



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2201

der Schweizerischen

Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Diamond Aircraft Industries DV 20
„Katana“, HB-SCL

vom 25. Juni 2008

Büelisacher, Gemeinde Waltenschwil/AG

Cause

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence après un arrêt du moteur. Le moteur est tombé en panne parce que la pompe à carburant mécanique s'est arrêtée en raison d'un défaut de fabrication et que le bon fonctionnement de la pompe à carburant électrique était altéré.

Le fait qu'aucune recherche approfondie d'erreur n'ait été effectuée après que le dysfonctionnement de l'approvisionnement en carburant soit apparu à deux reprises avant l'accident a contribué à l'accident.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

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

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster Diamond Aircraft Industries DV 20, „Katana“ HB-SCL
Halter Fliegerschule Birrfeld AG, 5242 Lupfig
Eigentümer Fliegerschule Birrfeld AG, 5242 Lupfig

Pilot Schweizer Bürger, Jahrgang 1985
Ausweis Führerausweis für Privatpiloten auf Flächenflugzeugen (*privat pilot licence aeroplane* – PPL(A)), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 30. Januar 2008
Wesentliche Berechtigungen Klassenberechtigung für einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor (*single engine piston* – SEP (*land*)), gültig bis 9. September 2010
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1, mit IR, ohne Auflagen, gültig vom 17. Juni 2008 bis 17. Juni 2009, Klasse 2 gültig bis 17. Juni 2013
Flugstunden insgesamt 419:14 h während der letzten 90 Tage 127:03 h
auf dem Unfallmuster 7:34 h während der letzten 90 Tage 5:13 h

Ort Büelisacher, Gemeinde Waltenschwil/AG
Koordinaten 663 703 / 243 146 (Swiss Grid) Höhe 426 m/M
N 47° 20' 10" E 008° 16' 54" (WGS 84) 1398 ft AMSL¹
Datum und Zeit 25. Juni 2008, 17:58 Uhr

Betriebsart VFR privat
Flugphase Reiseflug
Unfallart Notlandung

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	1	2	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	1	2	0

Schaden am Luftfahrzeug Leicht beschädigt

Drittschaden Geringer Landschaden

¹ AMSL: *above mean sea level*

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Die folgende Beschreibung des Flugverlaufs beruht auf den Aussagen des Piloten, Radaraufzeichnungen des Transpondersignals der HB-SCL und der vorgefundenen Situation am Unfallort.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot war während des ganzen Tages auf dem Flugplatz Birrfeld (LSZF) als Schlepppilot für den Segelflug im Einsatz gewesen. Nach Abschluss des Schleppbetriebs wurde er beauftragt, mit der DV 20 Katana, eingetragen als HB-SCN, nach Hausen am Albis (LSZN) zu fliegen, um dieses Flugzeug zum dortigen Unterhaltsbetrieb zu bringen. Anschliessend sollte er die DV 20 Katana mit Eintragungszeichen HB-SCL zurück nach Birrfeld überfliegen. Kurz vor dem Wegflug im Birrfeld fragte er einen ihm bekannten Segelflugschüler, ob er gerne als Passagier mitfliegen möchte, und dieser sagte zu. Der Start im Birrfeld erfolgte um 17:10 Uhr und der Pilot landete 14 min später nach einem ereignislosen Flug in Hausen am Albis.

Dort übernahm er vom Unterhaltsbetrieb die HB-SCL, an der eine 100-h-Kontrolle durchgeführt worden war. Das Flugzeug war an der Sonne parkiert gewesen und die Temperatur in der Kabine war entsprechend hoch. Nach dem *walk-around* setzten sich der Pilot und der Passagier für den Rückflug ins Flugzeug.

1.1.3 Flugverlauf

Nach dem Start des Motors fiel dem Piloten auf, dass das Warnlicht für zu geringen Treibstoffdruck „*Fuel Pres.*“ aufleuchtete, als der Motor wenig über der Leerlaufdrehzahl lief. Er schaltete die elektrische Treibstoffpumpe ein, worauf das Warnlicht erlosch. Anschliessend erhöhte er die Motordrehzahl geringfügig und schaltete die elektrische Pumpe wieder aus. Er stellte fest, dass das Warnlicht nun gelöscht blieb. Nachdem der Pilot den *engine run-up* durchgeführt und die Kontrolle vor dem Start abgeschlossen hatte, startete er in Hausen am Albis um 17:46 Uhr auf der Piste 27.

Nach dem Start flog er via Sektor W vom Flugplatz weg und stieg bis auf 3500 ft QNH. Im horizontalen Reiseflug, nach etwa 3 bis 5 Minuten, leuchtete das Warnlicht „*Fuel Pres.*“ wiederum auf. Der Pilot schaltete die elektrische Treibstoffpumpe ein, worauf das Warnlicht vorerst erlosch. Nach kurzer Zeit leuchtete das Warnlicht jedoch erneut auf. Nur wenig später begann der Motor zu stottern, der Pilot leitete deshalb einen Sinkflug ein, um die Geschwindigkeit beizubehalten und arbeitete die vitalen Punkte der Notfallcheckliste für einen Motorausfall ab. Insbesondere überprüfte er, ob die elektrische Treibstoffpumpe eingeschaltet und deren elektrische Sicherung nicht herausgesprungen war. Weiter kontrollierte er die Tankanzeige und die Stellung des Treibstoffhahns, probierte die Stellungen „*L/R/both*“ des Zündsystems aus und überprüfte die korrekte Stellung des Leistungs- und des Propellerhebels.

Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Flugzeug über der Stadt Wohlen. Als es dem Piloten nicht gelang, den Motor zu einer normalen Leistungsentwicklung zu bringen, drehte er nach Süden, um ein Notlandefeld zu suchen. Er lokalisierte eine geeignet erscheinende Wiese und begann seinen Anflug einzuteilen. Über Funk kontaktierte er den Flugplatz Birrfeld und teilte mit, dass er wegen Motorproblemen südlich von Wohlen eine Notlandung durchführen werde.

Da er noch überschüssige Höhe hatte, stellte er den Leistungshebel auf Leerlauf, fuhr die Klappen auf Landstellung aus und ging in einen steilen Sinkflug über. Im Endanflug erkannte der Pilot, dass der Anflug zu kurz geraten würde und versuchte deshalb, die Motorleistung wieder zu erhöhen. Der Motor gab aber keine Leistung ab. Kurz vor der Landung stellte der Pilot den Zündschalter auf „OFF“.

Um 17:58 Uhr setzte die HB-SCL in einem Kartoffelacker auf, kurz vor der Wiese, auf welcher der Pilot zu landen beabsichtigte. Wegen der Bodenbeschaffenheit wurde das Flugzeug so stark abgebremst, dass es sich dabei auf den Bug stellte und sich beinahe überschlug. Die Strecke von der ersten Bodenberührung bis zum Stillstand betrug 22 m.

Nachdem das Flugzeug zum Stillstand gekommen war, fuhr der Pilot die Landeklappen vollständig ein und schaltete sämtliche elektrischen Schalter aus.

Die beiden Insassen blieben unverletzt. Am Flugzeug war das Bugrad abgebrochen und der Propeller hatte den Boden berührt.



Abbildung 1: Endlage des Flugzeuges im Kartoffelacker



Abbildung 2: Endlage des Flugzeuges

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kapiteln 1.2.2 bis 1.2.3 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.2.2 Allgemeine Wetterlage

Ein flaches Tief lag über Norddeutschland. An der Südflanke floss schwülwarme Luft aus Südwesten zur Schweiz. In der Folge war vom Jura ausgehend und dann auch in den Voralpen und in den Alpen mit teilweise kräftigen Gewittern zu rechnen.

1.2.3 Wetter am Unfallort zur Unfallzeit

Wolken:	1/8–2/8 um 7000 ft AMSL, 2/8–3/8 um 10 000 ft AMSL
Wetter:	---
Sicht:	Um 15 km
Wind:	Westnordwestwind um 10 kt, Windspitzen bis 20 kt
Temp./Tpkt:	27 °C / 16 °C
Luftdruck QNH:	LSZH 1017 hPa, LSZA 1015 hPa, LSGG 1018 hPa
Gefahren:	Lokal schwache Turbulenzen möglich
Sonnenstand:	Azimut 270°, Höhe 32°
Beleuchtungsverhältnisse:	Tag

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeines

Die DV 20 Katana ist ein aus Faserverbundwerkstoff gefertigter, zweisitziger Tiefdecker mit T-Leitwerk und einem Festfahrwerk in Bugradanordnung mit einem geschleppten Bugrad. Der Zugang für die Insassen erfolgt durch eine Kabinenhaube, die nach hinten hochgeklappt werden kann.

Hersteller	Diamond Aircraft Industries GmbH, Wiener Neustadt, Österreich
Baujahr	1994
Werknummer	20 046
Ausrüstung	Konventionelle Sichtflugausrüstung
Höchstzulässige Abflugmasse	730 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges im Unfallzeitpunkt betrug 695 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
Betriebsstunden Zelle	5901:42 h Betriebszeit seit Herstellung (<i>time since new</i> – TSN)
Unterhalt	Die letzte 100-h-Kontrolle an Zelle und Triebwerk fand am Tag des Unfalls, am 25. Juni 2008, bei 5901:30 Stunden, unmittelbar vor dem Unfallflug statt.

	Die letzte Zustandsprüfung wurde am 16. April 2008 bei 5778:55 Stunden durchgeführt.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28. August 2007 Nr. 4, gültig bis auf Widerruf
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28. August 2007, gültig bis auf Widerruf
Lufttüchtigkeitsfolgezeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 18. April 2008, gültig bis 15. März 2009
Zulassungsbereich	VFR bei Tag
Triebwerk	4-Zylinder-4-Takt-Ottomotor in Boxeranordnung mit zwei Gleichdruckvergasern, kontaktlose Magnetkondensatordoppelzündung, flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, luftgekühlte Zylinder, Trockensumpfschmierung, integriertes Untersetzungsgetriebe mit mechanischer Schwingungsdämpfung und Überlastkupplung Hubraum 1211 cm ³ Höchstleistung 60 kW (81 PS) bei 5800 RPM (Propeller 2550 RPM)
Hersteller	BRP-Rotax GmbH & Co KG, 4623 Gunskirchen, Österreich
Baumuster	Rotax 912 A3
Werknummer	4.410.788
Baujahr	2007
Betriebsstunden Triebwerk	139:30 h TSN seit 4. Oktober 2007
Zugelassene Treibstoffqualität	AVGAS 100LL MOGAS Super-Autokraftstoff, mindestens 95 Oktan ROZ, verbleit oder unverbleit
Treibstoffvorrat	Nach dem Unfall konnten aus dem Tank 37 l Autobenzen der Qualität Bleifrei 98 abgelassen werden. Legt man einen Verbrauch von 14 l/h bei 65% Leistung zu Grunde und berücksichtigt man die nicht ausfliegbare Treibstoffmenge, entspricht dies einer Flugzeitreserve von rund 2:30 h.
Propeller	Zwei-Blatt-Holz-Propeller mit hydraulischer Verstellung
Hersteller	Hoffmann GmbH, Rosenheim, Deutschland
Baumuster	HO-V352F
Baujahr	1995
Werknummer	H390

1.3.2 Treibstoffsystem

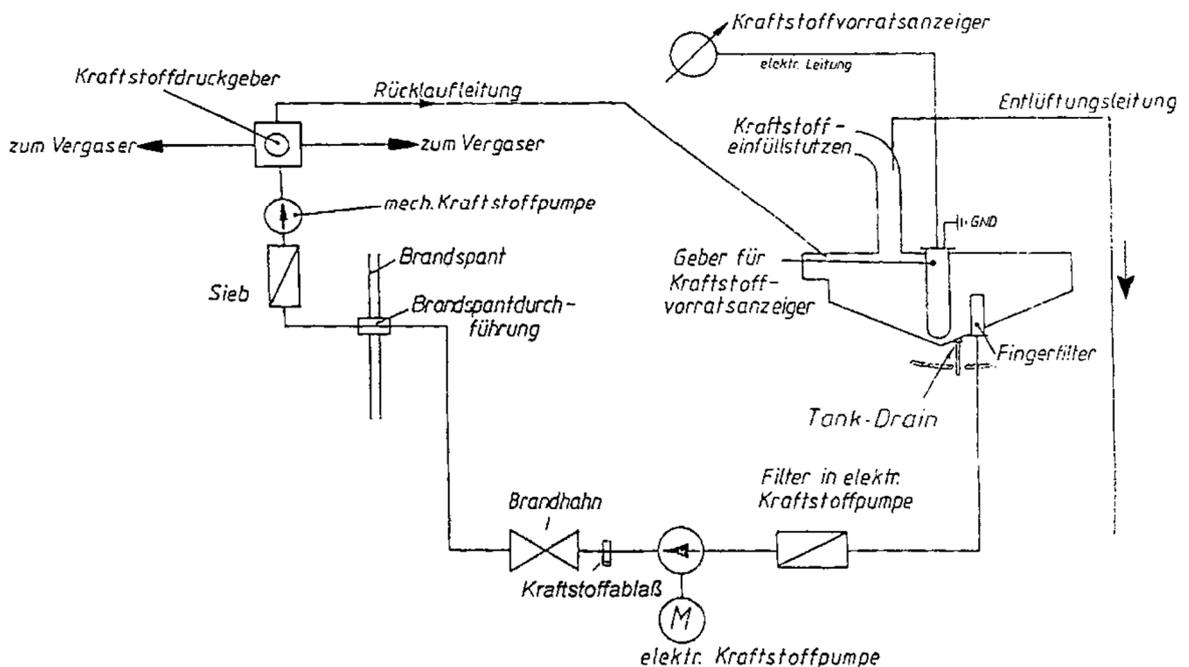


Abbildung 3: Treibstoffsystem der DV 20 Katana

Tank	Aluminiumtank, im Rumpf hinter den Sitzen eingebaut Fassungsvermögen: 79 l Ausfliegbare Treibstoffmenge: 77 l
Elektrische Treibstoffpumpe	Typ: Elektromagnetische Kolbenpumpe Feinsieb am Einlass ins Gehäuse integriert Hersteller: Facet p/n: 478360 s/n: 596 Betriebsstunden: unbekannt, in den technischen Akten fand sich kein Eintrag, der darauf hinwies, dass die elektrische Treibstoffpumpe jemals ersetzt wurde.
Mechanische Treibstoffpumpe	Typ: Membranpumpe Antrieb: Exzenter auf der Propellerwelle am Ausgang des Getriebes Feinsieb am Einlass ins Gehäuse integriert Hersteller: Bing Power Systems GmbH, Nürnberg, Deutschland p/n: 892.542 s/n: 07.005365 Die Pumpe wurde als Teil des fabrikneuen Triebwerks am 4. April 2008 neu ins Flugzeug eingebaut Betriebsstunden: 139:30 h TSN.

Vom Tank gelangt der Treibstoff durch den Fingerfilter zur elektrischen Treibstoffpumpe, die sich unter dem Tank befindet. Von dort wird der Treibstoff durch Schlauchleitungen zum Brandhahn und weiter durchs Brandschott in den Motorraum zur mechanischen Treibstoffpumpe geführt. Die mechanische Pumpe fördert den Treibstoff zum Treibstoffkreuz, von wo er zu den beiden Vergasern fliesst. Vom Treibstoffkreuz führt auch eine Rücklaufleitung zurück zum Tank. Der Fluss in die Rücklaufleitung wird durch eine Blende gedrosselt. Am Treibstoffkreuz ist auch der Druckschalter angeschlossen, der die Warnlampe „Fuel Pres.“ am Instrumentenbrett ansteuert. Gemäss den Angaben im Luftfahrzeugflughandbuch (*aircraft flight manual – AFM*) leuchtet die Warnlampe auf, sobald der Treibstoffüberdruck unter 0.1 bar fällt.

1.3.3 Störungsvorgeschichte

Im Flugreisebuch und in den Flugbereitschaftsrapporten des Halters der HB-SCL fand sich eine längere Vorgeschichte mit Störungen, die den Treibstoffdruck betrafen. Im Zeitraum von Mai bis August 2007 wurde zweimal der Druckschalter ersetzt, der die „Fuel Pres.“ Warnlampe ansteuert, und am 15. Juni 2007 wurde die *fuel pump* ersetzt. Aus dem Eintrag geht nicht eindeutig hervor, ob es sich dabei um die elektrische oder die mechanische Treibstoffpumpe handelte, aber wegen des Zusammenhangs mit der gemeldeten Störung muss es wahrscheinlich die mechanische Pumpe gewesen sein. Am 7. August 2007 wurde erneut notiert, dass die „Fuel Pres.“-Warnlampe im Flug aufleuchtete. Am folgenden Tag wurde der Druckschalter ersetzt. Anschliessend finden sich keine weiteren Störungsmeldungen betreffend den Treibstoffdruck, jedenfalls bis zum 4. April 2008, als ein fabrikneuer Motor und damit auch eine neue mechanische Treibstoffpumpe in die HB-SCL eingebaut wurden.

Am 10. Mai 2008 wurde folgende Beanstandung eingetragen:

Im Flugreisebuch: *„evtl. fuel pump def.“* und im Flugbereitschaftsrapport: *„fuel pump: Wenn OFF leuchtet das Lämpchen „Fuel Pres.“. Habe es nur kurz auf der letzten Platzvolte festgestellt.“*

Neben dieser Beanstandung im Flugbereitschaftsrapport wurde in der Kolonne „Behebung“ mit Datum 14. Mai eingetragen: *„Kontrolliert i.O.“* ohne Visum.

Das Flugzeug war aber schon am 11. Mai 2008 wieder geflogen und im Flugreisebuch wurde eingetragen, dass keine Störung aufgetreten war (-NIL-).

Am 21. Juni 2008 wurde folgende Störungsmeldung eingetragen:

Im Flugreisebuch: *„fuel pressure nur mit electr. fuel pump OK.“* und im Flugbereitschaftsrapport: *„fuel pressure konnte nur mit eingeschalteter Hilfspumpe im Bereich gehalten werden. Beim Ausschalten kam das Warnlicht nach einigen Sekunden.“*

Der Pilot, der etwa eine Stunde später die HB-SCL als Nächster flog, machte folgenden Eintrag ins Flugreisebuch: *„Warnlampe blinkt ca. 2–3 Sek., dann fuel pressure i.O.“*

Es finden sich keine Eintragungen, wonach diese Störungsmeldung durch den Unterhaltsbetrieb untersucht oder irgendwelche technischen Massnahmen ergriffen wurden.

Der Unfall ereignete sich vier Tage nach diesem letzten Eintrag einer Störungsmeldung bezüglich des Treibstoffdrucks. Das Flugzeug war seither 7:42 h ohne weitere Beanstandung geflogen.

1.4 Technische Untersuchung

1.4.1 Befunde auf der Unfallstelle

Auf der Unfallstelle wurden die Schwimmergehäuse beider Vergaser geöffnet. Dabei wurde festgestellt, dass beide Treibstoff enthielten.

Anschliessend wurde die elektrische Treibstoffpumpe eingeschaltet. Die Pumpe gab normale Betriebsgeräusche von sich, die Warnlampe „Fuel Pres.“ erlosch und Treibstoff wurde in beide Vergaser gefördert.

1.4.2 Detaillierte Untersuchung am Flugzeug

Das Treibstoffsystem des Flugzeugs wurde weitgehend zerlegt, sämtliche Komponenten wurden soweit möglich ausgebaut und einzeln inspiziert. Dabei wurde kein technischer Defekt festgestellt, der den Triebwerksausfall erklären konnte. Insbesondere wurde festgestellt, dass:

- Sämtliche Treibstoffleitungen vom Tank bis zu den Vergasern ungehinderten Durchlass aufwiesen.
- Die Stromversorgung der elektrischen Treibstoffpumpe in einwandfreiem Zustand und der Massenanschluss an der Pumpe gewährleistet war.

Das Treibstoffsystem wurde wieder zusammengebaut und ein Standlauf des Motors im Flugzeug durchgeführt. Der Motor lief beim ersten Standlauf einwandfrei. Bei weiteren Läufen konnte die Motorstörung allerdings teilweise reproduziert werden: War das Treibstoffsystem im Motorraum genügend aufgeheizt, so vermochte die mechanische Treibstoffpumpe alleine nicht genügend Treibstoff zu fördern und die Warnlampe „Fuel Pres.“ leuchtete auf. Der Motor begann danach innert 12 bis 20 Sekunden zu stottern und stellte ab. Wurde die elektrische Treibstoffpumpe eingeschaltet, normalisierte sich der Motorlauf und die Warnlampe „Fuel Pres.“ erlosch wieder.

Im Zuge der Standläufe wurde u. a. folgende Störung beobachtet:

Der Motor hatte bei einem Lauf wegen Treibstoffmangels abgestellt, der Tank war leer geworden. Daraufhin wurde bleifreies Autobenzin nachgetankt, um einen weiteren Standlauf durchzuführen. Anschliessend erlosch aber im Stillstand des Motors trotz eingeschalteter elektrischer Treibstoffpumpe die Warnlampe „Fuel Pres.“ nicht mehr. Die Betriebsgeräusche der elektrischen Pumpe deuteten jedoch darauf hin, dass diese Treibstoff förderte.

Der Treibstoffschlauch am Eintritt der mechanischen Treibstoffpumpe wurde gelöst und es wurde festgestellt, dass bei eingeschalteter elektrischer Pumpe dort Treibstoff austrat. Nachdem der Schlauch am Eintritt in die mechanische Pumpe wieder angeschlossen war, wurde nun der Schlauch an ihrem Austritt gelöst und dabei zeigte sich, dass dort kein Treibstoff austrat. Die mechanische Treibstoffpumpe sperrte also den Durchfluss. Durch geringfügiges Drehen des Propellers, was die Membrane der mechanische Pumpe mitbewegte, normalisierte sich der Zustand wieder und der anschliessende nächste Standlauf ergab die gleichen Resultate wie vorher.

1.4.3 Treibstoff

Die Analyse des Treibstoffs zeigte, dass dieser der Spezifikation von unverbleitem Autobenzin entsprach. Die Oktanzahl konnte nur näherungsweise bestimmt werden, weil die Probenmenge zu gering war. Das Resultat lag deutlich über 95, aber unter 98 Oktan (ROZ). Aufgrund des eher hohen Ethergehaltes ist darauf zu schliessen, dass es sich um Autobenzin der Qualität Bleifrei 98 handelte.

1.4.4 Untersuchung auf dem Motorenprüfstand

Die beiden Treibstoffpumpen und der Druckschalter für die Warnlampe „Fuel Pres.“ wurden aus dem Flugzeug ausgebaut und an einen Rotax-Testmotor auf einem Leistungsprüfstand montiert. Dabei zeigten sich folgende Resultate:

Der Druckschalter aus der HB-SCL, der die Warnlampe „Fuel Pres.“ steuert, schaltete bei einem Überdruck von 0.05 bar. Gemäss den Angaben im AFM leuchtet die Warnlampe „Fuel Pres.“ wenn der Druck unter 0.1 bar fällt. Gemäss den Angaben des Motorenherstellers beträgt der minimal erforderliche Treibstoffüberdruck 0.15 bar.

Bereits vor dem Einbau in den Testmotor liessen Rasselgeräusche vermuten, dass sich lose Teile in der mechanischen Treibstoffpumpe befanden.

Die mechanische Treibstoffpumpe alleine lieferte auf dem Motorenprüfstand einen Druck, der im Bereich des minimal erforderlichen Werts von 0.15 bar lag, bei gewissen Betriebszuständen auch darunter. Die Pumpe förderte allerdings immer so viel Treibstoff, dass der Motor auch bei Volllast störungsfrei lief.

Wurde, entsprechend der Situation im Flugzeug, zusätzlich die elektrische Treibstoffpumpe in Serie vor die mechanische Pumpe eingebaut, sank der Druck am Ausgang der mechanischen Pumpe deutlich ab.

Mit ausgeschalteter elektrischer Pumpe betrug der Druck bei hoher Leistung null und der Motor setzte aus. Mit eingeschalteter elektrischer Pumpe schwankte der Treibstoffdruck stark und lag zeitweise deutlich unter dem vorgegebenen Minimum von 0.15 bar. Allerdings wurde immer genügend Treibstoff gefördert, um den Betrieb des Motors ohne Stottern aufrechtzuerhalten.

Mit einer anderen, fehlerfreien mechanischen Treibstoffpumpe und der elektrischen Treibstoffpumpe aus der HB-SCL in Serie vorgeschaltet, ergaben sich bei Volllast folgende Werte:

Elektrische Pumpe	Treibstoffdruck am Austritt der mechanischen Pumpe [bar]	Bemerkungen
AUS	0.01–0.05	schwankend
EIN	0.09–0.195	schwankend

1.4.5 Untersuchung der mechanischen Treibstoffpumpe

Die mechanische Treibstoffpumpe wurde anschliessend zerlegt. Dabei zeigte sich, dass das Rückschlagventil am Pumpeneintritt, also auf der Saugseite der Pumpe, defekt war. Die Vernietung der Ventilführung mit der Stützplatte hatte sich gelöst und die Ventilführung, die Ventilmembrane und die Feder lagen lose im Innenraum der Pumpe.

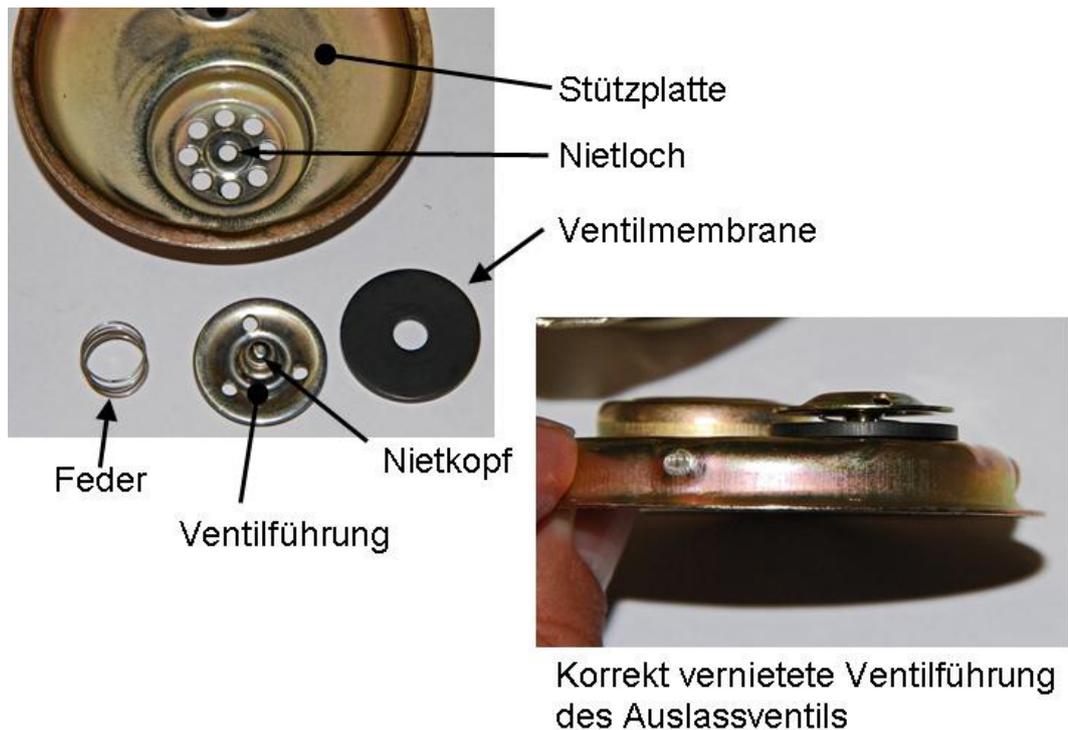


Abbildung 4: Einzelteile des defekten Rückschlagventils der mechanischen Treibstoffpumpe

Die mechanische Treibstoffpumpe wurde spurenkundlich untersucht, wobei auch der Herstellungsprozess in die Untersuchung mit einbezogen wurde.

Bei der Herstellung werden die beiden Ventilfehrungen mit der Stützplatte in einer Vorrichtung mit einem pneumatisch betätigten Stempelwerkzeug vernietet.

Die Untersuchung mit dem Rasterelektronenmikroskop zeigte, dass der Nietkopf an der Ventilfehrung aufgepilzt war und einen grösseren Durchmesser aufwies als das Nietloch in der Stützplatte. Im Nietloch fanden sich ausgeprägte Materialaufwerfungen und -aufstauhungen.

Die Untersuchung kam zum Schluss, dass bei der Vernietung der Ventilfehrung mit der Stützplatte die Ventilfehrung nicht bis zum Anschlag ins Nietloch geführt worden war. Beim anschliessenden Nietvorgang drückte der Stempel auf den Nietkopf, worauf sich dieser zwar deformierte, aber durch diese Deformation nur im Nietloch verklemmt, statt wie vorgesehen oberhalb der Stützplatte formschlüssig vernietet wurde.

1.4.6 Untersuchung der elektrischen Treibstoffpumpe

Der Hersteller der elektrischen Treibstoffpumpe gibt in einem Prospekt für diese Pumpe einen Förderdruck von 4.0 bis 5.5 PSI, entsprechend 0.276–0.379 bar, und eine maximale Fördermenge von 36 USG/h an. Andere Unterlagen standen für die Untersuchung nicht zur Verfügung.

Zum Vergleich wurde eine neue, gleiche elektrische Pumpe auf der Testbank ausgemessen. Dabei wurde ein maximaler Druck von 4.0 PSI, entsprechend 0.276 bar, gemessen. Die maximale Fördermenge (ohne Gegendruck) betrug 30 USG/h.

Die Messung des Treibstoffdrucks auf dem Motorenprüfstand zeigte bei abgestelltem Motor mit eingeschalteter elektrischer Pumpe aus der HB-SCL einen Wert von 0.29 bar.

Der Flugzeughersteller hatte an einer gleichartigen Rotax-Installation in einem Flugzeug im Februar 2007 eine Messung durchgeführt. Der Treibstoffdruck bei abgestelltem Motor mit eingeschalteter elektrischer Pumpe erreichte dabei einen Wert von 0.221 bar.

Die elektrische Treibstoffpumpe aus dem Flugzeug wurde auf der Testbank geprüft. Dabei wurden keine Anomalitäten festgestellt. Die maximale Fördermenge (ohne Gegendruck) betrug 20 USG/h.

Bei der anschliessenden Zerlegung zeigte sich zwar, dass ein Teil der internen Abdichtung nicht korrekt positioniert war, aber dies hatte keine Leckage zur Folge und konnte auch sonst die Funktion der Pumpe nicht beeinträchtigt haben. Am Kolben der Pumpe wurden Streif- und Kratzspuren festgestellt. Der Kolben liess sich jedoch frei im Zylinder des Elektromagneten hin- und herschieben. Die festgestellten Streif- und Kratzspuren sind ein normaler Befund bei Pumpen des untersuchten Typs.

In die elektrische Treibstoffpumpe sind zwei Rückschlagventile integriert:

Am Eintritt in den Zylinder befindet sich ein mit einer Feder ausgerüstetes Rückschlagventil, das den Treibstoff in den Zylinder einlässt und den Rückfluss verhindert.

Im Kolben ist ein weiteres, ähnliches Rückschlagventil eingebaut, das den Treibstoff vom Zylinder in Richtung Pumpenausstritt durchlässt und den Rückfluss zurück in den Zylinder verhindert. Dieses Ventil ist nicht mit einer Feder versehen, sondern der Ventilkörper ist frei beweglich. Am Ventilkörper wurden geringfügige Tragspuren festgestellt.

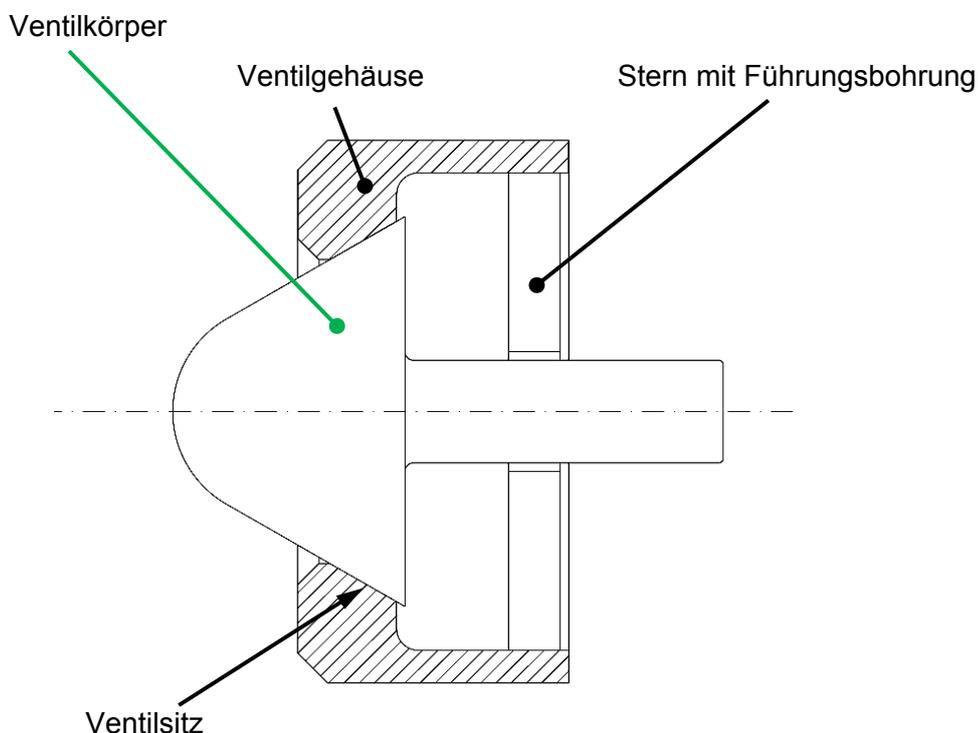


Abbildung 5: Schnittzeichnung des Rückschlagventils



Abbildung 6: Rückschlagventil mit schräg eingepresstem Stern



Abbildung 7: Einzelteile des Rückschlagventils

Ventilkörper mit leichten Tragspuren

Zwei weitere Pumpen des gleichen Typs wurden ebenfalls zerlegt und die Teile wurden mit denjenigen der Pumpe aus dem Unfallflugzeug verglichen.

Beim Rückschlagventil im Kolben wurde Folgendes festgestellt:

- Der Stern mit der Führungsbohrung war schräg eingepresst. Dies war bei den Vergleichsteilen nicht der Fall.
- Der Hub des Ventilkörpers betrug bei der Pumpe aus dem Unfallflugzeug 1.4 mm, bei den Vergleichsteilen 1.3 bzw. 1.2 mm.
- Im geschlossenen Zustand des Ventils ragte das Ende des Ventilkörpers um 1.5 mm aus dem Ventilgehäuse. Bei den Vergleichsteilen betrug dies 1.0 bzw. 0.9 mm.
- Der Ventilkörper wird durch die Führungsbohrung im Stern und durch den Ventilsitz zentriert. Der Schaft des Ventilkörpers konnte sich in der Führungsbohrung des Sterns verklemmen. Dies war bei den Vergleichsteilen nicht der Fall.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Mechanische Treibstoffpumpe

Die Befunde an der mechanischen Treibstoffpumpe zeigen, dass die Ventildföhrung des Rückschlagventils am Pumpeneintritt bei der Herstellung fehlerhaft vernietet worden war. Der Nietkopf war nur im Nietloch verklemmt und löste sich nach einer unbestimmten Betriebszeit. Somit funktionierte die Pumpe im Neuzustand einwandfrei, bis nach einer unbekanntenen Betriebszeit die Ventildföhrung aus ihrem Nietloch herausfiel und dadurch das saugseitige Rückschlagventil versagte oder zumindest in seiner Funktion stark eingeschränkt wurde. In der Folge förderte die mechanische Treibstoffpumpe zeitweise nicht mehr genügend Treibstoff.

Schliesslich zeigte der Vorfall bei den Standläufen des Motors im Flugzeug (Kapitel 1.4.2), dass unter gewissen Umständen die lose im Gehäuse der mechanischen Treibstoffpumpe liegenden Bestandteile des Rückschlagventils den Treibstoffdurchfluss stark behindern oder sogar vollständig absperren konnten.

2.1.2 Überwachung des Treibstoffdrucks

Der Druckschalter, der den Treibstoffdruck überwacht und die Warnlampe „Fuel Pres.“ steuert, schaltete erst bei einem Überdruck von 0.05 bar. Dadurch leuchtete die Warnlampe erst auf, wenn der Treibstoffdruck ausserordentlich gering war, was aber nur gelegentlich auftrat. Die Warnung sprach deshalb nur sporadisch an, was eine gezielte Fehlersuche erschwerte bzw. dazu führte, dass sich das Problem nicht klar manifestierte. In der Folge verblieb das Flugzeug über Wochen im Flugbetrieb, obwohl mit grosser Wahrscheinlichkeit die Funktion der mechanischen Treibstoffpumpe stark eingeschränkt war und den sicheren Motorbetrieb nicht mehr gewährleisten konnte.

Dadurch, dass der Treibstoffdruck nicht mit einem Manometer im Cockpit angezeigt wird, sondern nur eine Warnlampe auslöst, war es unmöglich, dass der grenzwertig tiefe Treibstoffdruck erkannt wurde.

2.1.3 Elektrische Treibstoffpumpe

Die elektrische Treibstoffpumpe erzeugte im ausgeschalteten Zustand durch ihren Strömungswiderstand ein zusätzliches Absinken des Förderdrucks der mechanischen Pumpe. Dies ist teilweise verständlich, denn das Rückschlagventil am Eintritt der elektrischen Pumpe muss gegen die Federkraft geöffnet werden, was einen gewissen Druckunterschied bedingt. Dieser Druckunterschied zeigt sich als Druckverlust, mit andern Worten als Strömungswiderstand. Dazu kommen noch weitere Druckverluste in den engsten Passagen der elektrischen Pumpe und ihren Anschlüssen.

Dieser vorgeschaltete Strömungswiderstand behindert den Ansaug- und Füllvorgang der mechanischen Pumpe, wenn diese alleine arbeitet, und vermindert dadurch deren Förderleistung.

Wenn sich der Ventilkörper verklemmte, führte dies zu erheblichen Einbussen der Pumpenleistung. Andererseits übernahm das Rückschlagventil am Ausgang der elektrischen Pumpe die Funktion des ausgefallenen Rückschlagventils der mechanischen Pumpe, was überhaupt erst ermöglichte, dass diese trotz ihres Defekts immer noch eine gewisse Förderleistung erbringen konnte.

Zumindest in der Versuchsanordnung auf dem Motorenprüfstand war der Druck am Ausgang der mechanischen Pumpe, auch bei eingeschalteter elektrischer Treibstoffpumpe, deutlich zu gering.

Die Kombination der elektrischen Pumpe aus der HB-SCL mit einer fehlerfreien mechanischen Pumpe resultierte am Ausgang der mechanischen Pumpe in einem ungenügenden Druck.

Die detaillierte Untersuchung der elektrischen Treibstoffpumpe ergab, dass das Rückschlagventil am Pumpenausstritt unter gewissen Umständen verklemmen konnte und somit in seiner Funktion zumindest zeitweise eingeschränkt war. Deshalb stand nicht immer die normale Förderleistung zur Verfügung.

Es ist weder dokumentiert, wie lange die elektrische Treibstoffpumpe bereits in der HB-SCL eingebaut war, noch sind ihre Betriebsstunden bekannt.

2.1.4 Interaktion der elektrischen und der mechanischen Treibstoffpumpe

Es ist vorstellbar, dass die Schwäche der elektrischen Pumpe bereits seit längerer Zeit vorhanden war, aber zu keiner Betriebsstörung führte, solange die mechanische Pumpe ordnungsgemäss funktionierte.

Gemäss dem Treibstoffschema weisen weder die elektrische noch die mechanische Treibstoffpumpe einen Bypass auf. Demzufolge besteht die Gefahr, dass bei einem Versagen einer der beiden Pumpen der Motor nicht mehr mit Treibstoff versorgt wird.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Pilot

Als die Motorleistung stark abfiel, zögerte der Pilot nicht lange, suchte ein geeignetes Notlandefeld und leitete eine Notlandung ein. Dieser Entschluss war zweckmässig.

Der Pilot verständigte über Funk das Flugplatzbüro in Birrfeld über seine Absicht zu einer Notlandung südlich von Wohlen. Dadurch wäre nötigenfalls eine schnelle Alarmierung der Rettungskräfte möglich gewesen.

2.2.2 Unterhalt

Die Einträge von Störungsmeldungen bezüglich des Treibstoffdrucks am 10. Mai 2008 und 21. Juni 2008 im Flugreisebuch bzw. in den internen Flugbereitschaftsrapporten des Halters hätten es erlaubt, auf das Problem aufmerksam zu werden und eine Fehlersuche einzuleiten.

Die Störungsmeldung vom 10. Mai 2008 stellt ein erstes deutliches Symptom für den Defekt der mechanischen Treibstoffpumpe dar. Durch eine gründliche Fehlersuche hätte der Defekt eingekreist und rechtzeitig behoben werden können. Die Störungsmeldung vom 21. Juni 2008 lieferte nochmals einen deutlichen Hinweis auf ein technisches Problem im Treibstoffsystem. Auch diese Gelegenheit, den Fehler rechtzeitig aufzuspüren und zu beheben, verstrich ungenutzt.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war im Schweizerischen Luftfahrzeugregister eingetragen und zum VFR-Verkehr zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt lagen während des ganzen Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Am 10. Mai 2008 und am 21. Juni 2008, d. h. 4 Tage vor dem Unfall, wurde jeweils eine Störung des Treibstoffdrucks im Flug gemeldet. Diese Störungsmeldungen lösten keine gründliche Fehlersuche aus und es wurden keine technischen Massnahmen ergriffen.
- Der Unfall ereignete sich 7:42 h nach dem letzten Eintrag einer Beanstandung des Treibstoffdrucks.
- Die letzte 100-h-Kontrolle an Zelle und Triebwerk wurde am 25. Juni 2008 bei 5901:30 h bescheinigt. Der Motor wies dabei eine Betriebszeit von 139:18 h seit Herstellung auf. Der Unfall ereignete sich am selben Tag auf dem ersten Flug nach dieser Kontrolle.
- Im Flug trat eine Störung der Treibstoffversorgung des Motors auf und die Warnlampe „Fuel Pres.“ leuchtete auf.
- Durch Einschalten der elektrischen Treibstoffpumpe konnte die Störung nur für kurze Zeit beseitigt werden.
- Aus dem Tank konnten nach dem Unfall 37 l Treibstoff abgelassen werden. Der Treibstoff entsprach der Spezifikation des Flugzeugherstellers.
- Die mechanische Treibstoffpumpe förderte zeitweise nicht genug Treibstoff, weil das Rückschlagventil am Einlass defekt war.
- Die lose im Innern der mechanischen Treibstoffpumpe liegenden Teile des Rückschlagventils konnten den Treibstoffdurchfluss stark behindern oder sogar vollständig unterbrechen.
- Der Defekt des Rückschlagventils ist auf eine fehlerhafte Vernietung bei der Herstellung zurückzuführen.
- Die mechanische Treibstoffpumpe wurde als Teil eines fabrikneuen Motors am 4. April 2008 ins Flugzeug eingebaut und wies somit eine Betriebszeit von 139:30 h seit der Herstellung auf.
- Wenn die elektrische Pumpe eingeschaltet war, wurde zeitweise trotzdem eine ungenügende Treibstoffmenge zu den Vergasern gefördert.
- Die detaillierte Untersuchung der elektrischen Treibstoffpumpe ergab, dass das Rückschlagventil am Pumpenausstritt in seiner Funktion zumindest zeitweise eingeschränkt war.
- Es ist weder dokumentiert, wie lange die elektrische Treibstoffpumpe bereits in der HB-SCL eingebaut war, noch sind ihre Betriebsstunden bekannt.

3.1.2 Besatzung

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

3.1.3 Flugverlauf

- Als der Motor Leistung verlor, suchte der Pilot ein geeignetes Landefeld und leitete eine Notlandung ein.
- Der Pilot informierte über Funk den Flugplatz Birrfeld über die bevorstehende Notlandung.
- Das Flugzeug setzte in einem Kartoffelacker auf. Der Pilot hatte beabsichtigt auf einer Wiese zu landen, die hinter diesem Kartoffelfeld lag.
- Nach der ersten Bodenberührung wurde das Flugzeug aufgrund der Bodenbeschaffenheit stark abgebremst und überschlug sich beinahe. Dabei knickte das Bugfahrwerk ein.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursache

Der Unfall ist auf eine Notlandung nach einem Motorausfall zurückzuführen. Der Motor fiel aus, weil die mechanische Treibstoffpumpe wegen eines Fabrikationsfehlers versagte und zudem die Funktionstüchtigkeit der elektrischen Treibstoffpumpe eingeschränkt war.

Zum Unfall beigetragen hat das Unterlassen einer gründlichen Fehlersuche, nachdem die Störung der Treibstoffversorgung sich bereits zweimal vor dem Unfall manifestiert hatte.

Payerne, 1. Dezember 2014

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

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

Bern, 9. Dezember 2014