung muss der gesamte Motor überprüft, repariert oder überholt werden, in Übereinstimmung mit den BRP-Rotax Anweisungen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit.*
- *Alle Systeme auf korrekte Funktion prüfen*
- *(…)*
- *Getriebe und ZR-Lager der Propellerwelle abbauen.*
- *Das gesamte Getriebe muss überprüft, repariert oder überholt werden, in Übereinstimmung mit den BRP-Rotax Anweisungen zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit.*
- *Detaillierte Inspektion der betroffenen Getriebekomponenten.*
- *NDT für Risse auf Getriebegehäuse, Propellerwelle und Zahnradsatz.*
- *(…)*
- *Kurbelwelle abtriebseitig auf Rundlauf prüfen. Siehe 72-00-00 Kapitel 3.9.15 des Wartungshandbuches II (Heavy Maintenance), TNr. 899602.*"

In den technischen Akten der HB-SFV finden sich bezüglich der Reparaturarbeiten unter anderem die folgenden Bescheinigungen:

- Der defekte Propeller und das Getriebe wurden demontiert.
- Der Propeller wurde grundüberholt.

- Das grundüberholte Getriebe 914 F3; P/N 887.707; S/N 19.655 im Austausch eingebaut.
- Auf dem EASA Formblatt 1 dieses Getriebes ist unter der Rubrik 9 (Verwendbarkeit) *ROTAX Motortype 914 F3* vermerkt.

1.3.6.3 Unterhaltsarbeiten 2007

Am 6. September 2007, bei 287:21 Betriebsstunden, wurde eine 100 h Kontrolle durchgeführt. Zudem wurden folgende Arbeiten bescheinigt:

- Ventildeckel demontiert und Ventilsteuerung auf Fremdkörper kontrolliert.
- Getriebe demontiert und auf Fremdkörper kontrolliert (Kunststoffartige Teile in Ölbehälter gefunden). Keine weiteren Plastikteile gefunden.

1.3.6.4 Unterhaltsarbeiten 2009

Der Unterhaltsbetrieb machte folgende Angaben zu den zwischen dem 6. und 8. Juli 2009 durchgeführten Wartungsarbeiten: *„(…)*

Das Flugzeug wurde am 06.07.2009 zur 100 Std. Kontrolle gebracht. Dabei wurde erwähnt, dass der Propeller vermutlich schwerer zu drehen sei als früher. Wir haben danach anlässlich der der Kontrolle zusätzlich eine Prüfung der Schwergängigkeit des Motors anhand der Unterlagen Rotax Wartungshandbuch 05-50-00, 912 Serie Ausgabe 1 / Rev. 0 durchgeführt. Da der gemessene Widerstand in der Toleranz lag, wurden keine weiteren Massnahmen mehr ergriffen. Der Wert wurde nicht festgehalten, dieser lag im Bereich des vorgeschriebenen Wertes. Gemessen wurden ca. 110 bis max. 120 Nm.

Bei der Abgabe des Flugzeuges wurde von uns darauf hingewiesen, dass bei weiterer Zunahme des Widerstandes mit uns Kontakt aufgenommen werden soll. Für uns gab es damals keinen weiteren Anlass die Sache zu verfolgen, da der Wert innerhalb der vorgeschriebenen Grenze lag und wir keinen Anhaltspunkt über den Widerstand (Schwergängigkeit) des betreffenden Motors vor der oben erwähnten Meldung des Halters hatten. Weiter gehen wir davon aus, dass eine Toleranzgrenze so angesetzt ist, dass im Normalfall ein sicherer Betrieb bis zur nächsten Kontrolle möglich ist.

(…)"

Auf eine entsprechende Anfrage des BFU antwortete der Halter der HB-SFV zu diesem Punkt folgendermassen:

„(…)

Meinerseits wurde dem Unterhaltsbetrieb in Hausen nie über eine Schwergängigkeit des Motors berichtet. Ich habe heute Morgen mit unserem Chefffluglehrer, [Name]*, telefoniert. Auch er ist sich nicht bewusst eine solche Äusserung gemacht zu haben. Die Flugschule, und damit die Fluglehrer, haben die Aquila HB-SFV regelmässig geflogen und den Motor durchgedreht für den Oilcheck. Das Durchdrehen des Motors war immer relativ hart über das Getriebe und die Kompression, eine sich anbahnende Schwergängigkeit liess sich nicht feststellen.*

(…)"

1.4 Angaben zum Flugplatz

Der Flugplatz Thun befindet sich ca. 2.5 km westlich der Stadt Thun. Verschiedene Gruppen aus den Bereichen Motor- und Segelflug betreiben den Flugbetrieb auf Vereinsbasis.

Die Graspiste des Flugplatzes Thun weist folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen
14/32	800 x 30 m

Die Bezugshöhe des Flugplatzes beträgt 1837 ft AMSL.

1.5 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.5.1 Wrack

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

- Der Leistungshebel war auf ca. ¼ des Weges zwischen Leerlauf und Vollgas.
- Der Propellerverstellhebel war auf der Stellung LOW RPM.
- Die Vergaser-Vorwärmung war gestossen, d.h. ausgeschaltet.
- Der Tankwahlschalter war auf der Stellung LINKS.
- Die Zündung war auf der Position OFF.
- Der Hauptschalter war auf der Position OFF.
- Die elektrische Treibstoffpumpe war ausgeschaltet.
- Alle übrigen elektrischen Verbraucher waren ausgeschaltet.
- Die Landeklappen befanden sich in der Stellung CRUISE (eingefahren).

Eine visuelle Prüfung der Ruderanschlüsse, Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge und Spannschlösser sowie Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Durch den Aufprall wurde der kombinierte Öl- und Motorkühlradiator derart zerstört, dass die Motorenölmenge zum Unfallzeitpunkt nicht mehr ermittelt werden konnte.

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

Das Flugzeug war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft* – ELBA) ausgerüstet. Das Gerät war eingebaut und sendete ein Notsignal aus.

1.5.2 Aufprall

Abb. 2: Aufprallspuren, Blick in Flugrichtung

Nachdem die HB-SFV die hüfthohen Pflanzen mit den Flügeln berührt hatte, wurde die Maschine stark abgebremst. Im lockeren Erdreich sank das Fahrwerk ein, sodass es nach der Bodenberührung zum Überschlag kam.

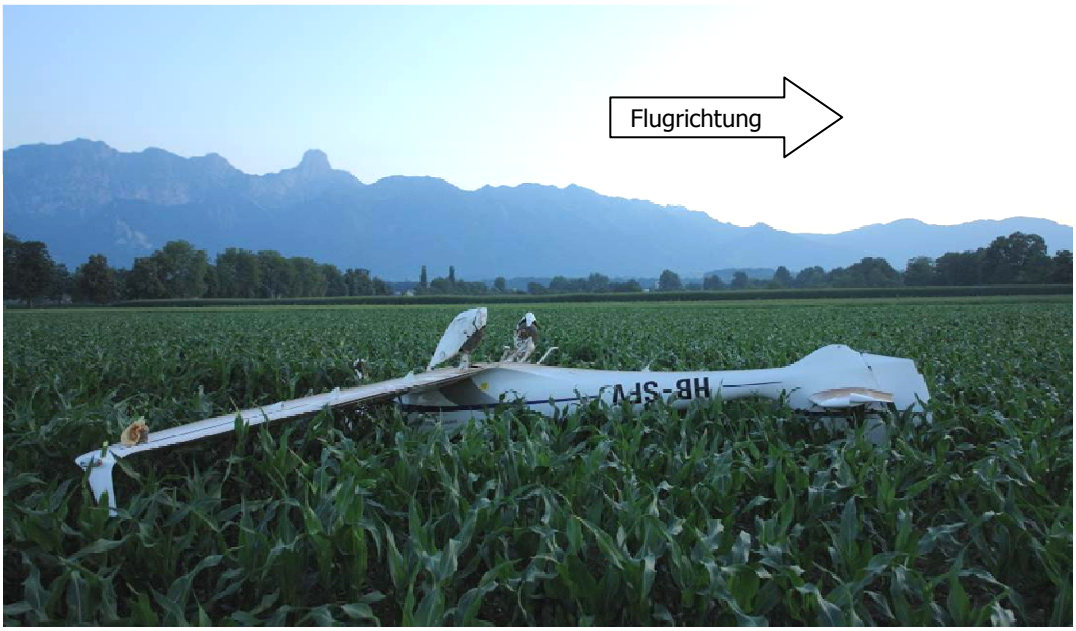

Abb. 3: Wrackendlage

1.5.3 Unfallstelle

Bei der Unfallstelle handelte es sich um ein Maisfeld, dessen Pflanzen etwa hüfthoch waren. Das Erdreich war neben den Fahrspuren vom Traktor locker beschaffen.

1.6 Versuche und Forschungsergebnisse

1.6.1 Treibstoff

1.6.1.1 Allgemeines

Nach dem Unfall wurden Treibstoffproben aus dem Wrack und den Tankanlagen des Flugplatzes Thun entnommen und einer Untersuchung unterzogen. Dabei konnten die folgenden Feststellungen gemacht werden:

1.6.1.2 Treibstoff aus der Tankanlage AVGAS 100LL

Das untersuchte Flugbenzin aus dieser Tankanlage erfüllte die Anforderungen an Flugbenzin 100 LL.

1.6.1.3 Treibstoff aus der Tankanlage MOGAS

Das untersuchte Benzin aus dieser Tankanlage war ein typisches Sommerbenzin mit einem Dampfdruck am oberen Limit der Spezifikation. Aufgrund des hohen MTBE[3]-Gehaltes dürfte es sich um ein *„Bleifreies Benzin 98*‟, das heisst ein Benzin mit einer guten Klopffestigkeit gehandelt haben. Die Untersuchung zeigte typische Dieselkomponenten. Die Verschmutzung dieses Benzins mit Dieselöl konnte auf 0.5% geschätzt werden.

1.6.1.4 Treibstoff aus dem Wrack

Das Benzingemisch aus den beiden Flügeltanks enthielt ca. 40% Autobenzin und 60% Flugbenzin 100LL. Diese Abschätzung ist durch den Vergleich der Dichte, des Bleigehaltes und des MTBE-Gehaltes dreifach belegt. Dieses nicht genormte Gemisch zeigte keine Auffälligkeiten.

1.6.2 Ermitteln des Treibstoffvorrates

Der Treibstoffvorrat kann mit einem Messstab und mit der elektrischen Treibstoffanzeige ermittelt werden.

Eine Untersuchung dieser Treibstoffvorratsanzeigen ergab folgendes:

- Am Messstab befinden sich die Markierungen bzw. Einkerbungen bei ¾ und ½ Tankfüllstand.
- Das Ende des Messstabes entspricht einem Tankfüllstand von ¼.
- Unterhalb des ¼-Bereiches ist keine Aussage über die im Tank vorhandene Menge möglich.

Das elektrische Treibstoff-Messsystem zeigt sehr ungenaue Werte an:

- Befinden sich im linken Tank ≤15 Liter und im rechten Tank ≤10 Liter, was einer Flugzeitreserve von ca. 45 Minuten entspricht, zeigt die elektrische Treibstoffanzeige für beide Tanks den Wert E (*empty*) an.
- Nachdem das System gemäss Wartungshandbuch kalibriert wurde, veränderten sich diese Werte nur unwesentlich.

[3] MTBE: Methyl-tert-butyl-ether

1.6.3 Triebwerk

1.6.3.1 Allgemeines

Das Motorgehäuse ist längs in vertikaler Richtung in zwei Hälften getrennt und verschraubt[4]. Diese Trennebene schneidet die Kurbelwellenachse (H) und die Achse der unter der Kurbelwelle angeordneten Nockenwelle (N).

Die Kurbelwelle ist im Motorgehäuse dreifach gelagert, wobei das mittlere Lager (H2) auch als Axiallager dient. Für diese drei Lager werden spezielle Mehrmetall-Gleitlagerschalen verwendet. Die Nockenwelle läuft ebenfalls in drei Gleitlagern. Diese Gleitlager sind ohne ein spezielles Gleitlagermaterial direkt ins Aluminiumgehäuse eingearbeitet. Die Nockenwelle wird von der Kurbelwelle mit einem Übersetzungsverhältnis 2:1 über Zahnräder angetrieben.

Die Ventile des Motors werden über Stossstangen und Kipphebel von der Nockenwelle betätigt.

Das Laufspiel der Nockenwelle und der Kurbelwelle wird unter anderem von der Oberflächengüte, dem Verschleiss der Trennflächen der Motorgehäusehälften, dem Zusammenbau und dem Anziehmoment der Schrauben beeinflusst.

Die dreifach gelagerte Nockenwelle bildet zusammen mit dem Antriebszahnrad, dem sog. Steuerrad, eine Einheit, welche bei Bedarf immer als Ganzes ersetzt wird. Das Steuerrad besteht aus gehärtetem Einsatzstahl und die Nockenwelle aus vergütetem Nitrierstahl. Beide Teile sind durch eine Presspassung[5] verbunden. Zusätzlich zu dieser kraftschlüssigen Verbindung wird das Steuerrad mit einem Halbrundkeil, der sog. Scheibenfeder gesichert. Eine solche Keilverbindung, man bezeichnet diese auch als formschlüssige Verbindung, dient als zusätzliche Verdreh-Sicherung des Steuerrades auf der Nockenwelle und soll sicherstellen, dass die Ventilsteuerzeiten des Motors sich nicht verändern.

1.6.3.2 Kontrolldemontage

Das Triebwerk wurde einer Kontroll-Demontage unterzogen. Dabei wurde unter anderem folgendes festgestellt:

- Über dem oberen Totpunkt der Kolben wurden an den Zylinderwänden massive Ablagerungen vorgefunden.
- An den Ventiltellern waren Ablösungen durch den Aufschlag auf den Kolbenboden erkennbar. Entsprechende Einschläge waren auch genau gegenüberliegend an den jeweiligen Kolbenböden zu erkennen, was das Aufschlagen der Ventilteller bestätigt. Die Ventile waren weder am Schaft noch am Teller verkrümmt.
- Bei der Zerlegung des Getriebes wurde festgestellt, dass die Kunststoff-Anlaufscheibe komplett fehlte und nur noch in diversen kleinen Bruchstücken zu finden war.
- An der Längsverzahnung der Kurbelwelle konnte ein Ausbruch an einem Zahn und starke Korrosion festgestellt werden. Die makroskopische Begutachtung deutet auf einen Dauerbruch hin. Dieser wurde vermutlich durch

[4] siehe Anlage 1

[5] Mit einer Presspassung wird eine Verbindung bezeichnet, bei welcher der Durchmesser der Welle gegenüber der Aufnahmebohrung ein klar definiertes Übermass aufweist.

die lose Mutter M30 x 1.5 LH (P/N 842575) verursacht, welche bei korrekter Montage mit einem Anzugsmoment von 200 Nm angezogen wird.

- Die Lagerbohrung N2 war verschlissen und wies einen starken Materialabtrag auf (siehe Anlage 1, Abb. 7).
- Die Lagerung N2 der Nockenwelle zeigte Reibspuren.
- Im Bereich der Hauptlagerstelle H2 war ein Verschleiss an der Gehäusetrennfläche zu sehen.
- Der Kurbelwellenschlag betrug beim Hauptlager H2 0.1 mm; maximal erlaubt wären 0.08 mm.
- Beide Hauptlagerschalen H2 zeigten einen starken Materialabtrag und eine Anlaufverfärbung, welche auch auf der Kurbelwelle im Bereich H2 zu sehen war.
- Nach der Demontage des Steuerrades von der Nockenwelle konnte festgestellt werden, dass der Halbrundkeil am Steuerrad der Nockenwelle abgeschert war. Das Steuerrad hatte sich dadurch auf der Nockenwelle verdreht.
- Alle Zündbauteile wurden auf dem Zündprüfstand überprüft und waren in Ordnung.
- Es wurden starke Korrosionsrückstände und Schmutz in den Schwimmerkammern beider Vergaser festgestellt, welche auf Wasser in der Schwimmerkammer hindeuten.
- Das Schwimmerniveau war korrekt eingestellt und die Gasschieber waren leichtgängig.
- Die Treibstoffpumpe wurde aufgeschnitten und zerlegt. Alle Teile waren in Ordnung und es konnten am Treibstoffsieb nur geringe Mengen Schmutzpartikel festgestellt werden.
- Die Ölpumpe wurde komplett zerlegt und es konnten keinerlei Beschädigungen an den Bauteilen festgestellt werden.
- Der Ölfilter wurde aufgeschnitten und das Filterelement auf Partikel überprüft. Die hier gefundenen Partikel waren in Grösse und Anzahl im normalen Umfang.
- Der Magnetzapfen war frei von metallischen Rückständen.
- Die Funktionsüberprüfung des hydraulischen Verstell-Reglers (*governor*) ergab, dass dieser korrekt funktionierte.

Nach der Demontage der Kurbelwelle konnten die folgenden Feststellungen gemacht werden:

- Am Hauptlager H2 der Kurbelwelle zeigten sich Rückstände, die möglicherweise vom Gleitlager stammten.
- Sämtliche Pleuellager zeigten Verschleissanzeichen, vor allem in den hauptbelasteten Zonen.
- Ein möglicher Ölmangelschaden kann mit den zur Verfügung stehenden Methoden und Bauteilen weder nachgewiesen noch ausgeschlossen werden.

Zusammenfassend beurteilte der Motorenhersteller den Motorschaden wie folgt:

„Grundsätzlich handelt es sich bei diesem Fall (Motornummer 4.923.257) um die Folge eines Gehäusetrennflächenverschleisses, was in weiterer Konsequenz zu

einer blockierenden Nockenwelle geführt hat. Das Abscheren der Scheibenfeder ist ein Folgeschaden der aus der blockierten Nockenwelle resultiert.

Da dieser Fehler in Einzelfällen auftritt, wurde bereits im Jahr 2006 einerseits eine umfassende Änderung der Kurbelgehäuseverschraubung eingeführt und andererseits für die im Feld befindlichen Motoren eine Kontrolle zur frühzeitigen Erkennung des Fehlers. Zur Kontrolle bei Schwergängigkeit des Motors wurde das Kap. 05-50-00 Pkt. 3.9) im Line Maintenance Manual ergänzt."

1.6.3.3 Messungen und metallurgische Untersuchungen

Die für die Verbindung des Steuerrads zur Nockenwelle relevanten Teile wurden bezüglich Abmessungen, Oberflächenzustand, Herstellgüte und Materialqualität metallurgisch wie chemisch überprüft.

Alle drei Teile entsprechen den Material- und Fabrikationsspezifikationen des Herstellers.

Die Keilbruchflächen wurden zusätzlich auf Anrisse, welche auf Ermüdung zurückzuführen sind, untersucht. Die ganze Bruchfläche des Keils weist Schubwaben auf. Es handelt sich dabei um einen richtungsorientierten Scherbruch. Das Restkeilstück von ca. 3 x 9 mm aus der Steuerradnut weist auf der Bruchfläche starke Verreibungen auf. Bei diesen Verreibungen handelt es sich um Sekundärschäden, sie sind nach dem Bruch durch das Verdrehen des Steuerrades auf der Nockenwelle entstanden. Aufgrund dessen war eine eindeutige Interpretation dieser Bruchfläche nicht möglich.

In der Flanke der Keilnut in der Nockenwelle konnten Anrisse festgestellt werden, bei welchen es sich höchstwahrscheinlich um Ermüdungsrisse handelt.

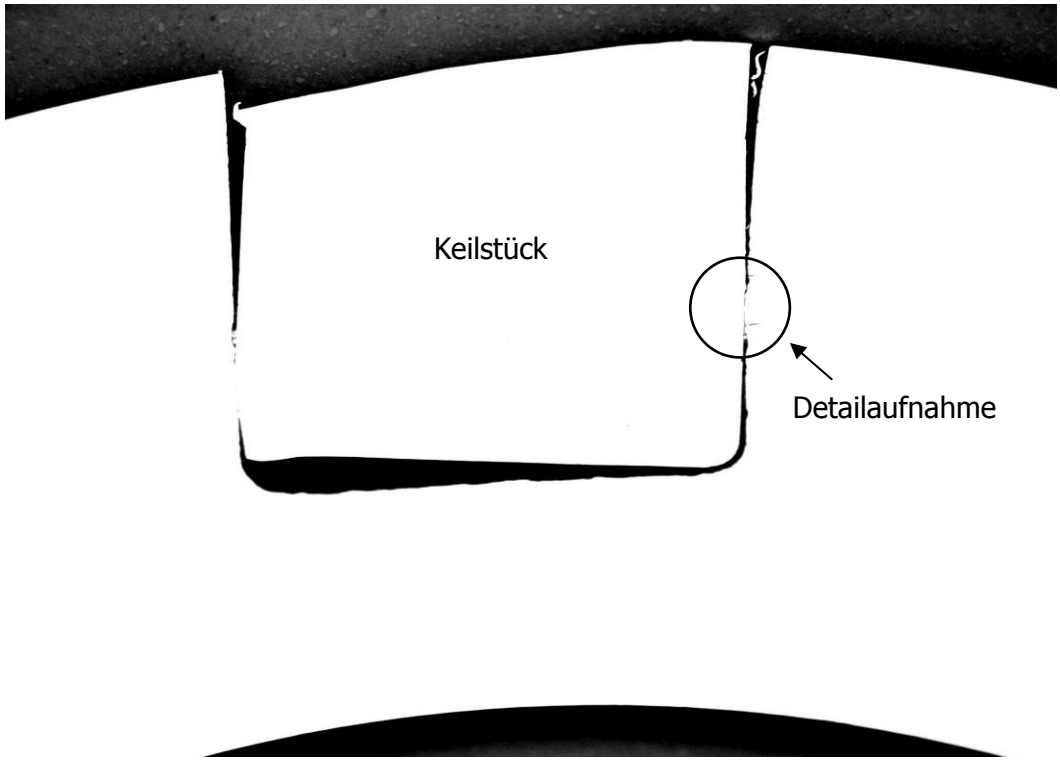

Abb. 4: Nockenwellen Mikroquerschliff ungeätzt - Nut mit gebrochenem Keilstück

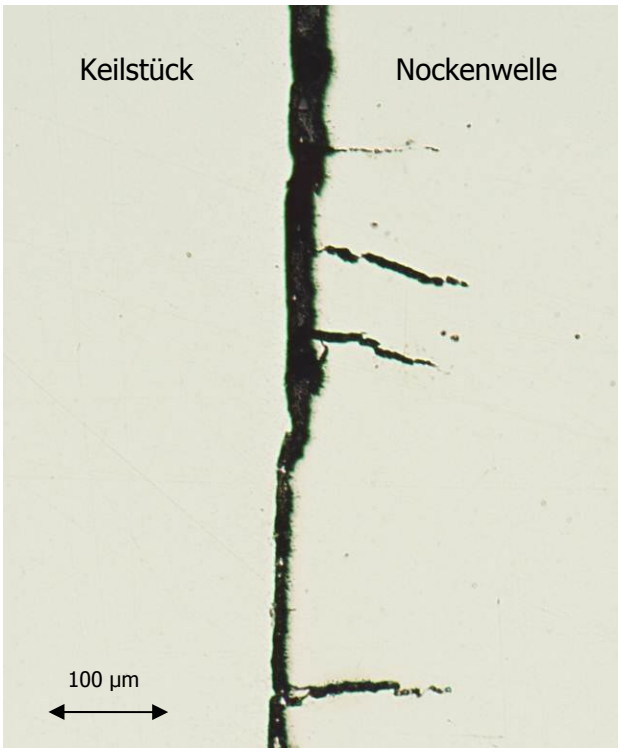

Abb. 5: Detailaufnahme aus Abb. 4 – Risse in der Flanke der Keilnut der Nockenwelle

Das mit der metallurgischen Untersuchung beauftragte Labor stellte folgendes fest:

„Im Bereich der Keilsitz-Nutzzone weist die untersuchte Nockenwelle Schwingungsrisse auf. Daraus und aus dem Bruchbild des Keils kann geschlossen werden, dass die Verbindung Nockenwelle-Steuerrad über längere Zeit vor dem Totalversagen gelockert war. Es muss davon ausgegangen werden, dass auch der gehärtete Keil vor dem Scherbruch durch Schwingungsrisse vorgeschädigt war.

Das Lockern der Keilverbindung dürfte über längere Zeit zu starken Schwingungen der Nockenwelle geführt haben (…)"

Die Verformungsrichtung der abgescherten Keilteile und der Zustand der Keilnut in der Nockenwelle weisen darauf hin, dass die Keilverbindung beim Antreiben der Nockenwelle d.h. bei einem Momentenfluss vom Steuerrad zur Nockenwelle erfolgte, was dem Normalbetrieb entspricht.

Bei einer Bodenberührung des Propellers wird die Keilverbindung schockartig durch das plötzliche Stoppen des Steuerrades beansprucht. Der Keil wird dabei in der entgegengesetzten Richtung zum Normalbetrieb beansprucht. Bei der Keilverbindung konnten keine Anzeichen für eine Vorschädigung resultierend aus einer Bodenberührung des Propellers festgestellt werden.

1.7 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.7.1 Flugschule der Motorfluggruppe Thun

Die Flugschule der Motorfluggruppe Thun diente grundsätzlich zur Ausbildung der Mitglieder der verschiedenen Tätigkeitsgruppen auf dem Flugplatz Thun. Sie verfügte über eine Bewilligung des Bundesamtes für Zivilluftfahrt zum Betrieb einer Motorflugschule als sog. *registered facility* (RF).

Die folgenden Lizenzen und Berechtigungen konnten in der Motorflugschule Thun erlangt werden:

- RPPL (A) *restricted private pilot licence aeroplane*
- PPL (A) *private pilot licence aeroplane*
- NIT *night flight qualification*
- ACR *aerobatics*
- MOU *mountain flying*
- SEP *single-engine piston aeroplane*
- TMG *touring motor glider*

Die Flugschule beschäftigte im Nebenamt sieben Fluglehrer.

1.7.2 Ausbildung des Piloten auf dem Unfallmuster

Die HB-SFV wurde ab dem Sommer 2006 mehrheitlich für die Grundausbildung eingesetzt. Verschiedene Gruppenmitglieder mit PPL waren daran interessiert, eine Ausbildung auf der Aquila AT01 zu absolvieren. Zu diesem Zweck wurden die ca. 20 daran interessierten Piloten in Gruppen eingeteilt und besuchten an einem Abend zuerst einen Theoriekurs. Dabei wurden sie über die Eigenschaften und die Leistungsfähigkeit des Flugzeuges unterrichtet. In den ersten Theoriekursen mussten die Notverfahren im Selbststudium erarbeitet werden. Später waren sie Bestandteil des Theoriekurses.

Das Programm „Differenz- und Variantentraining für Aquila" setzte sich aus den folgenden Ausbildungsteilen zusammen:

- Technische Einweisung — 90-120 Minuten
  limitations, normal-, emergency procedures
  weight and balance, performance + Besonderheiten
- Aussenkontrolle / Cockpiteinweisung — 30 Minuten
- Einführungsflug — 45 Minuten
- Volten / Anflüge — 45 Minuten
- Notverfahren — 30 Minuten
  2 Notlandeübungen auf dem Flugplatz
  1 Notlandeübung ausserhalb des Flugplatzes
  + *simulated emergencies and malfunctions*
- Abschlusstraining — 90 Minuten

Zusammengefasst ergab dies einen 120- bis 150-minütigen Theorieteil und eine praktische Ausbildung von vier Stunden, wobei laut Flugschule die minimale Flugzeit für die praktische Ausbildung nicht weniger als dreieinhalb Stunden betragen durfte.

Die Ausbildung des Piloten fand im Jahre 2007 statt. Die theoretische Ausbildung erfolgte mittels eines Aufgabenblattes, welches ausgefüllt dem Cheffluglehrer zurückgegeben werden musste. Das Aufgabenblatt umfasste die Themen „*Berechnung der Flugmasse und des Flugmassenmoments*", Ermitteln von Start- und Landeleistung, Berechnen von Reiseleistung inkl. Treibstoffverbrauch und das Ermitteln der Gleitstrecke anlässlich einer Notlandung aus 1000 ft AGL. Zum Lösen dieser Aufgaben wurden dem Piloten die entsprechenden AFM-Kopien abgegeben. Gemäss seinen Angaben konsultierte er das Luftfahrzeug-Flughandbuch während der Ausbildung nicht weiter.

Die praktische Ausbildung schloss der Pilot am 3. August 2007 nach 4:19 Stunden mit 17 Landungen erfolgreich ab. Sämtliche Punkte, d.h. Theorie und Praxis, wurden dabei im Kontrollblatt „*Differenz- und Variantentraining*" abgehakt. Simulierte Pannen von Systemen und die dazugehörenden Verfahren wurden während der Ausbildung weder geübt noch im AFM nachgeschlagen, obschon die entsprechenden Kästchen unter anderem für „*Benzinsystem*" und „*Notverfahren*" abgehakt wurden. Die geschulten Notverfahren beschränkten sich auf:

- Kurven (45°/60° Querlage)
- Langsamflug (*approach to stall*)
- Abreissen (*idle/full power stall*)
- Notlandeübungen (Flugplatz/Gelände)

1.7.3 Anforderungen des Bundesamtes für Zivilluftfahrt bezüglich Einweisungen

Seit Einführung von JAR-FCL 1 muss ein Fluglehrer oder ein *class rating instructor* (CRI) das durchgeführte Differenztraining im Logbuch des Piloten eintragen. Es wird kein abschliessender *skill test* oder das Abarbeiten eines hierfür vom BAZL zur Verfügung gestellten Einweisungsformulars verlangt. Jedoch benutzen die meisten Flugschulen ein Kontrollblatt für das Differenz- und Variantentraining, was vom BAZL nahegelegt wird.

1.7.4 Prüflisten

Der Halter benutzte für den Betrieb der HB-SFV eine eigene Prüfliste. Diese Prüfliste wurde in Anlehnung an die Verfahrensempfehlungen des Herstellers verfasst und beschränkte sich nur auf den Normalbetrieb der HB-SFV. Bei der vom Piloten beim Unfallflug benutzten Prüfliste handelte es sich um eine eigene Kopie der Liste des Betreibers, auf welcher diverse Punkte farblich hervorgehoben wurden.

1.7.5 Tägliche Kontrollen

Der Triebwerkhersteller schreibt im Betriebshandbuch für die tägliche Kontrolle nebst anderem auch folgendes Verfahren vor:

„*Luftschraube mehrmals von Hand in Motordrehrichtung durchdrehen. Dabei feststellen, ob irgendwelche abnormalen Geräusche oder Schwergängigkeit am Motor auftreten und regelmässige Kompression vorhanden ist.*"

Wird eine derartige Schwergängigkeit festgestellt, wird im Wartungshandbuch auf eine Sonderkontrolle verwiesen, bei welcher mit einem definierten Verfahren mittels einer Federwaage am Propeller das Drehmoment ermittelt wird. Das Drehmoment, um den gesamten Kurbeltrieb zu bewegen, darf maximal 150 Nm betragen.

Der Hersteller des Flugzeuges hat bezüglich der Überprüfung der Schwergängigkeit des Triebwerkes im AFM keine Kontrolle vorgesehen. Es gibt jedoch eine Weisung, nach welcher bei der Vorflugkontrolle der Ölstand kontrolliert wird. Dieser Vorgang wird wie folgt beschrieben:

„4. Ölstand *Der Motor ist einige Umdrehungen von Hand am Propeller in Motordrehrichtung zu drehen, um das Öl vom Motor in den Tank zu pumpen. Der Vorgang ist beendet, wenn Luft in den Öltank zurückströmt. Dies ist bei geöffnetem Öltankverschluss als Rauschen feststellbar. Nun mittels Ölmessstabes überprüfen, ob der Ölstand zwischen den beiden Markierungen - max./min.- des Ölmessstabes liegt.*

Differenz zwischen min./max. = 0.45 l"

In der vom Halter erstellten Prüfliste sind Teile der täglichen Kontrolle und der Vorflugkontrolle in den Punkten *general preparation* und *preflight inspection* zusammengefasst. Beim Punkt 15 *oil and coolant* wird auf das AFM verwiesen.

Der Querverweis zur Überprüfung der Schwergängigkeit fehlt somit bei Flugzeughersteller und Halter.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Treibstoffanzeige

Grundsätzlich muss vor jedem Flug die Menge des Treibstoffvorrats ermittelt werden. Das verunfallte Flugzeug Aquila AT01 verfügte über eine sehr ungenaue elektrische Treibstoffanzeige. Die Abklärungen nach dem Unfall lassen den Schluss zu, dass die elektrische Treibstoffanzeige während der letzten fünf Flugminuten vor dem Unfall auf E (*empty*) stand.

Als Redundanz konnte mittels eines Messstabes der Tankinhalt gemessen werden. Die sehr rudimentäre Skalierung auf demselben ist nur dazu geeignet, um 30 und 45 Liter Tankinhalt genau bestimmen zu können. Da das Messstabende einer Treibstoffmenge von 15 Liter entspricht, ist es nicht möglich, einen Füllstand von weniger als 15 Liter zu messen. Diese Messmethode wurde vor Antritt des Unfallfluges nicht verwendet.

2.1.2 Treibstoff

In der *Service Instruction* SI-912-016 empfiehlt der Hersteller des Triebwerkes, bei überwiegender Verwendung von AVGAS Treibstoff einen Ölwechsel bei spätestens 50 Betriebsstunden durchzuführen. Erfolgt der Betrieb ausschliesslich mit AVGAS 100LL empfiehlt der Hersteller das Öl alle 25 Betriebsstunden zu wechseln.

Zur Sicherstellung dieser Anweisung ist eine konsequente Überwachung der verwendeten Treibstoffe unabdingbar. Im vorliegenden Fall sind im Flugreisebuch die betankten AVGAS Mengen vermerkt. Eine Übersicht, welche eine Beurteilung der Notwendigkeit eines Ölwechsels erlaubt hätte, lag nicht vor. Speziell der Zeitraum zwischen Juni und Juli 2009, bei welchem mehrheitlich AVGAS 100LL getankt wurde, hätte eine derartige Beurteilung notwendig gemacht.

2.1.3 Triebwerk

Aus den vorgängigen Untersuchungen geht hervor, dass nach dem Bruch des Halbrundkeils des Nockenwellenantriebes das auf der Nockenwelle aufgepresste Steuerrad soweit verdreht wurde, dass der Motor nicht mehr funktionierte.

Aus der Deformation des gebrochenen Keils und der Keilnut in der Nockenwelle lässt sich schliessen, dass die Keilverbindung durch ein vom Steuerrad auf die Nockenwelle übertragenes Moment versagt hat. Eine Vorschädigung, herrührend aus einer vorausgegangenen Bodenberührung des Propellers, kann anhand der festgestellten Bruchdeformation ausgeschlossen werden.

Die vorgefundenen Schwingungsrisse in der Keilnut der Nockenwelle belegen, dass die Überbeanspruchung der Verbindung zwischen Steuerrad und Nockenwelle über längere Zeit wirksam war. Es ist zudem davon auszugehen, dass die Keilverbindung im Bereich der Bruchfläche vor dem Versagen angerissen war; eine sichere Aussage ist jedoch wegen der starken Sekundärschädigung der Bruchflächen durch Verschmieren während dem Verdrehen des Steuerrades auf der Nockenwelle nicht möglich.

Bei der Inspektion der Nockenwellenlagerung wurde festgestellt, dass vor allem die mittlere Lagerbohrung verschlissen war und einen starken Materialabtrag aufwies. Die Lagerstellen der Nockenwelle und der Gehäusebohrung wiesen in diesem Bereich ebenfalls massive Reibspuren auf.

Bei der Inspektion der Gehäusehälften des Motors wurde auf den beiden Trennflächen im Bereich der Kurbel- und Nockenwellenlagerung ein starker Oberflächenverschleiss festgestellt. Bei diesem Verschleiss handelte es sich um eine Materialabtragung. Der Verschleiss war sehr ausgeprägt bei den mittleren der drei Lagerstellen.

Durch diesen Verschleiss wird das Laufspiel von Kurbelwelle und Nockenwelle verringert. Die Folge davon ist ein erhöhter Verschleiss der Kurbelwellen-Lagerschalen und eine Schwergängigkeit der direkt im Aluminiumgehäuse gelagerten Nockenwelle. Aus dieser Schwergängigkeit der Nockenwelle resultiert eine erhöhte Beanspruchung der Verbindung Steuerrad/Nockenwelle. Eine solche Schwergängigkeit der Nockenwelle führt mit der Zeit zu einem Versagen dieser Verbindung.

Beim untersuchten Motor weist alles darauf hin, dass vor dem Unfall eine unzulässige Schwergängigkeit der Nockenwelle vorhanden war.

Da die Verbindung Steuerrad/Nockenwelle über eine längere Zeit überbeansprucht wurde, ist anzunehmen, dass auch der Keil durch die Schwergängigkeit der Nockenwelle über längere Zeit überbeansprucht wurde und dadurch bereits vor dem Unfall nicht mehr intakt war.

Der Hersteller des Motors verlangt im Betriebshandbuch anlässlich der täglichen Kontrolle, dass die Schwergängigkeit des Motors überprüft wird.

Werden jedoch die zulässigen Grenzwerte nicht eingehalten, ist die Gefahr gross, dass nach einer gewissen Betriebsdauer die Keilverbindung infolge Ermüdung versagt.

Die weiteren bei der Kontrolldemontage festgestellten Anomalitäten sind nicht ursächlich für das Versagen der Keilverbindung. Sie sind jedoch eine Indikation für mangelhaft ausgeführte Wartungsarbeiten.

2.1.4 Betrieb und Instandhaltung

Die Ölstandkontrolle erfordert ein Durchdrehen des Motors von Hand. Eine explizite Aufforderung, die Schwergängigkeit zu prüfen, fehlt sowohl in den Unterlagen des Flugzeugherstellers als auch auf der Prüfliste des Halters. Offensichtlich ist dem Betreiber nichts Aussergewöhnliches aufgefallen, ansonsten hätte er diese Schwergängigkeit durch den Unterhaltsbetrieb untersuchen lassen müssen.

Bei der letzten 200 h Kontrolle, d.h. ca. zwölf Stunden vor dem Unfall, ist dieser Zustand offensichtlich auch nicht aufgefallen. Es ist davon auszugehen, dass anlässlich dieser Kontrolle die Anzeichen für eine Schwergängigkeit hätten erkannt werden müssen.

Die vom Triebwerkhersteller geforderte systematische Überprüfung der Schwergängigkeit des Triebwerks wurde nicht durchgeführt. Da die Entwicklung einer sich abzeichnenden Schwergängigkeit im täglichen Gruppenbetrieb nur schwer feststellbar ist, müsste diese Überprüfung in diesem Fall durch ausgebildetes Personal durchgeführt werden. Es wäre deshalb sinnvoll, die Messung der Schwergängigkeit in geeigneter Weise in das Instandhaltungsprogramm zu integrieren.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Luftfahrzeug-Flughandbuch

Es konnte im Rahmen der Untersuchung nicht nachvollzogen werden, wieso das Luftfahrzeug-Flughandbuch der HB-SFV nicht auf dem neusten Stand war. Bemerkenswert ist ebenfalls, dass dieser Umstand auch anlässlich der Prüfung der Lufttüchtigkeit der HB-SFV vom 23. Juni 2009 durch den Sachverständigen nicht bemerkt wurde.

2.2.2 Ausbildung und Betrieb

Die Ausbildung des Piloten auf die HB-SFV erfolgte nach dem Programm „Differenz- und Variantentraining für Aquila" der Motorflugschule Thun. In einem separaten Kontrollblatt wurden verschiedene Ausbildungselemente entsprechend abgehakt. Laut Aussage des Piloten wurde dabei das Flughandbuch nicht konsultiert. Anstelle dessen wurde mit Kopie-Auszügen des Flughandbuches gearbeitet. Ein solches Vorgehen weist gewisse Sicherheitsrisiken auf, da die umfassenden Kenntnisse des Luftfahrzeug-Flughandbuches unabdingbar für den sicheren Betrieb eines Luftfahrzeuges sind.

Der Umstand, dass der Betreiber des Flugzeuges ausschliesslich eine Prüfliste für den Normalbetrieb erstellt hat, erschwerte es im Falle einer Systempanne, schnell auf die entsprechenden Notverfahren zurückzugreifen.

2.2.3 Notlandung

Als der Pilot der HB-SFV im Queranflug die Motorenpanne feststellte, befand sich das Flugzeug noch ca. 300 m über Grund. Es ist verständlich, dass der Pilot versuchte, nach der Ursache des Ausfalls zu suchen. Bei Motorenpannen kann die Ursache stets verschiedenster Natur sein. Beim Unfallflug blieb dem Piloten aber wegen der geringen Höhe über Grund nur wenig Zeit. Er setzte die Prioritäten zuerst auf das Einhalten einer sicheren Fluglage, indem er die Flugzeugnase senkte und die Landeklappen einfuhr. Er führte sämtliche Manipulationen beim Anlassversuch auswendig aus. Aufgrund des vorhandenen Schadens im Bereich der Nockenwelle konnte der Motor nicht mehr zum Laufen gebracht werden.

Der Pilot verzichtete auf eine weitere Ursachenfindung und konzentrierte sich nun auf die bevorstehende Notlandung. Da die Sinkrate mit stehendem Propeller deutlich höher war als bei einer simulierten Notlandung, stellte der Pilot rasch fest, dass die Höhe über Grund nicht mehr ausreichte, um im Gleitflug zum Flugplatz zu gelangen. Der Pilot entschied sich deshalb dazu, die HB-SFV in einem Maisfeld vor der Pistenschwelle 32 notzulanden. Kurz vor dem Aufsetzen schaltete er noch sämtliche elektrischen Verbraucher aus, um das Feuerrisiko zu minimieren. Diese Handlungen des Piloten waren der Situation angepasst und trugen dazu bei, dass der Unfall überlebbar war.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für eine gesundheitliche Störung des Piloten während des Unfallfluges vor.

3.1.2 Technische Aspekte

- Nach dem Bruch des Halbrundkeils des Nockenwellenantriebs wurde das auf der Nockenwelle aufgeschrumpfte Steuerrad soweit verdreht, dass der Motor nicht mehr funktionierte.
- Die vorgefundenen Schwingungsrisse in der Keilnut der Nockenwelle belegen, dass die Überbeanspruchung der Keilverbindung über längere Zeit bestand.
- Bei der Nockenwellenlagerung wurde festgestellt, dass vor allem die mittlere Lagerbohrung verschlissen war.
- Bei beiden Gehäusehälften des Motors wurde auf den beiden Trennflächen im Bereich der Kurbel- und Nockenwellenlagerung ein starker Oberflächenverschleiss festgestellt.
- Durch diesen Verschleiss wurde das Laufspiel der Kurbel- und Nockenwelle verringert.
- Die Folge davon war ein erhöhter Verschleiss der Kurbelwellen-Lagerschalen und eine Schwergängigkeit der direkt im Aluminiumgehäuse gelagerten Nockenwelle.
- Aus dieser Schwergängigkeit der Nockenwelle resultierte eine erhöhte Beanspruchung der Verbindung Steuerrad/Nockenwelle. Diese Schwergängigkeit der Nockenwelle führte mit der Zeit zu einem Versagen dieser Verbindung.
- Die letzte 100 h Kontrolle Zelle resp. 200 h Kontrolle Triebwerk fand am 8. Juli 2009 bei 589:08 Stunden statt.
- Das elektrische Treibstoff-Messsystem zeigte sehr ungenaue Werte an.

3.1.3 Betriebliche Aspekte

- Das Luftfahrzeug-Flughandbuch in der HB-SFV war nicht auf dem neusten Revisionsstand.
- Während der Ausbildung des Piloten auf die Aquila AT01 wurde das Luftfahrzeug-Flughandbuch nicht konsultiert.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Dem Piloten standen zum Unfallzeitpunkt noch knapp neun Liter Treibstoff zur Verfügung, was einer Flugzeitreserve von etwa 25 Minuten entspricht.

- Nachdem der Pilot feststellte, dass er den Flugplatz im Gleitflug nicht mehr erreichen konnte, entschloss er sich zur Notlandung auf einem Maisfeld vor der Pistenschwelle.
- Der Hersteller des Motors verlangt im Betriebshandbuch anlässlich der täglichen Kontrolle, dass die Schwergängigkeit des Motors überprüft wird.
- Die Überprüfung der Schwergängigkeit anlässlich der täglichen Kontrolle erwies sich in der Praxis als untauglich.
- Nach Feststellen einer Schwergängigkeit wird auf eine Sonderkontrolle verwiesen, welche nicht Bestandteil des Instandhaltungsprogramms ist.
- In den Verfahren des Flugzeugherstellers und in der Prüfliste des Halters fehlen Anweisungen betreffend die tägliche Überprüfung der Schwergängigkeit des Motors.

3.2 Ursache

Der Unfall ist auf eine Notlandung infolge eines Triebwerksausfalls zurückzuführen; dieser wurde durch eine Verdrehung des Steuerrades auf der Nockenwelle verursacht.

Zum Unfall haben folgende Umstände beigetragen:

- Verschleiss an den Trennflächen der beiden Motorgehäusehälften
- Verringerung des Laufspiels an den Nocken- und Kurbelwellenlagerungen
- Die sich entwickelnde Schwergängigkeit des Motors wurde nicht erkannt

Payerne, 22. September 2011 Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls/schweren Vorfalles.

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.

Anlage 1

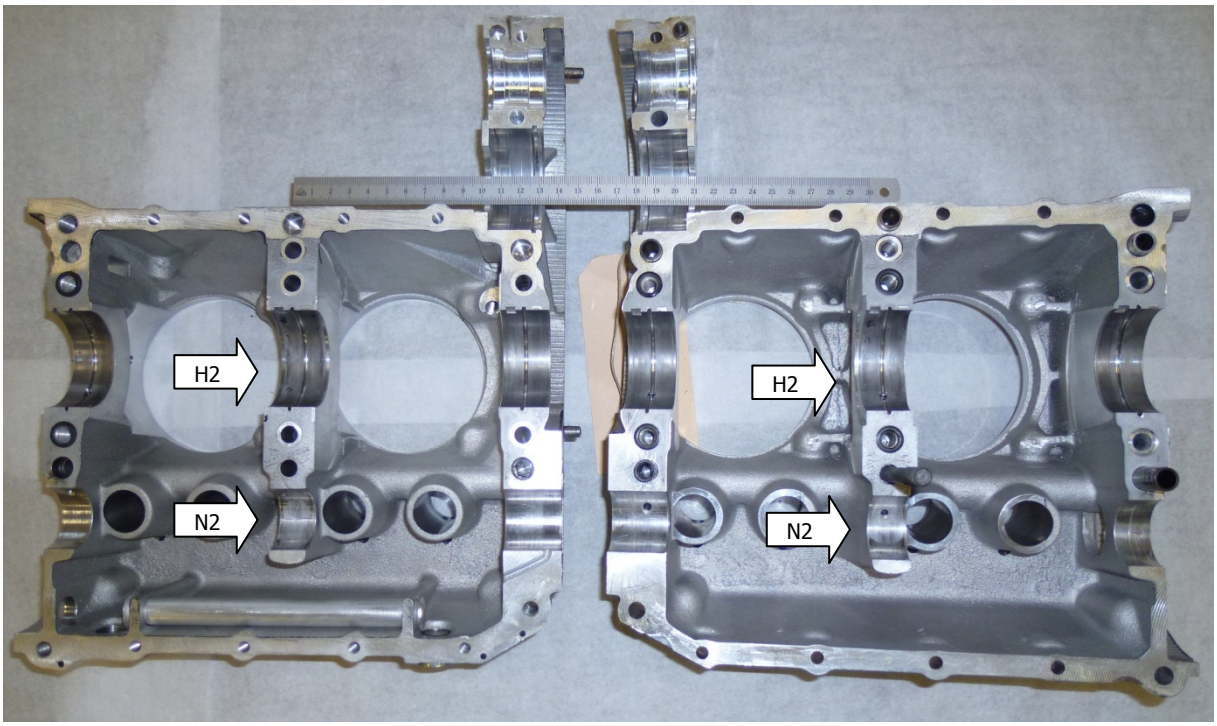

Abb. 6: Motorgehäusehälften mit den Lagerbohrungen H2 und N2. Im Bereich der Hauptlagerstelle war ein Verschleiss an der Gehäusetrennfläche zu sehen, dies ist als matter Bereich auf der Trennfläche zu erkennen.

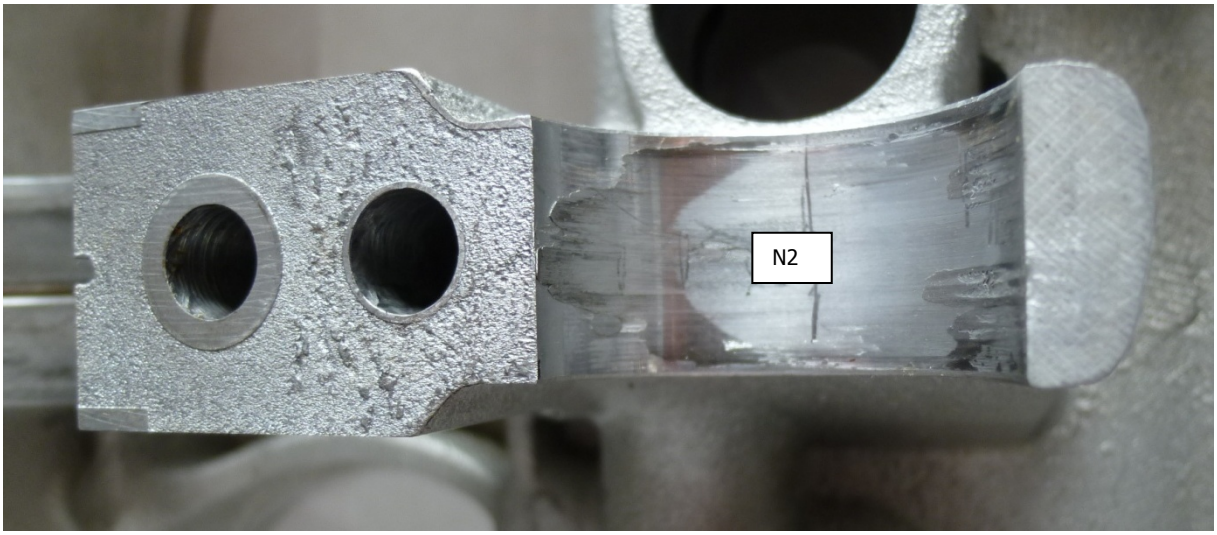

Abb. 7: Im Bereich der Hauptlagerstelle H2 und der Lagerung der Nockenwelle N2 war ein Verschleiss an der Gehäusetrennfläche und an der Lagerbohrung N2 zu sehen.