



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2287 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Flight Design CTSW, HB-WAL,

vom 5. Juli 2014

auf dem Flughafen Grenchen (LSZG)/SO

Causes

L'accident est dû à une perte de contrôle de l'avion au cours d'une remise de gaz exécutée de manière inappropriée avec un virage serré à gauche exécuté à faible hauteur qui a conduit à une collision avec le terrain.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'accident :

- le pilote a choisi une vitesse d'approche trop basse ;
- faible degré d'entraînement sur le type d'avion.

Le facteur suivant, bien que n'ayant pas joué un rôle dans la survenue de l'accident, a néanmoins été identifié présentant un risque au cours de l'enquête (*factor to risk*) :

- les personnes présentes ont été exposées à un danger en raison d'un manque de connaissances sur les dangers liés à un système de sauvetage intégré.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (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 Sicherheitsuntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des 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 zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeug	Flight Design GmbH, CTSW		HB-WAL	
Halter	Aerotec AG, Grenchen			
Eigentümer	Aerotec AG, Grenchen			
Pilot	Luxemburgischer Staatsbürger, Jahrgang 1970			
Ausweis	Privatpilotenausweis für Flugzeuge (<i>Private Pilot License Aero-plane – PPL(A)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>)			
Flugstunden	insgesamt	472 h	während der letzten 90 Tage	25 h
	auf dem Unfallmuster	204 h	während der letzten 90 Tage	0 h
Ort	Flughafen Grenchen (LSZG) / SO			
Koordinaten	598 750 / 225 700	Höhe	428 m/M	
Datum und Zeit	5. Juli 2014, 14:55 Uhr			
Betriebsart	Sichtflugregeln (<i>visual flight rules – VFR</i>), privat			
Flugphase	Landung			
Unfallart	Kontrollverlust			

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insas- sen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	1	0	1	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0

Schaden am Luftfahrzeug Zerstört

Drittschaden Landschaden durch ausgelaufenes Flugbenzin

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Informationsquellen

Die anschliessende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf basiert auf folgenden Informationen:

- Aussage des Piloten;
- Aussagen von Augenzeugen;
- Aufzeichnungen der Radardaten;
- Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs;
- GPS-Daten, die durch einen mitgeführten Tablet-Computer aufgezeichnet wurden;
- Aufgezeichnete Betriebsdaten des Flugzeugmotors;
- Spuren am Wrack und auf der Unfallstelle;
- Flugreisebuch der HB-WAL.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot wollte am 5. Juli 2014 mit dem Flugzeug CTSW, eingetragen als HB-WAL, einen Übungsflug durchführen. Dies auch im Hinblick auf einen für etwa Mitte Juli geplanten längeren Flug ins Ausland, der mit der HB-WAL hätte stattfinden sollen. Der Pilot war letztmals im August 2013 auf einem Flugzeug des Modells CTSW geflogen.

Der private VFR-Flug sollte etwa eine Stunde dauern. Der Pilot hatte vor, vom Flughafen Grenchen (LSZG)/SO zu starten, die Kontrollzone für einige Flugübungen zu verlassen, dann wieder nach Grenchen zurückzukehren und etwa vier oder fünf Platzrunden zu fliegen. Die Anflüge der Platzrunden waren alle mit Landeklappen (*flaps*) auf 40° ausgefahren und Aufsetzen und Durchstarten (*touch and go*) geplant. Der letzte Anflug hätte mit einer Klappenstellung von 15° geflogen werden und zu einer Landung (*full stop*) auf dem Flughafen Grenchen führen sollen.

Gegen Mittag des 5. Juli 2014 fuhr der Pilot mit den öffentlichen Verkehrsmitteln von Bern zum Flughafen Grenchen. Während der Fahrt bereitete sich der Pilot auf den Flug vor, indem er auf seinem Tablet-Computer die aktuellen Wetterinformationen konsultierte. Die Berechnung von Masse und Schwerpunkt hatte der Pilot bereits zu einem früheren Zeitpunkt vorgenommen. Auf dem Flughafen angekommen, begab sich der Pilot zum Hangar und schob das Flugzeug HB-WAL auf das Vorfeld. Da sich noch etwa 90 bis 100 Liter Treibstoff in den Tanks befanden, sah er davon ab, für den bevorstehenden kurzen Flug eine weitere Betankung vorzunehmen.

1.1.3 Flugverlauf

Um 13:47 Uhr erhielt der Pilot der HB-WAL von der Platzverkehrsleitstelle Grenchen (Grenchen *Tower*) die Erlaubnis, vom Standplatz zum Rollhaltepunkt (*holding point*) Delta der Hartbelagpiste 25 zu rollen. Nachdem um etwa 13:50 Uhr die Startfreigabe (*take-off clearance*) erteilt worden war, startete der Pilot um 13:51 Uhr alleine an Bord der HB-WAL von Piste 25 des Flughafens Grenchen. Der Flug führte zuerst via Biel in die Region nordwestlich des Bielersees, wo die geplanten Flugübungen durchgeführt wurden (vgl. Abbildung 1). Anschliessend flog der Pilot

via Erlach, Lyss, Limpachtal unter der TMA Bern hindurch zurück in Richtung Grenchen. Der Anflug für den ersten *touch and go* auf der Hartbelagpiste 25 erfolgte als Geradeausanflug (*straight-in approach*) von Osten über den Meldepunkt Echo. Nach dem ersten *touch and go* um 14:36 Uhr folgte die HB-WAL der Platzrunde für Luftfahrzeuge mit festem Fahrwerk. Es folgte ein zweiter *touch and go* um 14:42 Uhr, gefolgt von einer weiteren Platzrunde und einem dritten *touch and go* um 14:49 Uhr. Bei dieser Platzrunde mussten auf Grund des Verkehrsaufkommens der Abflug und der Gegenanflug verlängert und auf dem Gegenanflug ein Vollkreis geflogen werden.

Im Verlaufe der nächsten Platzrunde, die ohne Verlängerungen oder Vollkreise entlang der publizierten Platzrunde für Luftfahrzeuge mit festem Fahrwerk führte, verlangte der Pilot um 14:51:50 Uhr¹ bei der Platzverkehrsleitstelle Grenchen einen weiteren *touch and go* auf Piste 25. Unmittelbar darauf wurde dem Piloten die Freigabe für einen *touch and go* auf Piste 25 erteilt. Diese Freigabe wurde vom Piloten wiederum mit den Worten „*cleared touch and go two five, Hotel Alfa Lima*“ zurückgelesen. Um 14:53:15 Uhr war das Eindrehen auf den Endanflug beendet. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Flugzeug 1.2 km von der Pistenschwelle entfernt auf der verlängerten Achse der Hartbelagpiste 25. Gegen Ende dieses Anfluges wurde die HB-WAL von Augenzeugen beobachtet, wie sie, ausgehend von einem stabil erscheinenden Endanflug mit leicht positivem Lagewinkel (*nose-up attitude*), zuerst „*steil nach oben*“ stieg und dann nach links ausbrach. Das Flugzeug beschrieb ab diesem Zeitpunkt eine immer enger werdende Kurve nach links. Die Querlage nahm in dieser Phase immer mehr zu, die Höhe verringerte sich. Mit einer Querlage von ungefähr 90° schlug die HB-WAL um etwa 14:54:30 Uhr (vgl. Kapitel 1.7.1) rund 80 Meter südlich der Piste 25 in Wiesland auf (vgl. Abbildung 3). Der Aufprall erfolgte mit der linken Flügelspitze zuerst. Der Rumpf des Flugzeuges mit Cockpit, Heck und Leitwerken kam mit abgebrochenen Flügeln auf seiner linken Seite zu liegen. Den Augenzeugen waren während dieser letzten Flugphase keine Unregelmässigkeiten am Flugzeug selbst aufgefallen.

Der Pilot erlitt beim Unfall erhebliche Verletzungen, konnte das zerstörte Cockpit aber dennoch selbstständig verlassen. Er wurde mit einer Ambulanz in ein Spital verbracht. Das Flugzeug wurde beim Unfall zerstört.

Die damalige Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle wurde um 15:10 Uhr über den Unfall informiert und eröffnete noch am Nachmittag des 5. Juli vor Ort die Untersuchung.

¹ Die Zeitstempel des aufgezeichneten Sprechfunkverkehrs können bis zu 30 Sekunden von UTC respektive *local time* abweichen.

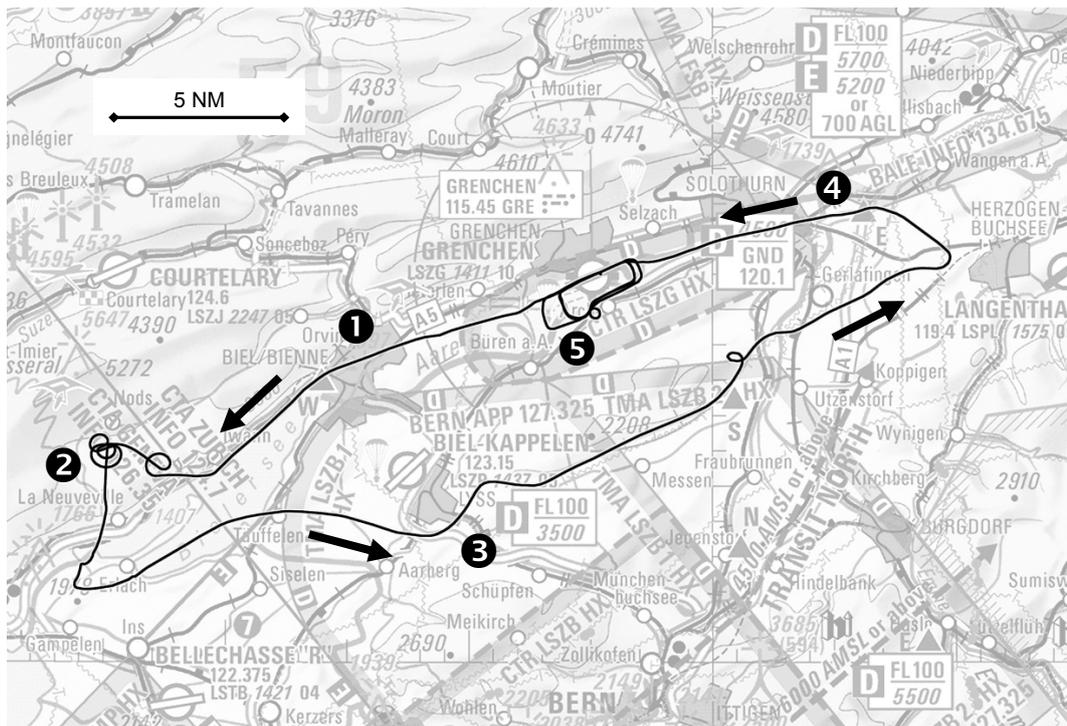


Abbildung 1: Flugweg (*track*) der HB-WAL während des Unfallfluges am 5. Juli 2014 (schwarze Linie). Gut erkennbar sind der Abflug von Grenchen via Biel (1), die Flugübungen in der Region des Bielersees (2), der Rückflug via Lyss (3), der Geradeausanflug nach Grenchen (4) und die Platzrunden auf dem Flughafen Grenchen (5). Basiskarte: *Switzerland Aeronautical Chart*. Karte/Basiskarte/Luftbild reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie, Swisstopo (JA150149).

1.2 Angaben zum Piloten

Der Pilot war im Besitz einer gültigen Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (*Private Pilot Licence – PPL(A)*) nach EASA, einer gültigen Berechtigung für landgestützte Kolbenmotorflugzeuge mit einem Motor (*single engine piston - SEP (land)*), einer gültigen nachgewiesenen Sprachkompetenz für Englisch und Deutsch sowie eines gültigen medizinischen Tauglichkeitszeugnisses ohne Auflagen.

Der Pilot erlangte seine Privatpilotenlizenz im Jahre 2005 auf dem Flugzeugmuster Cessna 152. Die Schulung dazu hatte vom Flughafen Grenchen aus stattgefunden. Fluglehrer des Piloten bescheinigten ihm ausschliesslich gute bis überdurchschnittlich gute fliegerische Fähigkeiten sowie ein stets sicherheitsbewusstes Verhalten am Boden und in der Luft. Für die Bereiche Anflug, Landung, Leistungssetzung, *decision making* und Überziehübungen wurde der Pilot von den Fluglehrern als gut bis sehr gut eingestuft.

Nach seiner Ausbildung flog der Pilot vornehmlich auf den Luftfahrzeugmustern Cessna 172 und Flight Design CTSW. Die Einweisung auf die CTSW hatte die gewöhnlichen und aussergewöhnlichen Flugmanöver unter verschiedenen Ladebedingungen, die technischen Eigenheiten und Merkmale der CTSW sowie die im Notfall zu treffenden Massnahmen beinhaltet.

Die HB-WAL war in Grenchen stationiert. Der Pilot gab an, er sei mit der HB-WAL schon sehr unterschiedliche Flugplätze und auch solche mit sehr kurzen Pisten angefliegen. Durchschnittlich ungefähr jede fünfte Landung mit der CTSW sei mit Klappenstellung 40° erfolgt. Der Pilot führte in seiner Freizeit regelmässig mehrtä-

gige Flugreisen ins europäische Ausland durch und hatte zu Beginn des Unfallfluges eine Gesamtflugerfahrung von 472 Stunden. Eine CTSW war der Pilot letztmals im August 2013 geflogen. In den 90 Tagen vor dem Unfallflug war der Pilot 25 Stunden auf Cessna 172 geflogen; davon 20 Stunden während einer zweiwöchigen Flugreise im Juni 2014 zusammen mit einem Pilotenkollegen.

Am Abend vor dem Unfall kam der Pilot gegen 18 Uhr von der Arbeit zu Hause an und ging nach dem Abendessen zur gewohnten Zeit zu Bett.

Der Pilot konnte sich bis zum Abschluss der Untersuchung zwar wieder an den Unfallflug, jedoch nicht an die letzte Platzrunde und die Unfallsequenz erinnern. Er war sich sicher, dass er die Fenster des Cockpits während des gesamten Fluges geschlossen hatte. Der Pilot machte keine technischen oder betrieblichen Probleme geltend.

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeines

Luftfahrzeugmuster	CTSW
Hersteller	Flight Design GmbH, Kamenz, Deutschland
Immatrikulation	HB-WAL
Seriennummer	06-01-03
Luftfahrzeugkategorie	Sonderkategorie, Unterkategorie „Ecolight“
Halter	Aerotec AG, Grenchen
Eigentümer	Aerotec AG, Grenchen

1.3.2 Technische Aspekte

Allgemeine Charakteristik	Einmotoriges, dreiachsgesteuertes, doppelsitziges Ultraleichtflugzeug mit Kreuzleitwerk, ausgeführt als freitragender Schulterdecker in Faserverbundbauweise.
Landeklappen (<i>flaps</i> , Klappen)	Betätigung in Stufen von -12° , 0° , 15° , 30° und 40° über einen Vorwahlschalter auf dem Instrumentenbrett im Cockpit. Die Querruder sind mit den Landeklappen überlagert und werden teilweise mitgeführt. Die Position der Klappen wird über eine numerische Anzeige auf dem Instrumentenbrett im Cockpit angezeigt.
Triebwerk	Nichtaufgeladener Vierzylinder-Viertakt-Boxer-Motor Rotax 912 ULS mit 100 PS Leistung und rechtsdrehendem ² Einstellpropeller (<i>ground-adjustable propeller</i>) aus Faserverbundwerkstoff.
Treibstofftank	2 Integralflügeltanks (<i>wet wing</i>), jeweils einer pro Flügel zwischen Hauptholm und Flügleintrittskante, je 65 Liter Treibstoffinhalt.
Treibstoffverbrauch	10 bis 20 Liter pro Stunde bei Reiseleistung 24 Liter pro Stunde bei Startleistung

² Rechtsdrehend aus Sicht des Piloten

Masse und Schwerpunkt	Berechnungen der Masse des Flugzeugs für den Zeitpunkt des Unfalls ergeben Werte von mindestens 442.25 kg und höchstens 460.25 kg (vgl. Anlage 1). Die höchstzulässige Abflugmasse der HB-WAL beträgt 472.5 kg. Der Schwerpunkt lag innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
Gesamtrettungssystem	501 Magnum
Statikdruckquellenfehler	Im Bereich von 85 km/h angezeigter Geschwindigkeit (<i>indicated airspeed</i> – IAS ³) und bei einer Klappenstellung von 40° zeigt die Fahrtmesseranlage eine um etwa 8 km/h zu geringe Geschwindigkeit gegenüber der berechtigten Fluggeschwindigkeit (<i>calibrated airspeed</i> – CAS ⁴). ⁵

Die HB-WAL war nicht mit einer technischen Vorrichtung zur Überziehwarnung (*stall warning*), wie zum Beispiel einem Warnhorn, ausgerüstet. Das Flugzeug verfügte an der Flügelseintrittskante im Bereich der Flügelwurzeln jedoch über Stolperkanten (*stall strips*). Diese sollen vor oder bei Erreichen des kritischen Anstellwinkels Verwirbelungen der Luft hervorrufen, die dann das Höhenleitwerk treffen und so zu Vibrationen des Steuerknüppels führen.

Die HB-WAL wurde im Jahr 2006 in Verkehr gesetzt. Ab dem Jahr 2009 wurden Funktionsstörungen des Bedienelements für die Landeklappen (Klappenschalter) gemeldet. Diese Probleme häuften sich ab Juli 2012. Am 21. August 2013 wurde der Klappenschalter anlässlich der 100-Stunden-Kontrolle ersetzt. Daraufhin wurden keine Störungen mit dem Klappenschalter mehr gemeldet. Zwischen dem Ersetzen des Schalters und dem Unfallflug wurde die HB-WAL während 24 Stunden betrieben und es wurden dabei 39 Landungen durchgeführt.

Am 9. April 2014 wurde das Flugzeug letztmalig geprüft und durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) wurde eine Prüfbestätigung ausgestellt.

1.3.3 Betriebliche Aspekte

Der Pilot und ein mit der CTSW gut vertrauter Fluglehrer gaben nach dem Unfall zu Protokoll, dass sich der überzogene Flugzustand (*stall*) bei der CTSW im Vergleich mit anderen Kleinflugzeugen kaum ankündige. Die CTSW habe auch keine technische Einrichtung zur *stall warning* wie beispielsweise ein Warnhorn. Im überzogenen Flugzustand (*stall*) verhalte sich das Flugzeug labil, man könne aber mit den Quer- und Seitensteuern immer gut korrigieren. Ein überzogener Flugzustand könne nach den konventionellen Verfahren, d. h. durch Senken der Flugzeugnase und ein Erhöhen der Motorleistung problemlos wieder ausgeleitet werden.

Folgende Überziehggeschwindigkeiten finden sich im Kapitel „Betriebsgrenzen“ des Flug- und Wartungshandbuchs und gelten für 472.5 kg Rüstmasse:

„Klappen -12°	V_{S1}	85 km/h IAS
Klappen 0°	V_{S1}	75 km/h IAS

³ Unter *indicated airspeed* (IAS) wird die unkorrigierte Geschwindigkeit verstanden, die sich direkt aus der durch die Fahrtmesseranlage (Pitot-Statik-System) gemessenen Druckdifferenz ergibt.

⁴ Unter *calibrated airspeed* (CAS) wird die um den Statikdruckquellenfehler korrigierte Geschwindigkeit verstanden.

⁵ Die Daten wurden im Zuge der Zulassung eines Folgemodells der CTSW, der CTL5, durch den Luftfahrzeughersteller an einem System erhoben, das identisch zum System des Modells CTSW ist.

Klappen 40° V_{SO} 65 km/h IAS“

Für Klappen in den Stellungen 30° und 40° wird 115 km/h IAS als die zulässige Höchstgeschwindigkeit angegeben.

Des Weiteren schreibt der Hersteller im Kapitel „Betriebsgrenzen“: *„Bei stark böigem Wind oder Windgeschwindigkeiten am Boden von über 40 km/h ist der Flugbetrieb einzustellen.“*

Betriebliche Angaben zum Landeanflug finden sich in Kapitel 1.12.

1.3.4 Zwischenfall vom 22. Juli 2006

Das Flugzeug CTSW HB-WAL, nicht jedoch der Pilot des Unfallfluges vom 5. Juli 2014, war am 22. Juli 2006 bereits einmal in einen Zwischenfall auf dem Flughafen Grenchen involviert. Der Zwischenfall wurde durch das damalige Büro für Flugunfalluntersuchungen summarisch untersucht. Dabei wurde zusammenfassend festgestellt: „Kontrollverlust“ während „Flugphase ‚Landung““.

Sachverhalt gemäss Schilderung des Piloten: *„[...] Starkes Aufkreuzen [auf Grund von etwa 10 Knoten Wind aus Richtung Nord] war nötig, um das Flugzeug in der Pistenachse [der Piste 25] zu halten, der Pilot rechnete mit einem go-around. [...] Drei Meter über der Piste wurde es ruhiger, der Pilot konnte das Aufkreuzen reduzieren und das Flugzeug mit etwas Querlage nach rechts in der centerline halten. Da sich die Situation bis kurz vor dem Aufsetzen nicht veränderte, entschloss sich der Pilot zu landen. In diesem Moment erfasste eine Böe von rechts das Flugzeug. Das Flugzeug drehte um ca. 45 Grad um die Hochachse nach rechts und berührte mit dem linken Hauptfahrwerk die Piste. Daraufhin knickte das Bugfahrwerk ein und der Propeller berührte den Boden. Das Flugzeug kippte vornüber und kam schliesslich in einer Kopfstandlage zum Stillstand.“*

1.4 Meteorologische und astronomische Angaben

1.4.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich am Rande eines Tiefs mit Kern zwischen Island und den Britischen Inseln. Aus Westen überquerten ausgedehnte Wolkenfelder den Jura. Bei mässigem Wind aus Südwest und trockenem Wetter herrschte eine Sicht von mehr als zehn Kilometern.

1.4.2 Wetter auf dem Flughafen Grenchen

Am 5. Juli 2014 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung (METAR) von 14:50 Uhr auf dem Flughafen Grenchen die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	12 Knoten aus 230°, variierend zwischen 200° und 270°
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Niederschläge	Keine
Bewölkung	1/8–2/8 auf 3500 ft <i>above aerodrome level</i> (AAL) 5/8–7/8 auf 11 000 ft AAL
Temperatur	22 °C
Taupunkt	14 °C
Luftdruck QNH	1014 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre.

Trend Es ist keine signifikante Änderung während der nächsten zwei Stunden zu erwarten.

1.4.3 Automatische Windmessungen

Auf dem Flughafen Grenchen wurden für den Zeitraum vor dem Unfall folgende Winddaten aufgezeichnet.

Zeitraum	Böenspitze (Maximum) [kt]	Windgeschwindigkeit (Mittel) [kt]	Windrichtung (Mittel) [°]
14:20–14:30	16	11	245
14:30–14:40	19	13	235
14:40–14:50	18	13	232
14:50–15:00	15	10	230

Tabelle 1: Aufzeichnungen der automatischen Windmessung auf dem Flughafen Grenchen.

1.4.4 Weitere Wetterbeobachtungen und Wettermeldungen

Die Freigabe von 14:34:20 Uhr (für ersten *touch and go*) beinhaltete folgende Windinformation: 13 Knoten aus 230°.

Die Freigabe von 14:39:31 Uhr (für zweiten *touch and go*) beinhaltete folgende Windinformation: 14 Knoten aus 230°.

Die Freigabe von 14:48:06 Uhr (für dritten *touch and go*) beinhaltete folgende Windinformation: 11 Knoten aus 230°.

Die letzte Freigabe für HB-WAL von 14:51:56 Uhr beinhaltete folgende Windinformation: 11 Knoten aus 240°.

Der Pilot erklärte nach dem Unfall, dass man bei diesem Flugzeug die Turbulenzen gut verspüre. Er war weiter der Ansicht, dass er bei turbulenten Verhältnissen den Flug mit grosser Wahrscheinlichkeit schon nach der ersten Landung beendet hätte. Später konnte er sich an die ersten zwei Anflüge erinnern, für die er den Wind als etwas variabel, aber nicht als stark turbulent beschrieb.

Gemäss eines Augenzeugen wurden kurz vor dem Unfall zwischen Schlepp- und Segelfluggpiloten einige Funksprüche bezüglich Turbulenzen ausgetauscht. Ein Pilot, der den Flughafen Grenchen kurz vor dem Unfall angefliegen hatte, habe dem Augenzeugen vor dem Unfall berichtet, es sei im Anflug sehr turbulent gewesen.

Ein Schlepppilot, der zwischen 11 und 15 Uhr fünf Segelflugschlepps durchgeführt hatte, beschrieb er ein wenig Querwind von links wahrgenommen habe. Aus diesem Grund sei es im kurzen Endteil (*short final*) ein wenig turbulent gewesen, weil auf dessen linker Seite Bäume vorhanden sind.“

Die innerhalb weniger Minuten nach dem Unfall vor Ort eintreffende Polizeipatrouille rapportierte: „*Es war windig.*“

1.4.5 Astronomische Angaben

Sonnenstand um 14:55 Uhr Azimut: 220° Höhe: 61°

Beleuchtungsverhältnisse Tag

1.5 Kommunikation

Der Pilot der HB-WAL stand während der Platzrunden bis zum Unfall mit der Platzverkehrsleitstelle Grenchen in Funkkontakt. Der Pilot meldete über Funk keinerlei Probleme oder Schwierigkeiten. Der Funkverkehr fand ohne erkennbare Probleme statt.

1.6 Angaben zum Flughafen

1.6.1 Flugbewegungen direkt vor dem Unfall

Während der zehn Minuten vor dem Unfall fanden auf den Pisten 25 des Flughafens Grenchen neben dem *touch and go* der HB-WAL ausschliesslich Flugbewegungen mit Luftfahrzeugen der Muster Robin DR400 und FFA AS-202 Bravo statt. Beide Luftfahrzeugmuster sind einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor und vier respektive drei Plätzen. Zwischen dem *touch and go* der HB-WAL um 14:49 Uhr und dem Unfall um 14:55 Uhr fand auf der Hartbelagpiste 25 keine Flugbewegung mehr statt.

1.6.2 Feuerwehr

Das Feuerwehrmagazin der Feuerwehr des Flughafens Grenchen befindet sich nördlich der Piste auf dem Gelände des Flughafens. Der Fahrzeugpark besteht aus einem Pionierfahrzeug und einem Flugfeldlöschfahrzeug. Das Flugfeldlöschfahrzeug – ein Universallöschfahrzeug – ist unter anderem mit einem Wassertank (4000 Liter), einem Schaummitteltank (750 Liter), einem Pulvertank (2000 kg), einer Pumpe, Schnellangriffsleitungen, zwei Dachmonitoren sowie mit sechs Handfeuerlöschern (jeweils zwei mit Schaum, Pulver und Kohlendioxid) ausgerüstet. Des Weiteren sind Atemschutzgeräte (Pressluftatmer) verlastet. Als Rettungsmittel stehen auf dem Flugfeldlöschfahrzeug mehrere Tragtücher, eine Tragbahre und ein Rettungsbrett zur Verfügung.

Der Umfang der durch einen Flugplatz bereitzuhaltenden Feuerlöschfahrzeuge und Löschmittel ist in der Richtlinie AD I-001 D (Feuerwehr und Rettungswesen auf schweizerischen Flugplätzen) des Bundesamtes für Zivilluftfahrt festgelegt.

Subsidiär wird die Feuerwehr des Flughafens Grenchen durch die Ortsfeuerwehr Grenchen unterstützt. Auch im vorliegenden Fall wurde die Ortsfeuerwehr aufgebildet, die mit einem Einsatzzug vor Ort war.

Nach Angaben des Flughafens Grenchen bestehe bei der Flughafenfeuerwehr Grenchen der Grundsatz, das Flugfeldlöschfahrzeug nicht auf unbefestigten Oberflächen zu betreiben. Grund dafür sei die Gefahr des Einsinkens im Boden. Ein im Erdboden eingesunkenes Fahrzeug könne bei einem plötzlichen Brandausbruch den Rückzug nicht sofort antreten. Dieser Grundsatz gelte unabhängig vom Zustand des Bodens (nass, feucht oder trocken). Dieses Vorgehen war durch die Flughafendirektion so angeordnet worden.

1.7 Luftfahrzeugseitige Datenaufzeichnungsgeräte

1.7.1 Tablet-Computer

Der Pilot führte einen Tablet-Computer der Apple-iPad-Reihe mit sich und hatte diesen mit einer Saugnapfhalterung im Cockpit direkt vor sich befestigt. Auf dem Tablet-Computer war unter anderem die Applikation Skydemon installiert. Skydemon erlaubt die Planung von VFR-Flügen. Ausserdem erleichtert die Applikation die Navigation. Während des Unfallfluges war Skydemon aktiv und zeichnete den Flug dreidimensional in einem *track log* auf. Der Tablet-Computer wurde an der Unfallstelle unbeschädigt vorgefunden. Die aufgezeichneten Daten konnten vom Gerät heruntergeladen und für die Untersuchung verwendet werden.

Die Koordinaten und Höhen der 19 letzten Datenzeilen sind in Abbildungen 2 und 3 grafisch dargestellt. Diese beiden Abbildungen zeigen ungefähr das letzte Drittel des geflogenen Endanflugs bis zur Pistenschwelle. Die Werte, die für Geschwindigkeit und Höhe in den letzten 19 Datenzeilen aufgezeichnet wurden, sind in Tabelle 2 dargestellt. Die Einheiten wurden teilweise umgerechnet und die Werte gerundet. Geschwindigkeits- und Höhenprofile aller vier Anflüge sind in Abbildung 4 dargestellt. Erklärungen zur „konstruierten Geschwindigkeit IAS“ und weitere Details zu Datenauswertung und Korrelation der Daten mit den Betriebsdaten des Flugzeugmotors finden sich in Anlage 2.

Auf Grund der aufgezeichneten Geschwindigkeit von 38.89 km/h um 14:54:30 Uhr und des aufgezeichneten Stillstands ab 14:54:31 Uhr wird angenommen, dass der Aufschlag einige Zehntelsekunden nach 14:54:30 Uhr stattfand.

1.7.2 Gerät zur Aufzeichnung von Betriebsdaten des Flugzeugmotors

In der HB-WAL war ein Gerät des Typs FLYdat Rotax (FLYdat) eingebaut. Das Gerät FLYdat zeigt die Betriebsdaten des Flugzeugmotors im Cockpit an und speichert diese teilweise. Die Parameter des Unfallfluges wurden regelmässig alle 5 Sekunden aufgezeichnet. Der Zeitstempel ist nicht eine Uhrzeit (z. B. UTC), sondern die Betriebszeit (*operating time*) des Motors. Die Aufzeichnungen konnten vom Gerät heruntergeladen und für die Untersuchung verwendet werden.

Für alle Datenzeilen wurden zum Zeitstempel folgende Parameter aufgezeichnet: Abgastemperatur (*exhaust gas temperature* – EGT) einzeln für die Zylinder 1 bis 4, Kühlwassertemperatur, Öltemperatur, Öldruck, Motordrehzahl.

Die aufgezeichneten Parameter EGT 2 bis 4, Kühlwasser- und Öltemperatur sowie Öldruck zeigen für den gesamten Unfallflug unauffällige Werte. Die EGT 1 weicht mehrfach, vor allem jedoch noch vor dem *take-off*, extrem von normalen Werten ab und weist Aufzeichnungslücken auf.

Die aufgezeichnete Motordrehzahl zeigt für die vorhergehenden Platzrunden maximale Werte zwischen 4700 und 4900 Umdrehungen pro Minute (*revolutions per minute* – RPM) während der Steigflüge und minimale Werte zwischen 1650 und 1800 RPM bei den *touch-and-go*.

Der drittletzte aufgezeichnete Wert beträgt 1750 RPM, der zweitletzte Wert 4750 RPM und der letzte Wert 4730 RPM. Die aufgezeichneten RPM-Werte der letzten rund 35 Sekunden vor dem Unfall sind in Tabelle 2 korreliert mit weiteren Daten abgebildet. Die Korrelation der Daten ist in Anlage 2 erklärt.



Abbildung 2: Die letzten 19 aufgezeichneten Positionen der HB-WAL. Darstellung in Google Earth. Blickrichtung: Ungefähr Nordnordost. Grössenreferenz: Pistenbreite beträgt 23 Meter.

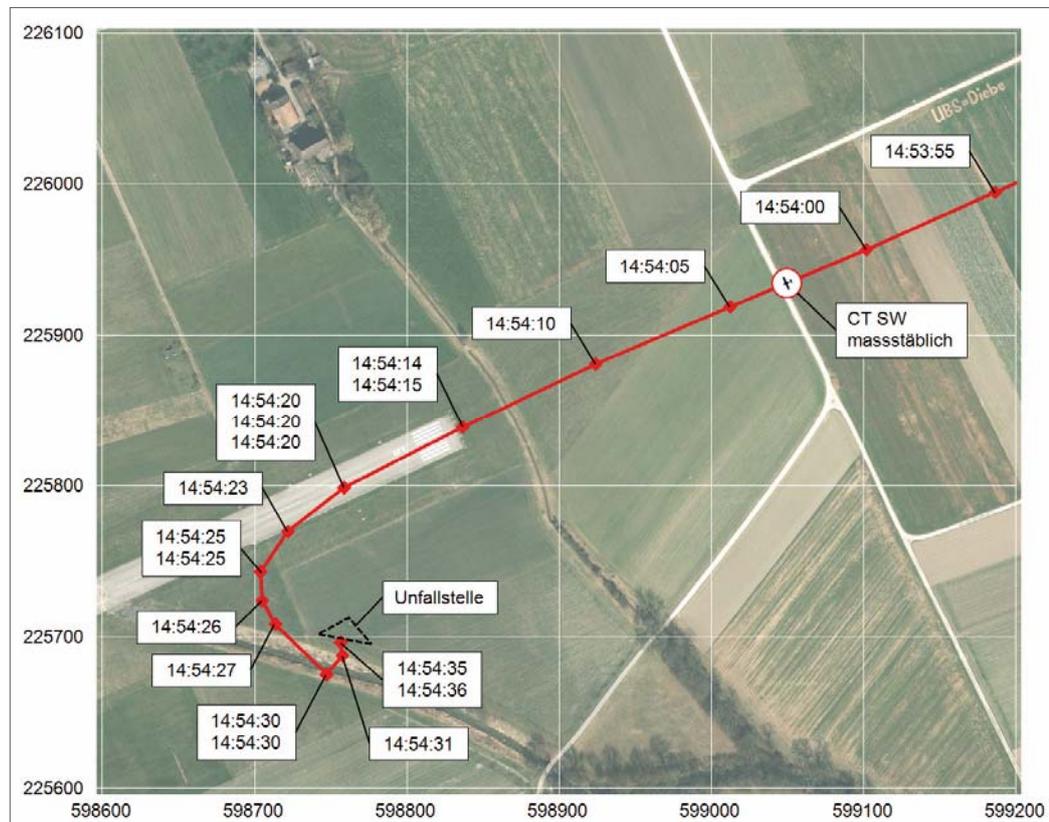


Abbildung 3: Die letzten 19 aufgezeichneten Positionen mit Zeitstempel sowie die Unfallstelle. Darstellung auf Luftbild. Ungefähr ein Drittel des geflogenen Endanflugs bis zur Pistenschwelle ist dargestellt. Beschriftung des Koordinatengitters in Meter. Luftbild: Google Maps.

Datenzeile	Zeitstempel [hh:mm:ss]	Höhe AMSL [m]	Höhe über Piste * [m]	Geschwindig- keit über Grund [km/h]	Motordrehzahl [RPM]
1	14:53:55	469.42	33	68.52	2700
2	14:54:00	462.14	26	70.38	2730
3	14:54:05	454.09	18	70.38	2780
4	14:54:10	447.60	11	68.52	2850
5	14:54:14	443.88	7	70.38	
6	14:54:15	443.88	7	70.38	3420
7	14:54:20	440.71	4	59.26	1750
8	14:54:20	440.71	4	55.56	
9	14:54:20	440.71	4	55.56	
10	14:54:23	441.72	5	57.41	
11	14:54:25	447.78	11	57.41	4750
12	14:54:25	447.78	11	61.12	
13	14:54:26	444.86	8	64.82	
14	14:54:27	445.22	9	64.82	
15	14:54:30	443.79	7	57.41	4730
16	14:54:30	443.79	7	38.89	
17	14:54:31	446.07	10	0	
18	14:54:35	445.65	9	0	
19	14:54:36	445.13	9	0	

* Inkl. Korrektur um systematischen Fehler von 8 Meter. Angenommene Pistenhöhe: 428.5 m/M.

Grün Zunahme gegenüber vorherigem Wert.

Rot Abnahme gegenüber vorherigem Wert.

Grau Wert mit vorhergehendem Wert identisch.

Tabelle 2: Aufgezeichnete Werte während der letzten rund 35 Sekunden des Fluges. Werte teilweise in andere Einheiten bzw. ein anderes Bezugssystem umgerechnet oder gerundet.

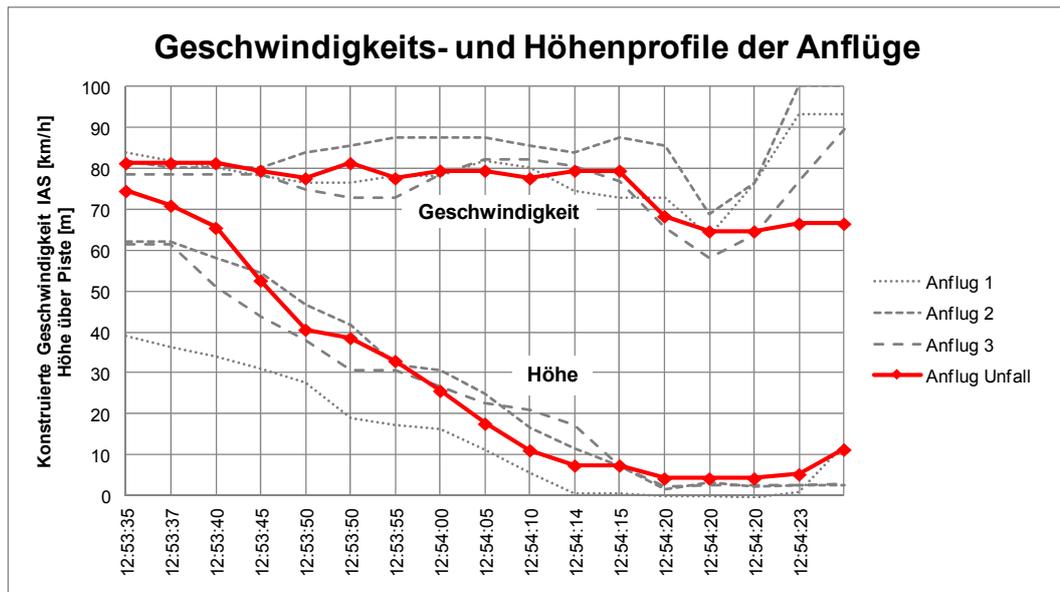


Abbildung 4: Aufgezeichnete Geschwindigkeiten korrigiert bezüglich der Gegenwindkomponente, Statikdruckquellenfehler und Einfluss der Luftdichte. Höhe über Piste korrigiert um systematischen Fehler während der vier Endanflüge. Referenziert auf Zeitpunkt der niedrigsten Geschwindigkeit. Zeitstempel in UTC gelten für den vierten Anflug (Anflug Unfall).

1.8 Angaben zu Unfallstelle, Wrack und Aufprall

1.8.1 Unfallstelle

Die angerückte Polizeipatrouille konnte an der Unfallstelle einen starken Geruch von ausgetretenem Treibstoff feststellen. Einige Zeit später wurde durch die Ortsfeuerwehr Grenchen eine Messung mit einem Gasmessgerät durchgeführt. Die Messung ergab, dass keine Explosionsgefahr herrschte.

Über weite Teile der Unfallstelle war das Gras durch die Kontamination mit Treibstoff braun verfärbt. Darüber hinaus war die Unfallstelle durch Fragmente des Wracks kontaminiert. Nach der Bergung des Wracks wurde die Unfallstelle oberflächlich abgetragen.

1.8.2 Wrack

Das Wrack und Teile davon waren über ein Gebiet von rund 25 Metern Länge und 10 Metern Breite verteilt. Innerhalb dieses Gebietes konnten alle Baugruppen der CTSW identifiziert werden. Abbildung 5 zeigt die Unfallstelle mit den wichtigsten Teilen des Wracks und Spuren.

Das Hauptwrack lag auf seiner linken Seite und bestand aus dem Flugzeugrumpf mit Cockpit, Motor und Fahrwerk, dem Heckausleger mit Höhenleitwerk, Höhenruder, Seitenleitwerk, Seitenruder sowie dem rechten Flügel mit rechter Landeklappen und rechtem Querruder. Die drei Propellerblätter waren nahe der Nabe abgebrochen. Die Bruchstellen waren mit Erde beschmutzt. Der Stellmotor der Klappen (*flaps actuator*) wurde in der Stellung 38° vorgefunden. Dies entspricht der vollständig ausgefahrenen Stellung (für den Piloten wird diese Stellung als 40° bezeichnet). Es wurden keine Beschädigungen oder Defekte im Bereich der Stellmechanik gefunden. Der Klappenschalter wurde zerstört gefunden; das Bedienelement war von der Elektronik abgetrennt.

Der linke Flügel war an seiner Wurzel von Flügelholm, rechtem Flügel und Rumpf losgebrochen und lag etwa fünf Meter westlich des Hauptwracks. Die Flügelspitze

wies Spuren von Dreck und Gras auf, war stark beschädigt und es fehlten Teile der Beplankung. Linke Landeklappe und linkes Querruder wurden vom Flügel losgelöst gefunden und lagen zwischen linkem Flügel und Hauptwrack.

Ein bei Punkt 1 der Unfallstelle (vgl. Abbildung 5) gefundenes Fragment der Flugzeugstruktur konnte anhand der Form und des Materials der Spitze des linken Flügels zugeordnet werden. Fragmente der Beplankung, die an gleicher Stelle gefunden wurden, konnten anhand von Form, Beschädigung, Material und Farbschema ebenfalls der linken Flügelspitze zugeordnet werden.

Der Treibstofftank des linken Flügels war im Bereich von Flügelwurzel / Eintrittskante zerstört und offen. Der Treibstofftank des rechten Flügels war an der Eintrittskante zerstört und offen. Beide Treibstofftanks wurden leer vorgefunden.

Die Untersuchung der primären Steuerung (*control continuity analysis*) ergab folgende Ergebnisse:

- Seitensteuer: Pedale zerstört, mechanische Verbindung intakt, Seitenrunder frei beweglich.
- Höhensteuer: Steuerknüppel intakt, mechanische Verbindung intakt, Höhenrunder frei beweglich.
- Quersteuer: Steuerknüppel intakt, mechanische Verbindung im Bereich des Rumpf-Flügel-Übergangs verformt und zu beiden Flügeln unterbrochen, rechtes Querruder via Gestänge frei beweglich, linkes Querruder von Flügel abgetrennt.

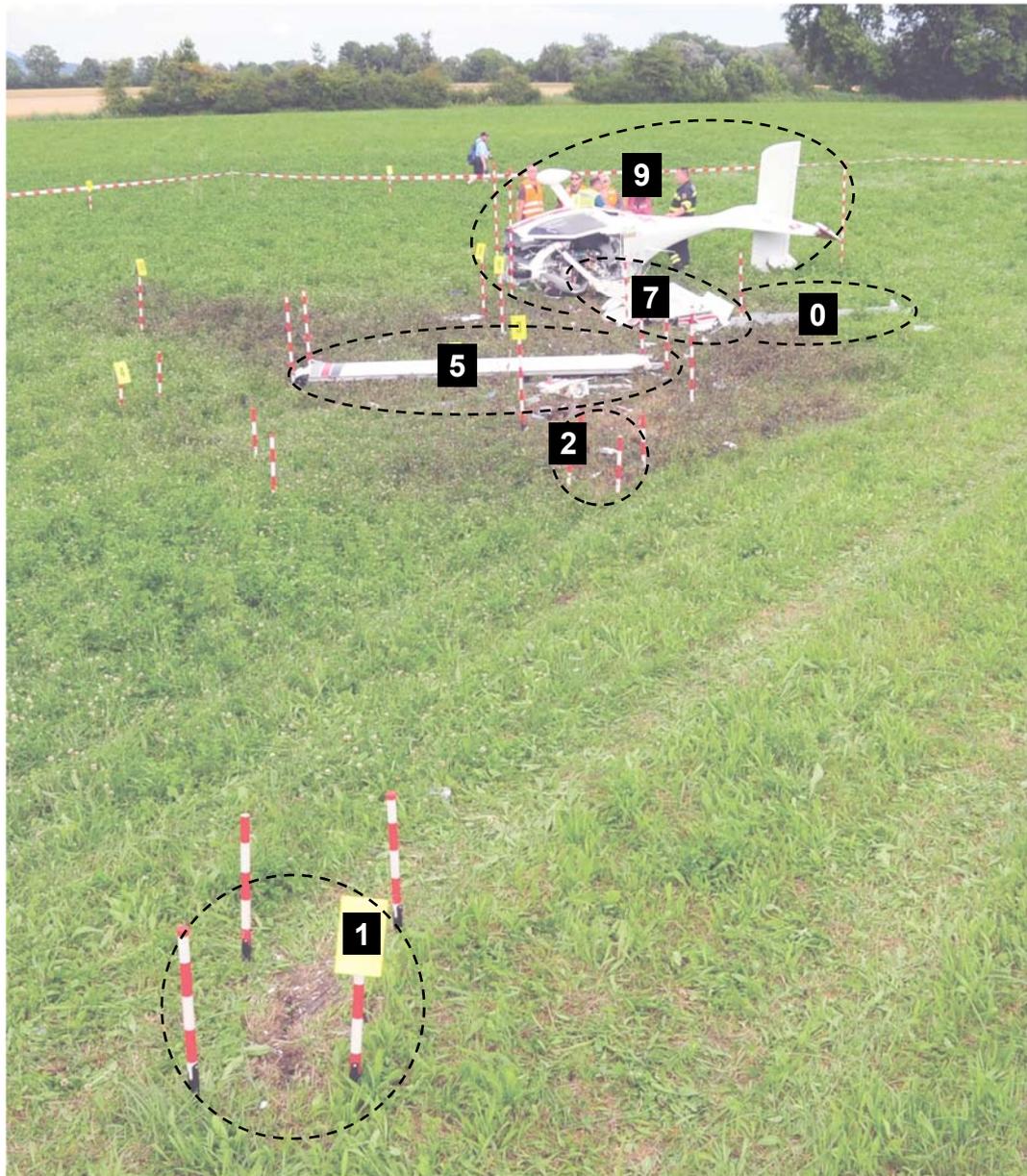


Abbildung 5: Unfallstelle mit den wichtigsten Teilen des Wracks und Spuren. Gut sichtbar auch die braune Verfärbung des Grases. Blickrichtung Ost.

- 1: Einschlagspur 1
- 2: Einschlagspur 2
- 5: Linker Flügel
- 7: Rechter Flügel
- 9: Hauptwrack
- 0: Linke Klappe und linkes Querruder

1.8.3 Aufprall

Aus den Aussagen zweier Augenzeugen lässt sich Folgendes zusammenfassen: Nach dem Abweichen vom Endanflug auf Piste 25 und der geflogenen Linkskurve schlug das Flugzeug mit dem linken Flügel am Boden auf. Es gab einen Knall und das Flugzeug drehte weiter nach links.

Ein weiterer Augenzeuge – er beobachtete das Geschehen aus einer Position rund 250 Meter südwestlich der Unfallstelle – sah das Flugzeug noch „*fliegend von hinten*“, beim Aufprall war „*die Oberseite der Flügelfläche fast senkrecht*“. Das Flugzeug sei mit einem *heading* von rund 280° eingeschlagen, was aus der Pistenrichtung einer geflogenen 330°-Kurve nach links entspräche. Diesem Zeugen war die Sicht jedoch durch hohes Gras teilweise versperrt.

1.8.4 Gesamttrettungssystem

Das Gesamttrettungssystem⁶ (im Folgenden BPS genannt) wurde vor oder durch den Aufprall nicht ausgelöst. Die Abdeckung in der Ausschussöffnung des BPS war intakt und verschloss die in die Rumpfoberseite eingelassene Ausschussöffnung für die BPS-Rakete nach wie vor (vgl. Abbildung 6). Nach eigenen Angaben war sich die Feuerwehr der Gefahr, die vom BPS ausging, bewusst. Während der Intervention durch Ersthelfer und Rettungskräfte hielten sich dennoch mehrfach Personen im Gefahrenbereich (Ausschusssektor) des BPS auf (vgl. Abbildung 8). Im Verlauf der Arbeiten an der Unfallstelle wurde durch einen örtlichen Flugzeugmechaniker ein Splint am BPS-Auslösegriff im Cockpit angebracht und das BPS so gegen ein unbeabsichtigtes Auslösen via Auslösegriff gesichert. Da jedoch Beschädigungen der Struktur im Bereich des BPS anzunehmen waren, konnte ein plötzliches Auslösen des BPS während der Untersuchungen an der Unfallstelle und der anschliessenden Bergung nicht ausgeschlossen werden. Während der Untersuchungen an der Unfallstelle wurde deshalb der potenzielle Abschusssektor der BPS-Rakete so gut wie möglich gemieden.

Erfahrungsgemäss musste mit einer mindestens eintägigen Verzögerung der Entschärfung gerechnet werden, wenn diese durch einen Mitarbeiter des BPS-Herstellers hätte erfolgen sollen. Nicht nur die geringfügige Verformung des Flugzeugrumpfs im Bereich des BPS, sondern auch der zugängliche und intakte Auslösegriff, das treibstofffreie Wrack und der fehlende Geruch von Treibstoff in der Luft liessen eine Entschärfung des Gesamttrettungssystems durch Abschuss der BPS-Rakete vor der Bergung des Flugzeuges zu. Zu diesem Zweck wurde das Hauptwrack aufgerichtet und am BPS-Auslösegriff im Cockpit ein Seil befestigt. Anschliessend wurde das BPS durch Zug an diesem Seil aus sicherer Distanz ausgelöst und somit entschärft. Die gezündete Rakete zog den Fallschirm wie vorgesehen aus dem Rumpf (vgl. Abbildung 7).

⁶ Auch Fallschirm-Gesamttrettungssystem, ballistisches Rettungssystem (BRS), ballistisches Fallschirmrettungssystem, *ballistic recovery system*, *aircraft recovery system* oder *ballistic parachute system* (BPS) genannt.



Abbildung 6: Abdeckung der Ausschussöffnung des BPS oben hinten auf dem Rumpf.

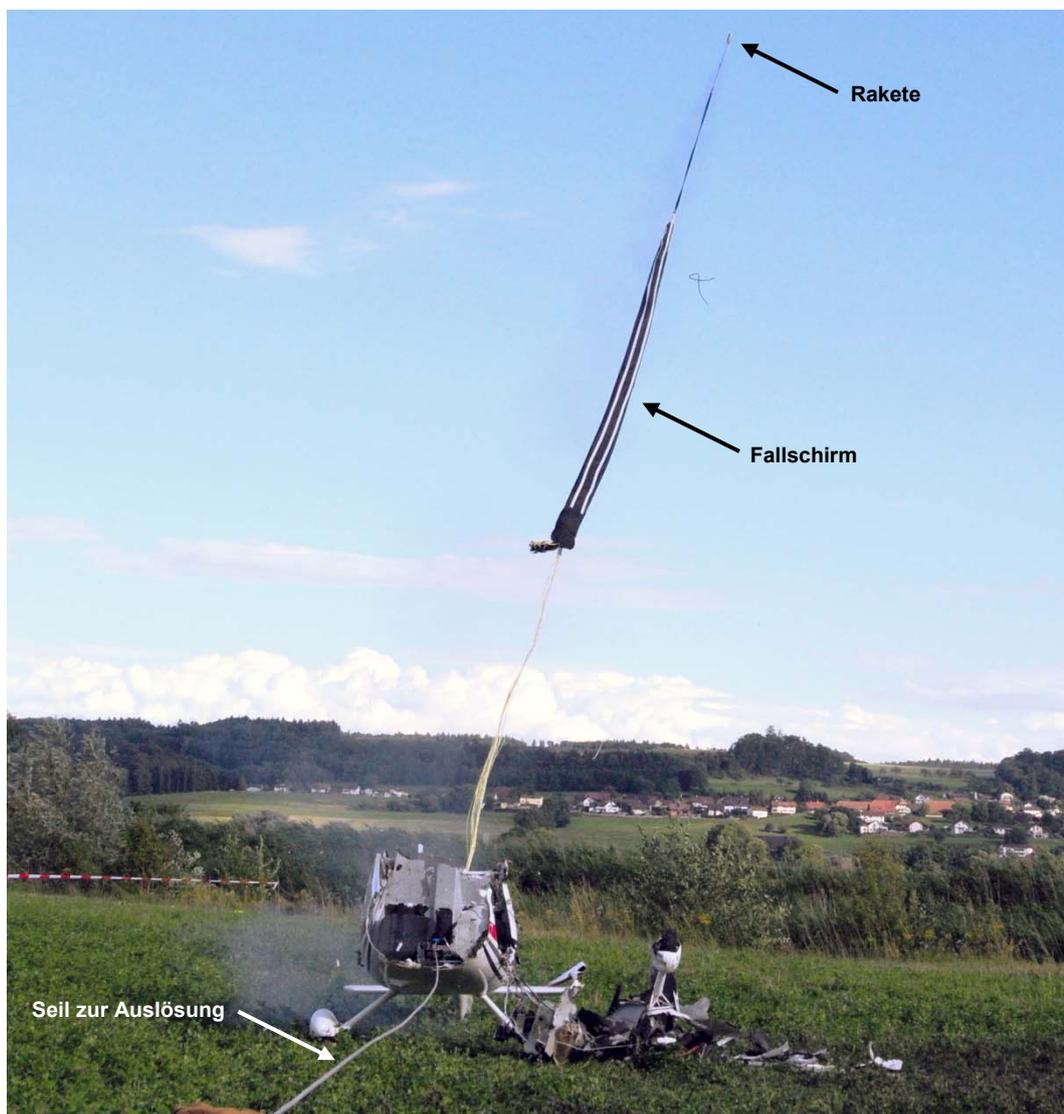


Abbildung 7: Entschärfung der BPS-Rakete durch Auslösen mittels Seil.

1.9 Medizinische Feststellungen

Der Pilot erlitt eine Kontusion des Kopfes, Verletzungen der rechten unteren und oberen Extremitäten und blieb während fünf Tagen hospitalisiert. Der Pilot konnte sich bei der Befragung sechs Tage nach dem Unfall nicht mehr an den Unfallhergang erinnern. Die Gedächtnislücke erstreckte sich von einigen Minuten vor dem Unfall bis zum Spitaleintritt.

Beim Piloten fanden sich weder Hinweise auf Alkohol- noch auf Betäubungsmittelkonsum.

1.10 Feuer

Feuer brach nicht aus. Die Flughafenfeuerwehr wurde von der Platzverkehrsleitstelle alarmiert und rückte um 14:56 Uhr mit vier Feuerwehrleuten und dem Flugfeldlöschfahrzeug aus. Das Flugfeldlöschfahrzeug wurde etwa 100 Meter von der Unfallstelle entfernt auf der Piste abgestellt (vgl. Abbildung 8) und verblieb in der Folge dort unbemannt. Das Stehenlassen des Flugfeldlöschfahrzeugs auf der Piste wurde durch den bei der Flughafenfeuerwehr Grenchen herrschenden Grundsatz (vgl. Kapitel 1.6.2) begründet.

Der Brandschutz auf der Unfallstelle wurde während der Rettung des Piloten mittels eines Kohlendioxid-Handfeuerlöschers sichergestellt. Dieser Handfeuerlöscher wurde phasenweise zwischen Wrackteilen (Hauptwrack und Flügel) und auf dem mit Treibstoff kontaminierten Gebiet herumgetragen. Nach Angaben des Einsatzleiters war der Kohlendioxid-Handfeuerlöscher zum Schutz der sich möglicherweise noch im Wrack befindenden Personen an die Unfallstelle gebracht worden.

Zwei der vier ausgerückten Feuerwehrleute waren für Atemschutz ausgebildet. Atemschutzgeräte (Pressluftatmer) wurden durch die Feuerwehrleute nicht umgehängt und nicht eingesetzt.



Abbildung 8: Unfallstelle wenige Minuten nach dem Unfall. Blickrichtung West. Ausschnitt aus Foto. Das Flugfeldlöschfahrzeug – unbemannt abgestellt auf der Piste – befindet sich in der rechten Bildhälfte im Hintergrund. Einige Passanten, Polizisten und vier Feuerwehrleute sind vor Ort. Ein Feuerwehrmann betreut neben dem Wrack den am Boden liegenden Piloten (vgl. Kapitel 1.11.1). Mindestens eine Person befindet sich im Ausschussektor des Gesamrettungssystems (vgl. Kapitel 1.8.4).

1.11 Überlebensaspekte

1.11.1 Selbstrettung und Erstversorgung

Der Pilot konnte das zerstörte Cockpit nach dem Aufprall selbstständig verlassen und neben dem Wrack auf die Rettungskräfte warten. Passanten erreichten das Wrack noch vor dem Eintreffen der Feuerwehr und leisteten Erste Hilfe. Die Erstversorgung des verletzten Piloten durch Passanten und später durch die Rettungskräfte geschah unmittelbar beim Wrack (vgl. Abbildung 8). Danach wurde der Pilot mit einer Ambulanz in ein Spital verbracht.

1.11.2 Crashfestigkeit von Treibstofftanks

Der *Aircraft Crash Survival Design Guide* der US Army von 1989, *Volumes I* und *V*, stellt fest, dass die Position der Treibstofftanks in einem Luftfahrzeug bezüglich der Feuergefahr unmittelbar nach dem Unfall von grosser Bedeutung ist. Das Dokument schlägt bezüglich der Auslegung von Treibstofftanks vor, Treibstofftanks nicht dort zu installieren, wo die Wahrscheinlichkeit, in einer Unfallsequenz zerstört zu werden, gross ist. Beispielsweise sollen Treibstofftanks wenn möglich nicht im Bereich der Flügelintrittskanten untergebracht werden, sondern hinter dem vorderen Flügelholm, gleichzeitig möglichst weit weg vom Flugzeugrumpf, jedoch nicht in den Flügelspitzen.

Der *Small Airplane Crashworthiness Design Guide*⁷ enthält zum Thema *spillage control* in Kapitel 10.2.1.1 folgende Angaben:

“Fuel storage location and containment. [...] The placement of wing tanks forward of the main spar should be avoided. [...] Crash-resistant bladders are preferred fuel tank materials; avoid [...] tanks that are integral with the wing structure („wet wing“).”

Sinngemäss auf Deutsch: Unterbringung und Rückhaltung von Treibstoff. Die Installation von Flügeltanks zwischen Flügelintrittskante und Hauptholm sollte vermieden werden. Aufprallresistente Membrantanks⁸ sind ideal; Integralflügeltanks⁹ sollen vermieden werden.

1.11.3 Sicherheitsgurt

Nach eigenen Aussagen trug der Pilot während des Unfallfluges den 4-Punkte-Sicherheitsgurt und hatte diesen während des Fluges noch einmal nachgezogen. Im Wrack wurden die eigentlichen Sicherheitsgurte des Kommandantensitzes zwar intakt vorgefunden, jedoch war die Befestigung des linken Schultergurts aus der Struktur der hinteren Cockpitwand herausgerissen (vgl. Abbildung 9).

⁷ Ein Handbuch mit Ratschlägen (*best practice*) bezüglich Auslegung und Crashfestigkeit von zivilen Kleinflugzeugen. Verfasst durch Todd R. Hurley und Jill M. Vandenburg zu Handen des NASA Langley Research Center, USA, publiziert im Jahr 2002.

⁸ Als Membrantanks, *fuel bladders* oder *bladder tanks* werden Treibstofftanks bezeichnet, die aus einem flexiblen, verformbaren Material bestehen und in Luftfahrzeugen normalerweise von fester Struktur umgeben oder von dieser getragen werden.

⁹ Als Integralflügeltanks oder *wet wings* werden Treibstofftanks bezeichnet, bei denen Flugzeugflügelstruktur und Flügelbeplankung abgedichtet und direkt als Behälterwände genutzt werden.



Abbildung 9: Aus Struktur herausgerissene Befestigung des linken Schultergurts des Kommandantensitzes.

1.11.4 Notsender

Das Flugzeug war nicht mit einem Notsender (*emergency locator transmitter – ELT*) ausgerüstet.

1.12 Angaben zu Anflugtaktik und Anfluggeschwindigkeit

1.12.1 Angaben des Piloten

Der Pilot gab bezüglich Flügen mit der HB-WAL an, für Landungen mit Klappen in der Stellung 40° im letzten Teil des Endanfluges normalerweise mit 85 bis 90 km/h geflogen zu sein, bei turbulenten Verhältnissen mit etwa 90 bis 95 km/h. Mit diesen Geschwindigkeiten seien die Anflüge auch während der Einweisung geflogen worden. Eine Anfluggeschwindigkeit von 85 km/h resultiere auch aus der Faustregel, gemäss der die Anfluggeschwindigkeit das 1.3-Fache der Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration (V_{SO})¹⁰ ist (vgl. Kap.1.12.8). Eine Geschwindigkeit von 100 km/h über der Pistenschwelle sei recht hoch, so der Pilot, um auf kurzen Graspisten (kürzer als 200 Meter) sicher landen zu können.

Des Weiteren beschrieb der Pilot Landungen mit Klappen in der Stellung 40° als „etwas heikel“, es bremse stark ab.

¹⁰ Die V_{SO} beträgt bei der CTSW 65 km/h angezeigte Geschwindigkeit (*indicated air speed – IAS*). Vgl. Kapitel 1.3.3.

1.12.2 Angaben des Flugzeugherstellers

1.12.2.1 Angaben aus dem Flug- und Wartungshandbuch

Folgende Ausführungen zu Landeanflug und Landung finden sich im Kapitel „Normalverfahren“ des Flug- und Wartungshandbuchs der CTSW HB-WAL:

„Anfluggeschwindigkeit	ca. 100 km/h	Mit Erfahrung kann die Anfluggeschwindigkeit auch geringfügig reduziert werden.
Klappen	15° bis 40°	Achtung: Verwendung der maximalen Klappenstellung erfordert Übung, da das Flugzeug beim Abfangen schnell Fahrt verliert!“

Eine Bemerkung, ob und wie die Anfluggeschwindigkeit bei turbulenten Verhältnissen angepasst werden soll, findet sich im Flug- und Wartungshandbuch nicht. Ebenfalls finden sich im Flug- und Wartungshandbuch keine Angaben über benötigte Landestrecken oder Landerollstrecken.

1.12.2.2 Weitere Erklärungen

Der Auslegungs- und Herstellerbetrieb der CTSW brachte auf Anfrage folgende Erklärungen zu den Angaben im Flug- und Wartungshandbuch bei:

- Die Anfluggeschwindigkeit beziehe sich auf den stabilisierten Endanflug und werde bis zum Abfangen vor dem Aufsetzen gehalten.
- Unter einer geringfügigen Reduktion der Anfluggeschwindigkeit verstehe man eine Reduktion von 5 bis 10 km/h bei günstigen Bedingungen.
- Die Faustregel „Anfluggeschwindigkeit gleich das 1.3-Fache von V_{S0} “ sei für grössere und schwerere Flugzeuge als der CTSW üblich. Ein Ultraleichtflugzeug wie die CTSW habe im Vergleich mit nach den Zertifikationskriterien CS-23 oder CS-VLA (*very light aeroplanes*) zertifizierten Flugzeugen eine signifikant geringere Masse. Ein Ultraleichtflugzeug reagiere damit wesentlich deutlicher auf Störungen durch Böen und ein Geschwindigkeitsüberschuss werde wesentlich schneller abgebaut. Aus diesem Grund betrachte man die genannte Faustregel für Flugzeuge mit solch geringer Masse nicht unbedingt als sinnvoll und lege eine höhere Anfluggeschwindigkeit fest als dies die Faustregel ergeben würde.
- Hinweise, ob und wie die Anfluggeschwindigkeit bei turbulenten Verhältnissen angepasst werden soll, habe man bewusst nicht ins Flug- und Wartungshandbuch der CTSW aufgenommen. Dass bei turbulenten Verhältnissen Geschwindigkeitsreserven einzuhalten seien, sei Bestandteil der Flugausbildung und sollte damit jedem Piloten geläufig sein. Ein Flughandbuch solle und könne keine Pilotenausbildung ersetzen. Da – wie oben angemerkt – gegenüber „üblichen“ Faustregeln bereits ein Zuschlagfaktor eingerechnet wurde, sieht der Hersteller diese Herangehensweise als plausibel konservativ an.

1.12.3 Angaben des Fluglehrers

Der Fluglehrer, der den Piloten auf die CTSW eingewiesen hatte, gab an, für Landungen mit Klappen in der Stellung 40° im Endanflug jeweils eine Geschwindigkeit von 100 km/h anvisiert gehabt zu haben.

1.12.4 Checklisten des Fluglehrers aus dem Jahr 2011 respektive 2007

Im Wrack fanden sich für die CTSW HB-WAL zwei Checklisten, die durch den Fluglehrer, der den Piloten eingewiesen hatte, erstellt worden waren. Die zwei gefundenen Checklisten unterschieden sich bezüglich der nachfolgend genannten Angaben lediglich in der Sprache (Englisch, Deutsch) voneinander. Ausserdem wiesen die Checklisten unterschiedliche Ausgabedaten auf: Die englische Checkliste datiert vom 25. August 2011, die deutsche vom 23. Mai 2007.

Folgende Angaben finden sich in der englischen Checkliste für den Endanflug:

„FINAL CONFIGURATION

- | | |
|-----------------|--------------|
| 1. FLAPS | 15 - 30° SET |
| 2. SPEED | 90 - 100 KMH |
| (0° FLAPS SPEED | 110 KMH) |

FINAL CHECK

- | | |
|---------------|--------------|
| 1. SPEED | 90 - 100 KMH |
| 2. FLAPS | 15 - 30° SET |
| 3. CARBURETOR | OFF“ |

Unter dem *final check* steht folgender Hinweis: *„Caution: For landing, set power until touch down point (1 meter/GND). Use flaps 40° only for very short landing!“*

Auf dem Deckblatt beider Checklisten findet sich folgender Hinweis: *„Zusammenfassung ohne Gewähr. Die Angaben im Original-AFM sind in jedem Fall massgebend!“*

Der Fluglehrer habe gemäss seiner Aussage die Checkliste erstellt, da für die CTSW *„keine brauchbaren Unterlagen vorhanden waren“*. Als Basis diene ihm das Flug- und Wartungshandbuch der CTSW, wo als Anfluggeschwindigkeit *„ca. 100 km/h“* angegeben waren. Auf Grund der eigenen Erfahrung und der Angabe im Flug- und Wartungshandbuch, dass unter Umständen auch langsamer angefliegen werden könne, habe er damals als Anfluggeschwindigkeit *„90–100 KMH“* in seine Checkliste geschrieben. Ausserdem, so der Fluglehrer, lägen *„90–100 KMH“* deutlich über der Geschwindigkeit, die mit der 1.3-mal- V_{S0} -Regel (vgl. Kapitel 1.12.1 und 1.12.8) errechnet werden könne.

1.12.5 Checklisten des Fluglehrers aus dem Jahr 2006

Gegen Ende der Untersuchung steuerte der Pilot der Untersuchung eine weitere Checkliste bei. Diese sei ihm bei der Einweisung vom Fluglehrer ausgehändigt worden. Die Checkliste existierte wiederum auf Englisch und auf Deutsch. Beide Sprachversionen wiesen dasselbe Ausgabedatum auf: 31. Mai 2006.

Folgende Angaben finden sich in der englischen Checkliste für den Endanflug (die entsprechenden Werte in der deutschen Version sind identisch):

„FINAL CONFIGURATION

- | | |
|-----------------|-----------------------|
| 1. FLAPS | 40° SET |
| 2. SPEED | 80 - 90 KMH |
| (0° FLAPS SPEED | [kein Wert angegeben] |

FINAL CHECK

- | | |
|----------|-------------|
| 4. SPEED | 80 - 90 KMH |
|----------|-------------|

5. *FLAPS* *40° SET*
 6. *CARBURETOR* *OFF“*

Auf dem Deckblatt beider Checklisten findet sich folgender Hinweis: „*Zusammenfassung ohne Gewähr. Die Angaben im Original-AFM sind in jedem Fall massgebend!*“

1.12.6 Angaben aus der Checkliste des Piloten

Der Pilot gab an, für alle von ihm geflogenen Muster selbst Checklisten mit einheitlichem grafischem Aussehen erstellt zu haben. Im Wrack fand sich eine Checkliste, die der Pilot nach seinen Angaben auf Basis der (neueren) Checklisten des Fluglehrers (vgl. Kapitel 1.12.4) selbst erstellt hatte. Später korrigierte der Pilot seine Aussage dahingehend, dass er seine Checkliste auf Basis der älteren Checkliste des Fluglehrers (dieser vom 31. Mai 2006, vgl. Kapitel 1.12.5) basiert habe. Da er nicht auf die Änderung der Anfluggeschwindigkeit in den Checklisten des Fluglehrers aufmerksam gemacht worden sei, habe er seine Checkliste nie angepasst.

Folgende Angaben finden sich in der gefundenen Checkliste für den Endanflug:

„FINAL CONFIGURATION

1. *FLAPS* *SET 40°*
 2. *SPEED* *80 - 90 KMH*
 (*0° FLAPS SPEED* *90 - 100 KMH*)

FINAL CHECK

1. *SPEED* *80 - 90 KMH*
 2. *FLAPS 40°* *CHECKED*
 3. *CARBURETOR* *OFF“*

Der Pilot gab an, diese Checkliste während des Unfallfluges benutzt zu haben.

1.12.7 Angaben aus Zusammenstellungen von Daten der CTSW HB-WAL

Eine Zusammenstellung von diversen Betriebsdaten unklaren Ursprungs, undatiert und betitelt als „*Daten CTSW HB-WAL*“, fand sich in zweifacher Ausführung im Wrack der HB-WAL. Teilweise wiesen die Zusammenstellungen unterschiedliche Zahlenwerte auf.

In der einen Zusammenstellung finden sich bezüglich des Endanfluges folgende Angaben:

„ <i>0° Flaps Anfluggeschwindigkeit normale Landung</i>		<i>100 KMH IAS</i>
<i>40° Flaps Anfluggeschwindigkeit normale Landung</i>		<i>85 KMH IAS</i>
<i>Geschwindigkeit im Endanflug $1.5 \times V_{SO}$</i>	<i>V_{app}</i>	<i>100 KMH IAS</i>
<i>Geschwindigkeit über der Pistenschwelle $1.2 \times V_{SO}$</i>	<i>V_{thr}</i>	<i>78 KMH IAS</i>

In der anderen Zusammenstellung lauten die diesbezüglichen Angaben wie folgt:

<i>0° Flaps Anfluggeschwindigkeit normale Landung</i>		<i>110 KMH IAS</i>
<i>40° Flaps Anfluggeschwindigkeit normale Landung</i>		<i>100 KMH IAS</i>
<i>Geschwindigkeit im Endanflug $1.5 \times V_{SO}$</i>	<i>V_{app}</i>	<i>100 KMH IAS</i>
<i>Geschwindigkeit über der Pistenschwelle $1.2 \times V_{SO}$</i>	<i>V_{thr}</i>	<i>80 KMH IAS“</i>

Am Ende beider Zusammenstellungen findet sich folgender Hinweis: „Achtung: Zusammenfassung ohne Gewähr. Die Angaben im Original AFM sind in jedem Fall massgebend!“

1.12.8 Herrschende Lehre

1.12.8.1 Internationale Richtlinien

Die US-amerikanische Luftfahrtbehörde (*Federal Aviation Administration – FAA*) schreibt im *Airplane Flying Handbook* (Ausgabe von 2004), Kapitel 8 „Approaches and Landings“, zum Thema „Final Approach“ Folgendes: „In the absence of the manufacturer’s recommended airspeed, a speed equal to 1.3 V_{S0} should be used.“
Sinngemäss auf Deutsch: Für den Fall, dass der Hersteller keine Anfluggeschwindigkeit vorschlägt, sollte als Anfluggeschwindigkeit das 1.3-Fache von V_{S0} gewählt werden.

1.12.8.2 Nationale Richtlinien

In den durch die Schweizerische Eidgenossenschaft herausgegebenen *Grundlagen und Verfahren für die fliegerische Basisausbildung*, *Sphair Flight Instruction Syllabus*, Stand von 2012, Kapitel 13.2.4, findet sich zum Thema Anfluggeschwindigkeit Folgendes:

„Die minimale Fluggeschwindigkeit im Endanflug ist $V_{S0} \times 1.3$. [...] Wenn das AFM¹¹ keine anders lautenden Angaben macht, können die Anfluggeschwindigkeiten durch Multiplikation der V_{S0} mit einem Faktor errechnet werden. Für die meisten Leichtflugzeuge kann mit den Faktoren der untenstehenden Tabelle gearbeitet werden. [...]

Fluggeschwindigkeit	Segment/Bedingung	Berechnung/Faktor
[...]	[...]	[...]
$V_{FINAL APP}$	Endanflug/FINAL	$V_{S0} \times 1.3$ “

In der Schweiz kann ferner das Lehrmittel „Basic Aviation Knowledge“ des Aero-Clubs der Schweiz als Standardlehrmittel für angehende Privatpiloten betrachtet werden. Im Fach „Betriebsverfahren“, Kapitel 3.4.1., dieses Lehrmittels (Ausgabe von 2007) findet sich Folgendes:

„Die vorgeschriebenen Anfluggeschwindigkeiten befinden sich im *Flughandbuch (AFM)*. Bei diesen Fluggeschwindigkeiten handelt es sich um Referenzgeschwindigkeiten, d. h. je nach Situation muss die Anfluggeschwindigkeit erhöht werden.

Bestimmung der Anfluggeschwindigkeit:

[...]

3. Bei starkem Gegenwind

→ Anfluggeschwindigkeitserhöhung um $\frac{1}{3}$ der Windgeschwindigkeit

4. Bei Turbulenz

→ Anfluggeschwindigkeitserhöhung um die Differenz zwischen

Windgeschwindigkeit und Böenspitze (keine Kumulation mit Punkt 3)“

¹¹ Luftfahrzeug-Flughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*). Bei der CTSW HB-WAL enthält das Flug- und Wartungshandbuch vergleichbare Informationen und entspricht einem AFM.

1.12.8.3 Flugsicherheitsinformation der deutschen Bundestelle für Flugunfalluntersuchung

Die deutsche Bundestelle für Flugunfalluntersuchung hat im Jahr 2013 die Flugsicherheitsinformation V 178 „Umstieg auf Ultraleichtflugzeuge“ publiziert. Darin wird auf einige Besonderheiten von Ultraleichtflugzeugen im Vergleich zu konventionell zertifizierten Flugzeugen (FAR¹² 23, CS-23) eingegangen: Die geringere kinetische Energie, Besonderheiten beim Handling und die grössere Böenempfindlichkeit. Zum Thema Böenempfindlichkeit ist zu lesen:

„Die Tragfläche eines ULs ist für eine geringe Fluggeschwindigkeit ausgelegt. [...] Der Auftrieb bei einer Geschwindigkeit von 65 km/h (stall speed) entspricht 100 % des Flugzeuggewichtes. Eine Erhöhung der Geschwindigkeit um 10 km/h auf 75 km/h ergibt einen Auftrieb von 133 % und eine weitere Erhöhung um 10 km/h auf 85 km/h führt zu 170 % Auftrieb.

Das bedeutet, dass schon Windböen um 10 km/h eine spürbare Auswirkung auf das Flugverhalten eines UL haben. Gerade an Tagen mit wechselnden Windgeschwindigkeiten und Thermikeinflüssen ist dieses zu beachten.

Eine 20-km/h-Böe entspricht ca. 30 % der 65 km/h stall speed und nur ca. 18 % einer Anfluggeschwindigkeit von 110 km/h. Der Einfluss einer Böe ist bei Anflügen mit höherer Geschwindigkeit proportional kleiner als bei geringeren Anfluggeschwindigkeiten. Daher sollten ausreichende Geschwindigkeitszuschläge eingeplant werden. Eine genaue Beachtung der Anfluggeschwindigkeit ist daher unbedingt erforderlich.“

1.13 Zulassung

1.13.1 Zulassung der CTSW HB-WAL

Das Flugzeugmuster CTSW entspricht keiner internationalen zivilen Zulassungsnorm wie beispielsweise FAR 23 (US-amerikanisch) oder CS-23 (europäisch). Deshalb konnte auch kein international anerkanntes Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt werden. Da aber gewisse, in der Technischen Mitteilung TM 02.030-30 des BAZL festgelegte Anforderungen erfüllt wurden, konnte die CTSW HB-WAL als Luftfahrzeug der Sonderkategorie, Unterkategorie „Ecolight“, zugelassen und eingetragen werden. Eine solche Zulassung hat aber nationalen Charakter und die internationale Anerkennung ist eingeschränkt.

Als Anforderungen für die Zulassung in der Schweiz beziehungsweise den Nachweis der Lufttüchtigkeit gelten die Lufttüchtigkeitsanforderungen des Luftfahrt-Bundesamtes der Bundesrepublik Deutschland für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge (LTF-UL)¹³ sowie zusätzliche nationale Anforderungen.

Zweisitzige Luftfahrzeuge der Ecolight-/Ultraleichtflugzeug-Kategorie dürfen eine maximale Abflugmasse von 450 kg (ohne Gesamtrettungssystem) nicht überschreiten. Für das Gesamtrettungssystem, in der Schweiz für Ecolight-Flugzeuge obligatorisch, darf die maximale Abflugmasse um bis zu 22.5 kg erhöht werden.

1.13.2 Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge

Die „Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge“ (LTF-UL) lauten betreffend Überziehwarnung wie folgt:

„LTF-UL 207 Überziehwarnung

¹² FAR – Federal Aviation Regulation: US-amerikanische Luftfahrtgesetzgebung

¹³ Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge (LTF-UL) vom 30. Januar 2003. Nachrichten für Luftfahrer NfL II 17/03.

1. Auf die Überziehwarnung kann verzichtet werden, wenn beim Überziehen aus dem Geradeausflug –
 - a. es möglich ist, eine Rollbewegung mit der Quersteuerung zu erzeugen und zu korrigieren, während die Seitensteuerung in Nullstellung gehalten wird;
 - b. kein nennenswertes Abkippen über einem Tragflügel auftritt, wenn Seiten- und Quersteuerung in Neutralstellung gehalten werden.
2. In einem Flugzeug, das die Bedingungen unter 1. nicht erfüllt –
 - a. muss sowohl im Geradeausflug als auch im Kurvenflug, wobei sich Flügelklappen und Fahrwerk in jeder normalen Stellung befinden können, eine deutliche und unmissverständliche Überziehwarnung vorhanden sein;
 - b. darf die Überziehwarnung nicht bei normalen Betriebsgeschwindigkeiten erfolgen, muss jedoch rechtzeitig vor dem Erreichen des überzogenen Flugzustandes einsetzen, so dass der Flugzeugführer den Horizontalflug wieder herstellen kann.
 - c. Die Überziehwarnung kann entweder durch die dem Flugzeug innewohnenden aerodynamischen Eigenschaften (z. B. Schütteln) oder durch eine Einrichtung, die das Überziehen klar erkennbar anzeigt, erfolgen.“

Nach Angaben des Flugzeugherstellers erfüllt die CTSW die Anforderungen nach LTF-UL 207 1. a. und b. Trotzdem wurde die CTSW mit *stall strips* ausgestattet, die vor oder bei Erreichen des kritischen Anstellwinkels indirekt zu Vibrationen (Schütteln) am Steuerknüppel führen (vgl. Kap. 1.3.2).

1.13.3 Normen der EASA

Die „*Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes*“ (CS-23) der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA) beschreibt im Kapitel CS 23.207 „*Stall warning*“ unter anderem folgende Anforderungen:

“(a) *There must be a clear and distinctive stall warning, with the flaps and landing gear in any normal position, in straight and turning flight.*

“(b) *The stall warning may be furnished either through the inherent aerodynamic qualities of the aeroplane or by a device that will give clearly distinguishable indications under expected conditions of flight. However, a visual stall warning device that requires the attention of the crew within the cockpit is not acceptable by itself.*”

2 Analyse

2.1 Luftfahrzeugseitige Datenaufzeichnungsgeräte

Im folgenden Kapitel wird die Unfallsequenz auf Grund von Daten, die auf einem mitgeführten Tablet-Computer sowie einem Gerät zur Aufzeichnung von Betriebsdaten des Flugzeugmotors gespeichert wurden, rekonstruiert. Auf Grund der tiefen Aufzeichnungsrate dieser Geräte und der wenigen aufgezeichneten Parameter ist eine Rekonstruktion der Unfallsequenz jedoch nur beschränkt möglich.

2.2 Unfallsequenz: Interpretation der Daten und Aussagen

Um 14:54:15 Uhr befand sich das Flugzeug in einer Höhe von ungefähr 7 Metern über Grund (*above ground level* – AGL) direkt über der Pistenschwelle. Bis zu diesem Zeitpunkt sprechen die aufgezeichneten Daten und die Aussagen von Auskunftspersonen für einen scheinbar gewöhnlichen und mit den vorherigen drei Anflügen vergleichbaren Anflug konstant auf Kurs der verlängerten Pistenachse, mit abnehmender Höhe und praktisch konstanter Geschwindigkeit. Um die signifikante Bremswirkung der vollständig ausgefahrenen Landeklappen zu kompensieren, erhöhte der Pilot in dieser Phase die Motorenleistung kontinuierlich. Während der fünf darauf folgenden Sekunden wurde der Punkt erreicht, an dem üblicherweise der Abfangvorgang beginnt (*gate*). Der Pilot reduzierte – wie das üblich ist – die Leistung auf Leerlauf. Dadurch bedingt und ähnlich den vorhergehenden Anflügen nahm die Geschwindigkeit in den darauf folgenden Sekunden um rund 15 km/h ab. Das Flugzeug sank bis auf eine Höhe von etwa 4 Meter über der Pistenoberfläche ab. Bis zu diesem Zeitpunkt – 14:54:20 Uhr – erschien der Anflug normal.

Ab 14:54:20 Uhr jedoch drehte das Flugzeug immer mehr nach links von der Pistenmittellinie weg. Das Flugzeug ging dabei zunächst in einen temporären Steigflug über. Dabei erreichte es eine maximale Höhe über der Piste von rund 11 m AGL. Anschliessend kam es sinkend in einer enger werdenden Linkskurve zum Aufprall.

Im Zeitraum zwischen 14:54:20 Uhr und 14:54:25 Uhr wurde die Motorenleistung auf Vollgas erhöht. Dies deutet darauf hin, dass der Pilot in dieser Phase versuchte, durchzustarten (*go-around*). Auf Grund des Aufzeichnungsintervalls des FLYdat Rotax von 5 Sekunden kann der Zeitpunkt des Gasgebens jedoch nicht genauer bestimmt werden. Der Motor lief bis zur Kollision mit dem Gelände auf Vollgas.

2.3 Unfallsequenz: Ausschiessen von Faktoren

Aus Mangel an klaren Beweisen für bestimmte Ereignisse und deren Abfolge wird die Analyse der Unfallsequenz im Ausschlussverfahren vorgenommen. Folgende potenzielle technische Faktoren werden betrachtet:

- Triebwerksausfall
- Versagen der primären oder sekundären Flugsteuerung
- Nichtvorhandensein einer Überziehwarneinrichtung

Folgende potenzielle menschliche, betriebliche oder umweltbedingte Faktoren werden betrachtet:

- Ablenkung
- Einflug in Nachlaufturbulenzen
- Wahl der Anfluggeschwindigkeit
- Trainingsstand
- Wind

2.3.1 Technische Faktoren

2.3.1.1 Triebwerksausfall

Die Spurenlage spricht für das Vorhandensein von reichlich Treibstoff zum Zeitpunkt des Unfalls. Der Pilot machte keine Probleme mit dem Motor geltend, keine technischen Probleme wurden über Funk kommuniziert. Die aufgezeichneten Triebwerksdaten zeigen zum Schluss der Aufzeichnung zwei Werte, die einer Drehzahl nahe Vollgas entsprechen. Es weist alles darauf hin, dass die Drehzahlzeichnungen des Unfallfluges zuverlässig sind.

Ein Triebwerksausfall kann daher als möglicher Faktor in der Unfallsequenz ausgeschlossen werden.

2.3.1.2 Versagen der primären Flugsteuerung

Der Pilot machte keine Probleme mit den primären Steuerorganen (Quersteuer, Seitensteuer, Höhensteuer) geltend, keine technischen Probleme wurden über Funk kommuniziert. Alle Steuerflächen waren an der Unfallstelle vorhanden. Die *control continuity analysis* ergab Kontinuität zwischen den Steuern im Cockpit und den jeweiligen Steuerflächen; abgesehen von den Beschädigungen, die durch den Aufprall verursacht worden waren.

Ein Versagen der primären Flugsteuerung kann daher als möglicher Faktor in der Unfallsequenz ausgeschlossen werden.

2.3.1.3 Versagen der sekundären Flugsteuerung (Klappen)

Die Klappen waren an der Unfallstelle vorhanden. Eine der Klappen war vom Flügel losgebrochen, was auf den Aufprall zurückzuführen ist. Der Stellmotor für die Landeklappen wies nach dem Unfall eine Stellung korrespondierend zur Klappenstellung 40° auf. Die Absicht des Piloten, alle *touch and go* des Tages mit Klappen in der Stellung 40° zu fliegen, sowie Anfrage und Freigabe für *touch and go* lassen diese Klappenstellung erwarten. Die Klappen wurden also nicht durch einen potenziell defekten Klappenschalter oder Stellmotor fälschlicherweise eingefahren.

Ein Versagen des Klappensystems kann daher als möglicher Faktor in der Unfallsequenz ausgeschlossen werden.

2.3.1.4 Überziehwarnung

Die CTSW HB-WAL war als Luftfahrzeug der Sonderkategorie, Unterkategorie „Ecolight“, zum Verkehr zugelassen. Die Anforderungen an ein solches Luftfahrzeug verlangen den Einbau einer Überzieharneinrichtung (z. B. eines Warnhorns) nicht in jedem Fall. Gemäss LTF-UL 207 kann nämlich „auf [jegliche Art von] *Überziehwarnung verzichtet werden, wenn beim Überziehen aus dem Geradeausflug es möglich ist, eine Rollbewegung mit der Quersteuerung zu erzeugen und zu korrigieren*“. Gemäss Angaben des Herstellers erfüllte die CTSW diese Anforderung (vgl. Kapitel 1.13.2). Der Pilot und ein Fluglehrer gaben zudem zu Protokoll, dass im überzogenen Flugzustand immer gut mit den Quersteuern korrigiert werden könne (vgl. Kapitel 1.3.3). In der CTSW musste also keine Überzieharneinrichtung eingebaut werden.

Trotzdem stattete der Hersteller die CTSW mit *stall strips* aus, die den Piloten vor oder bei Erreichen des kritischen Anstellwinkels durch Vibration am Steuerknüppel vor dem Überziehen (*stall*) warnen sollen. Der Pilot und ein mit der CTSW gut vertrauter Fluglehrer gaben nach dem Unfall jedoch zu Protokoll, dass sich der *stall* bei der CTSW kaum ankündige.

Ob im vorliegenden Fall die offenbar nur schwach wahrnehmbare Überziehwarnung ein beitragender Faktor in der Unfallsequenz war, muss offenbleiben. Die Flug- und Winddaten, insbesondere zwischen 12:54:15 Uhr und 12:54:20 Uhr, lassen keine zuverlässige Aussage zu.

2.3.2 Menschliche, betriebliche oder umweltbedingte Faktoren

2.3.2.1 Ablenkung

Eine Ablenkung durch Insekten im Cockpit, Vögel in der Pistenumgebung oder eine Blendung durch die Sonne scheint auf Grund fehlender Indizien als möglicher Faktor in der Unfallsequenz wenig wahrscheinlich.

2.3.2.2 Einflug in Nachlaufturbulenzen

Der Einflug in Nachlaufturbulenzen eines vorausfliegenden Flugzeuges kann auf Grund der aufgezeichneten Flugbewegungen des Flughafens Grenchen (vgl. Kapitel 1.6.1) als möglicher Faktor in der Unfallsequenz ausgeschlossen werden.

2.3.2.3 Wahl der Anfluggeschwindigkeit

Der Pilot gab an, für Landungen mit Klappen in der Stellung 40° im letzten Teil des Endanfluges normalerweise mit 85 bis 90 km/h geflogen zu sein, bei turbulenten Verhältnissen mit etwa 90 bis 95 km/h. Als Begründung für diese Geschwindigkeit führte er die Regel ins Feld, wonach die Anfluggeschwindigkeit das 1.3-Fache der Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration (V_{SO}) ist (vgl. Kapitel 1.12.1). Im vorliegenden Fall kommt man dabei auf etwa 85 km/h für Klappen in der Stellung 40°. Später korrigierte der Pilot seine Aussage dahingehend, dass er jeweils mit diesen Geschwindigkeiten angefliegen sei, weil diese so in der Checkliste des Fluglehrers angegeben waren (vgl. Kapitel 1.12.6). Während das Flug- und Wartungshandbuch eine Anfluggeschwindigkeit von „ca. 100 km/h“ vorgibt, waren auf verschiedenen Checklisten und Datentabellen, die im Wrack der HB-WAL gefunden wurden, Anfluggeschwindigkeiten zwischen 78 und 100 km/h aufgeführt. Die vom Piloten verwendete und von ihm selbst hergestellte Checkliste verlangt eine Anfluggeschwindigkeit zwischen 80 und 90 km/h bei Klappenstellung 40° (vgl. Kapitel 1.12).

Die vom Piloten angewendete Regel gibt es durchaus, sie ist aber für Flugzeuge vergleichsweise geringer Masse – insbesondere Ultraleichtflugzeuge – nicht oder nur beschränkt anwendbar. Bei dieser Art von Flugzeugen führt das Verhältnis zwischen Impuls und Luftwiderstand bei einer Leistungsreduktion oder einer Störung durch eine Windböe zum schnelleren Abbau der Geschwindigkeit als bei einem Flugzeug mit grösserer Masse¹⁴. Zudem sollte diese Regel nur dann beigezogen werden, wenn der Hersteller keine Anfluggeschwindigkeit vorgibt.

Im vorliegenden Fall war das Flugzeug von sehr geringer Masse und eine vom Hersteller vorgegebene Anfluggeschwindigkeit existierte.

Die Geschwindigkeits- und Höhenprofile des Unfallanflugs zeigten keine Ausreisser gegenüber den drei vorhergehenden Anflügen. Diese Profile sowie der laterale Flugweg lassen nicht den Schluss zu, dass es sich beim Unfallanflug um einen unstabilierten Anflug handelte – abgesehen von den letzten Sekunden. Die im Nachhinein aus den Daten berechnete angezeigte Anfluggeschwindigkeit („konstruierte IAS“, vgl. Abbildung 4) lag konstant bei rund 80 km/h, somit leicht tiefer

¹⁴ Vgl. Kapitel 1.12.8.3 und Flugsicherheitsinformation V 178 „Umstieg auf Ultraleichtflugzeuge“ der deutschen Bundestelle für Flugunfalluntersuchung

als vom Piloten angegeben; etwa 20 km/h unter der im Flug- und Wartungshandbuch vorgegebenen Anfluggeschwindigkeit, jedoch 15 km/h höher als die Abrissgeschwindigkeit bei einer Klappenstellung von 40°. Die gängige Praxis, die Anfluggeschwindigkeit bei starkem Gegenwind um einen Drittel der Windgeschwindigkeit zu erhöhen, hätte hingegen für eine Anfluggeschwindigkeit zwischen 105 und 110 km/h gesprochen.

Bei schwereren Flugzeugen wie der Cessna 172 ist eine kleine Geschwindigkeitsreserve weniger kritisch als bei einem sehr leichten Flugzeug wie der CTSW. Dies ist bedingt durch die Massenträgheit beziehungsweise ergibt sich aus der Betrachtung der kinetischen Energie beider Szenarien. Einerseits war der Pilot in den Wochen vor dem Unfall intensiv eine relativ schwer beladene Cessna 172 geflogen. Andererseits war der Pilot seit fast einem Jahr nicht mehr CTSW geflogen. Während des Unfallfluges wurde die CTSW HB-WAL zudem relativ leicht beladen (ohne Person auf dem zweiten Sitz) betrieben. Es ist deshalb denkbar, dass der Pilot an ein bezüglich Geschwindigkeitsreserve toleranteres Flugzeug gewohnt war.

Die zu tief gewählte Anfluggeschwindigkeit ist aus den beschriebenen Gründen ein kausaler Faktor des Unfalls.

2.3.2.4 Trainingsstand

Der Trainingsstand auf dem Muster CTSW zum Zeitpunkt des Unfalls war gering. Dies könnte ein Grund dafür sein, dass der Durchstart nicht beherrscht wurde.

Der geringe Trainingsstand auf dem Unfallmuster wird deshalb als beitragender Faktor des Unfalls gewertet.

2.3.2.5 Wind

Die Aussagen zur Windsituation differieren zwischen „*ein wenig turbulent*“, „*windig*“ und „*sehr turbulent*“. Die Windsituation kann kleinräumig sehr verschieden sein. Die Beschreibung von Windfeld und Turbulenz unterliegt zudem der Subjektivität der jeweiligen Auskunftspersonen. Die Windmessungen des Flughafens Grenchen zeigen für den Zeitraum des Unfalls einen Wind von 11 Knoten (entsprechend 20 km/h) mit Böenspitzen bis 15 Knoten (entsprechend 28 km/h). Es scheint daher wahrscheinlich, dass kurzfristige und signifikante Änderungen von Windrichtung oder Windgeschwindigkeit im Zeitraum des Unfalls im Gebiet des Flughafens Grenchen stattfanden, speziell in Bodennähe.

Kurzfristige und signifikante Änderungen von Windrichtung oder Windgeschwindigkeit scheinen daher als Faktor in der Unfallsequenz als wahrscheinlich.

2.3.3 Mögliches Unfallszenario

Der Pilot führte einen Endanflug mit einer Geschwindigkeit durch, die ungefähr 20 Prozent unter derjenigen Geschwindigkeit lag, die aus der Erfahrung des Flugzeugherstellers für einen sicheren Anflug bei Windstille mit Landeklappen auf 40° notwendig ist. Bezogen auf die herrschenden Windverhältnisse lag die Geschwindigkeit rund 25 Prozent unter der Geschwindigkeit, die gemäss herrschender Lehre angemessen ist. Damit lag nur noch eine geringe Geschwindigkeitsreserve gegenüber der Überziehgeschwindigkeit vor. Während des Abfangvorgangs wurde ein Durchstart eingeleitet – wahrscheinlich auf Grund einer kurzfristigen und signifikanten Änderung von Windrichtung oder Windgeschwindigkeit. Während des anfänglichen Steigfluges des Durchstarts brach das Flugzeug nach links aus, weil die durch den Propeller hervorgerufenen Wirkungen (Drehmoment, *slipstream effect*, Präzession, *P-factor*) ungenügend durch entsprechende Steuerausschläge ausgeglichen wurden. Dadurch ging die Kontrolle über das Flugzeug verloren. Auf

Grund der geringen Höhe über Grund konnte der unkontrollierte Flugzustand durch den Piloten nicht mehr behoben werden, so dass es zum Aufprall auf den Boden kam.

2.3.4 Systemische Analyse

Bezüglich der Anfluggeschwindigkeiten, die in verschiedenen Dokumenten unterschiedlich aufgeführt wurden, lassen sich Ähnlichkeiten mit dem Unfallanalysemodell „*drift into failure*“ von Sidney Dekker¹⁵ feststellen. Teil dieses Modells ist der sogenannte *decrementalism*, also das Herantasten in kleinen Schritten. Dieser *decrementalism* kann für die Erklärung von Unfällen herangezogen werden, wenn sich schriftlich festgehaltene Verfahren über mehrere Iterationsschritte hinweg immer weiter vom ursprünglichen Verfahren entfernen. Während die Änderungen der einzelnen Iterationsschritte für sich genommen klein sind, ihre Auswirkungen im gesamten Kontext unzureichend überprüft und folglich als unbedeutend betrachtet werden, kumulieren sich die Änderungen zu einer letztlich signifikanten Abweichung vom ursprünglichen Verfahren. Durch diese signifikante Abweichung – und bei begünstigenden Randbedingungen – kann schliesslich ein Unfall hervorgerufen werden.

Übertragen auf den vorliegenden Fall bedeutet das: Im Flug- und Wartungshandbuch nannte der Hersteller als Anfluggeschwindigkeit „ca. 100 km/h“ und ergänzte: „Mit Erfahrung kann die Anfluggeschwindigkeit auch geringfügig reduziert werden.“ Dies wurde vom Fluglehrer basierend auf eigener Erfahrung als „90–100 KMH“ interpretiert und floss so in die Checkliste des Fluglehrers ein (vgl. Kapitel 1.12.4). Der Pilot wiederum erstellte basierend auf der Checkliste des Fluglehrers seine eigene Checkliste, wobei er erneut eine geringe Reduktion der Anfluggeschwindigkeit vornahm und „80–90 KMH“ in seine Checkliste schrieb – wohl in der Meinung, dass es sich dabei bloss um eine kleine, unbedeutende Abweichung handle, die aus seiner Sicht und auf Grund seiner Erfahrung durchaus Sinn ergab.¹⁶ Die kumulierte Abweichung von der Vorgabe des Herstellers – gültig für ruhige Windsituationen – betrug nun bereits 10 bis 20 km/h. Als begünstigende Randbedingung kann im vorliegenden Fall der variable und starke Wind betrachtet werden. Dieser wurde nicht genügend beachtet, was schliesslich zu einer Situation führte, die nur noch schwer kontrollierbar war.

2.4 Parallelen zum Zwischenfall vom 22. Juli 2006

Das Flugzeug CTSW HB-WAL war am 22. Juli 2006 bereits einmal in einen Zwischenfall auf dem Flughafen Grenchen involviert. Durch die nur summarisch geführte Untersuchung wurde damals festgestellt: „Kontrollverlust“ während „Flugphase ‚Landung‘“.

Der Zwischenfall vom 22. Juli 2006 weist auf den ersten Blick einige offensichtliche Parallelen zum Unfall vom 5. Juli 2014 auf: Landung auf Piste 25 des Flughafens Grenchen, Einfluss von Wind, Kontrollverlust. In Ermangelung detaillierter Daten aus dem Zwischenfall vom 22. Juli 2006 können keine weitergehenden Parallelen zum vorliegenden Unfall gezogen werden.

¹⁵ Sidney Dekker: *Drift into Failure – From Hunting Broken Components to Understanding Complex Systems*. Ashgate Publishing Limited. 2011.

¹⁶ Die später in der Untersuchung gemachte Aussage des Piloten, er habe beim Erstellen seiner Checkliste tatsächlich die alten Checklisten des Fluglehrers mit der geringeren Anfluggeschwindigkeit beigezogen (vgl. Kapitel 1.12.6) würde diesen Erklärungsansatz jedoch nicht stützen.

2.5 Gesamttrettungssystem

Das Verhalten einiger Personen an der Unfallstelle lässt darauf schliessen, dass diese sich der Gefahr, die vom nicht ausgelösten BPS ausging, zumindest im Augenblick nicht bewusst waren. Auch nach dem „Sichern“ des BPS durch das Einführen eines Splints am Auslösegriff kann bei einem beschädigten Luftfahrzeug nach wie vor eine Gefahr vom BPS ausgehen.

Die Abdeckung auf der Ausschussöffnung soll zwar Personen im Gefahrenbereich warnen. Die Formulierung und die Gestaltung der Warnhinweise auf dieser Abdeckung (vgl. Abbildung 6) sind vom Aspekt der Sicherheit jedoch in mehrfacher Hinsicht suboptimal:

- Die prominente Phrase „MAGNUM INSIDE“ bleibt für eine Person ohne Kenntnis der Gesamttrettungssysteme der Marke Magnum ohne relevante Bedeutung.
- Der Marketingbegriff „MAGNUM“ ist das prominenteste Wort und konkurriert das Gefahrenzeichen „EXPLOSIVE EGRESS DANGER“ sowie die darunter stehenden und eher unscheinbaren Warn- und Hinweisphrasen stark.
- Bedeutung und Tragweite der englischen Warn- und Hinweisphrasen „Rocket Deployed Parachute Egress Area“, „EXPLOSIVE EGRESS DANGER“ und „STAY CLEAR“ sind in der Schweiz selbst für Personen mit durchschnittlichen Englischkenntnissen nicht verständlich.

Es muss festgehalten werden, dass eine aufmerksamkeitsregende und für einen örtlichen Laien klar verständliche und quantitative Handlungsanweisung (z. B. „Explosionsgefahr! Bei Unfall 100 Meter Abstand halten!“) fehlt. Da die Abdeckung der Ausschussöffnung während der Unfallsequenz möglicherweise aus der Öffnung gerissen wird, sollten solche Anweisungen zudem nicht nur auf der Abdeckung, sondern an weiteren Stellen des Luftfahrzeuges angebracht sein.

Wenn ein nicht ausgelöstes Gesamttrettungssystem an einer Unfallstelle erkannt wird, ist es zudem sicherheitsbewusst, zusätzlich zur generellen Absperrung der Unfallstelle, den Ausschusssektor des Gesamttrettungssystems (Trichter von etwa 60° Öffnung und 100 Metern Länge von der Ausschussöffnung her) mittels Absperrband oder Leitkegeln zu markieren.

An dieser Stelle sei auch auf den Schlussbericht Nr. 2148 der damaligen Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle über die möglichen Gefährdungen von Rettungs- und Untersuchungsorganen durch ballistische Fallschirmrettungssysteme (*ballistic parachute systems* – BPS) in Flugzeugen¹⁷ verwiesen.

2.6 Überlebensaspekte und Crashfestigkeit (crashworthiness)

Die Flügel müssen beim Aufprall durch Verformung einen erheblichen Teil der Aufschlagenergie aufgenommen haben. Dies dürfte einerseits dazu geführt haben, dass der 4-Punkte-Gurt, der vom Piloten getragen wurde, nicht gänzlich aus den Befestigungen gerissen wurde und den Piloten beim Aufprall dennoch zurückzuhalten vermochte. Andererseits führte die Verformung der Flügel während der Aufprallsequenz auch dazu, dass beide Treibstofftanks in den Flügeln aufgebrochen oder aufgerissen wurden. Die beim letzten Anflug in den Tanks verbliebenen rund 50 bis 70 kg Treibstoff konnten dadurch während der Aufprallsequenz aus den Tanks herausgeschleudert und weit versprüht werden. Die Auslegung der Treibstofftanks als Integralflügeltanks, welche die Flügelstruktur und die Beplankung als Behälterwände nutzen, sowie die Positionierung der Tanks im Flügel zwischen

¹⁷ http://www.sust.admin.ch/pdf/2148_d.pdf

Hauptholm und Flügeleintrittskante begünstigten dieses Verhalten. Es ist glücklichen Umständen zu verdanken, dass die Mischung aus Luft und Treibstoff nicht durch eine Zündquelle (z. B. heisse Teile des Motors, Funken der sich in Zerstörung befindenden Flugzeugelektronik, durch den Aufprall oder die Rettungsoperationen in einem anderen Fall möglicherweise ausgelöste BPS-Rakete) entzündet wurde.

Die Ecolight- bzw. Ultraleichtflugzeuge wurden eingeführt, um betreffend Kauf und Betrieb deutlich günstigere Flugzeuge herstellen zu können, die einfacher und leichter ausgelegt sind. Dabei wurde unter anderem die maximal erlaubte höchstzulässige Abflugmasse limitiert, was die technische Auslegung dieser Art von Flugzeugen massgeblich beeinflusst.

Für den Einbau eines Gesamttrettungssystems erlaubt der Gesetzgeber eine geringfügige Erhöhung der maximalen Abflugmasse (vgl. Kapitel 1.13.1). Für den Einbau weiterer Sicherheitssysteme, beispielsweise für Membrantanks zur Verbesserung der *crashworthiness* (vgl. Kapitel 1.11.2), besteht hingegen auf Grund der eingeschränkten höchstzulässigen Abflugmasse nur noch wenig Spielraum.

2.7 Einsatz der Feuerwehr und Organisation der Unfallstelle

Die Alarmierung der Feuerwehr durch die Platzverkehrsleitstelle sowie das Ausrücken der Feuerwehr des Flughafens erfolgten effektiv, rasch und mit einer für das Ereignis adäquaten Mannstärke.

Auf Grund des Zerstörungsgrades des Flugzeuges, speziell wegen der geborstenen Treibstofftanks, musste an der Unfallstelle mit der Gefahr eines Brandausbruchs gerechnet werden. Der Pilot, der überlebt und sich selbst aus dem Wrack befreit hatte, sowie herbeigeeilte Ersthelfer befanden sich unmittelbar beim Wrack (vgl. Kapitel 1.11.1). Das Flugfeldlöschfahrzeug wurde in einer Entfernung von rund 100 Metern zur Unfallstelle auf der Piste unbemannt abgestellt, weil dies der Weisung der Flugplatzdirektion entsprach. Diese Weisung steht im Widerspruch zu einer wirksamen Einsatzfähigkeit und wurde von der Direktion des Flughafens in der Zwischenzeit zurückgezogen.

Der Umstand, dass trotz der entsprechenden Ausbildung keine Atemschutzgeräte bereitgestellt oder eingesetzt wurden, hätte im Falle eines Brandausbruchs eine zusätzliche Einschränkung bei Rettung und Brandbekämpfung und ausserdem eine Gefahr für die betroffenen Einsatzkräfte bedeutet. Dies speziell auch im Hinblick auf die Tatsache, dass die CTSW HB-WAL primär aus Verbundwerkstoffen gefertigt war. In einen Brand involvierte Verbundwerkstoffe gelten durch die freigelegten Fasern als besonders grosse Gefährdung für die Gesundheit.

Kohlendioxid ist als Löschmittel bei Flüssigkeitsbränden nur bedingt geeignet und im Freien, noch dazu bei Wind, kaum wirkungsvoll¹⁸. Ein Abdecken ausgetretener brennbarer Flüssigkeiten ist mit Kohlendioxid nicht möglich. Ausserdem sollte wegen der Gefahr von Erstickten und Erfrieren bei laufenden Personenbergungen von Kohlendioxid als Löschmittel abgesehen werden.

Der verletzte Pilot konnte sich aus eigener Kraft aus dem Flugzeug befreien, aber er verblieb anschliessend in der Gefahrenzone des ballistischen Rettungssystems. Die Ersteinsatzkräfte, welche die Schwere der Verletzungen des Piloten nicht einschätzen konnten und die Gefahren, die von einem ballistischen Rettungssystem ausgehen, nicht kannten, entschieden, den Piloten nicht zu transportieren, weil nach ihrer Ansicht keine Brandgefahr herrschte. Diese Entscheidung ist vom medizinischen Standpunkt aus verständlich, wollte man es doch vermeiden, mögliche

¹⁸ Feuerwehr Koordination Schweiz: Reglement Basiswissen. 2013.

Rückenverletzungen des Piloten noch zu vergrössern. Sie setzte aber sowohl die Einsatzkräfte als auch den verletzten Piloten den Gefahren, die von der Rakete des Gesamtrettungssystems ausgehen können, aus. Es fehlte eine Koordination der Einsatzkräfte, die solche Gefahren zeitgerecht beurteilte und für einen zweckmässigen Umgang mit diesen sorgte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Das Flug- und Wartungshandbuch der HB-WAL gibt eine angezeigte Geschwindigkeit (*indicated air speed* – IAS) für den Anflug von „ca. 100 km/h“ vor.

3.1.2 Pilot

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Pilot flog das Unfallmuster letztmals im August 2013. Seine gesamte Erfahrung auf dem Unfallmuster betrug 204 Stunden.
- In den 90 Tagen vor dem Unfallflug war der Pilot 25 Stunden auf dem Muster Cessna 172 geflogen.

3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot startete um 13:51 Uhr auf dem Flughafen Grenchen allein an Bord zu einem Übungsflug in der Region Bielersee.
- Der Pilot kehrte gegen 14:30 Uhr für Platzrunden zum Flughafen Grenchen zurück.
- Um 14:36 Uhr erfolgte der erste *touch and go*, um 14:42 Uhr und 14:49 Uhr zwei weitere.
- Um 14:51:50 Uhr verlangte der Pilot bei der Platzverkehrsleitstelle Grenchen einen weiteren *touch and go*.
- Dem Piloten wurde unmittelbar darauf die Freigabe für einen *touch and go* erteilt.
- Um 14:53:15 Uhr war das Eindrehen auf den Endanflug der Piste 25 beendet.
- Im Endanflug betrug die IAS ungefähr 80 km/h, die Landeklappen waren auf 40° ausgefahren.
- Der Anflug war bis wenige Sekunden vor der geplanten Landung stabilisiert.
- Der Pilot leitete einen Durchstart (*go-around*) ein.
- Kurz vor der Landung auf Piste 25 stieg das Flugzeug steil nach oben.
- Das Flugzeug brach nach links von der Pistenachse aus.
- Die Querlage nahm ab diesem Zeitpunkt immer mehr zu, die Höhe nahm ab.
- Um etwa 14:55 Uhr schlug die HB-WAL rund 80 Meter südlich des Anfangs der Piste 25 des Flughafens Grenchen in Wiesland auf.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die Windmessungen des Flughafens Grenchen zeigen für den Zeitraum des Unfalls einen Wind von 11 Knoten (entsprechend 20 km/h) aus 240 Grad mit Böenspitzen bis 15 Knoten (entsprechend 28 km/h).

3.1.5 Gefahren an der Unfallstelle

- Die Feuerwehr stellte den Brandschutz an der Unfallstelle während der Rettung des Piloten mittels eines Kohlendioxid-Feuerlöschers sicher.
- Das Flugfeldlöschfahrzeug wurde in einem Abstand von rund 100 Metern zur Unfallstelle unbemannt abgestellt, was bezüglich einer möglichen Intervention unangepasst war.
- Das Gesamttrettungssystem (*ballistic parachute systems* – BPS) des Flugzeuges wurde beim Unfall nicht ausgelöst.
- An der Unfallstelle hielten sich Personen im Gefahrenbereich des Gesamttrettungssystems auf.
- Der überlebende Pilot wurde im Gefahrenbereich betreut und erstversorgt.
- Die Koordination der Einsatzkräfte auf der Unfallstelle war unzweckmässig.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf einen Verlust der Kontrolle über das Flugzeug während eines unzweckmässig ausgeführten Durchstarts zurückzuführen, was in geringer Höhe über Grund zu einer engen Linkskurve und in deren Folge zum Aufprall auf den Boden führte.

Die folgenden Punkte wurden als beitragend für den Unfall ermittelt:

- Der Pilot wählte eine zu geringe Anfluggeschwindigkeit, weil er Checklisten respektive Verfahren verwendete, die von den vom Hersteller vorgegebenen Verfahren abwichen.
- Ein geringer aktueller Trainingsstand auf dem Unfallmuster.

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

- Durch den Mangel an Kenntnissen über die Gefahren, die von einem Gesamttrettungssystem ausgehen, setzten sich die anwesenden Personen einer Gefährdung aus.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

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

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

„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

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

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

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

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

Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Im Rahmen dieser Untersuchung wurde eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen. Die Implementierung der Sicherheitsempfehlung Nr. 444 (vgl. Schlussbericht Nr. 2148 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle) betreffend Identifikation von mit einem Gesamtrettungssystem ausgerüsteten Flugzeugen hätte die gefährliche Situation an der Unfallstelle vermutlich entschärft.

- 4.1.1 Verbesserung der Ausbildung und des Einsatzes von Flugplatzfeuerwehren
- 4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 5. Juli 2014 verunfallte das Flugzeug Flight Design CTSW eingetragen als HB-WAL bei der Landung auf dem Flughafen Grenchen. Die Wetterverhältnisse waren windig und trocken. Der Pilot erlitt beim Unfall erhebliche Verletzungen, das Flugzeug wurde zerstört. Feuer brach nicht aus. Auf Grund des Zerstörungsgrades des Flugzeuges, speziell wegen der geborstenen Treibstofftanks, musste an der Unfallstelle aber dennoch mit der Gefahr eines Brandausbruchs gerechnet werden. Das möglichst rasche Aufstellen eines sofort einsetzbaren und schlagkräftigen Brandschutzes war deshalb angezeigt.

Die Flughafenfeuerwehr rückte mit vier Feuerwehrleuten und einem Flugfeldlöschfahrzeug aus. Das Flugfeldlöschfahrzeug wurde etwa 100 Meter von der Unfallstelle entfernt auf der Piste abgestellt und verblieb in der Folge dort unbemannt. Dieses Vorgehen wurde von der Feuerwehr durch den auf dem Flughafen Grenchen geltenden Grundsatz, das Flugfeldlöschfahrzeug unabhängig von der aktuellen Beschaffenheit des Bodens (nass, feucht oder trocken) nicht auf unbefestigten Flächen zu betreiben, begründet. Dieser Grundsatz steht im Widerspruch zu einer wirksamen Einsatzfähigkeit und wurde von der Direktion des Flughafens in der Zwischenzeit zurückgezogen.

Der Brandschutz auf der Unfallstelle wurde mittels eines Kohlendioxid-Handfeuerlöschers sichergestellt. Kohlendioxid ist als Löschmittel bei Flüssigkeitsbränden nur bedingt geeignet und im Freien, noch dazu bei Wind, kaum wirkungsvoll. Ein Abdecken ausgetretener brennbarer Flüssigkeiten ist mit Kohlendioxid nicht möglich. Nach Angaben des Einsatzleiters war der Kohlendioxid-Handfeuerlöscher zum Schutz der sich möglicherweise noch im Wrack befindenden Personen an die Unfallstelle gebracht worden. Wegen der Gefahr von Ersticken und Erfrieren sollte bei laufenden Personenbergungen jedoch von Kohlendioxid als Löschmittel abgesehen werden.

Atemschutzgeräte (Pressluftatmer), die auf dem Flugfeldlöschfahrzeug ebenfalls zur Verfügung gestanden hätten, wurden durch die Feuerwehrleute nicht umgehängt und nicht eingesetzt, obwohl zwei der vier ausgerückten Feuerwehrleute in Atemschutz ausgebildet waren. Dieser Umstand hätte im Falle eines Brandausbruchs eine zusätzliche Einschränkung bei Rettung und Brandbekämpfung und ausserdem eine Gefahr für die betroffenen Einsatzkräfte bedeutet. Dies speziell auch im Hinblick auf die Tatsache, dass die CTSW HB-WAL primär aus Verbundwerkstoffen gefertigt war. In einen Brand involvierte Verbundwerkstoffe gelten durch die freigelegten Fasern als besonders grosse Gefährdung für die Gesundheit.

Der verletzte Pilot konnte sich aus eigener Kraft aus dem Flugzeug befreien, aber er verblieb anschliessend in der Gefahrenzone des ballistischen Rettungssystems. Die Ersteinsatzkräfte, welche die Schwere der Verletzungen des Piloten nicht einschätzen konnten und die Gefahren, die von einem ballistischen Rettungssystem ausgehen, nicht zutreffend beurteilten, entschieden, den Piloten nicht zu transportieren, weil nach ihrer Ansicht keine ausgeprägte Brandgefahr herrschte. Diese Entscheidung ist vom medizinischen Standpunkt aus verständlich. Sie setzte aber sowohl die Einsatzkräfte als auch den verletzten Piloten den Gefahren, die von der Rakete des Gesamttrettungssystems ausgehen können, aus. Es fehlte eine Koordination der Einsatzkräfte und der weiteren Hilfspersonen, die solche Gefahren zeitgerecht beurteilte und für einen zweckmässigen Umgang mit diesen sorgte.

Abschliessend kommt die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle zum Schluss, dass ähnlich gelagerte Probleme nicht nur in Grenchen, sondern auch

auf anderen Flugplätzen vorhanden sind. Die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle erachtet es deshalb als sinnvoll, die Ausbildung und die Einsatzverfahren der Flugplatzfeuerwehren zu überprüfen und wo nötig zu verbessern.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 523

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte in Zusammenarbeit mit den Flugplatzleitungen, den Leitern der Flugplatzfeuerwehren und den Institutionen des Schweizer Feuerwehrwesens Umfang, Inhalt, Umsetzung und Effektivität der Ausbildung der Feuerwehrleute auf den Flugplätzen sowie die vorgesehenen Einsatzverfahren überprüfen und gegebenenfalls adäquate Massnahmen zur Erreichung der erwarteten Einsatzbereitschaft ergreifen.

4.2 Sicherheitshinweise

4.2.1 Faustregel für Anfluggeschwindigkeit

4.2.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 5. Juli 2014 verunfallte das Flugzeug Flight Design CTSW eingetragen als HB-WAL bei der Landung auf dem Flughafen Grenchen. Das Muster CTSW ist ein Ultraleichtflugzeug; in der Schweiz ist es in der Unterkategorie „Ecolight“ zugelassen. Die Wetterverhältnisse zum Zeitpunkt des Unfalls waren windig. Der Anflug erfolgte mit einer Landeklappenstellung von 40°. Der Pilot erlitt beim Unfall erhebliche Verletzungen, das Flugzeug wurde zerstört. Als kausalen Faktor für den Unfall ermittelte die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle unter anderem die vom Piloten zu gering gewählte Anfluggeschwindigkeit.

Der Pilot gab im Verlaufe der Untersuchung an, für Landungen mit einer Landeklappenstellung von 40° im letzten Teil des Endanfluges normalerweise mit 85 bis 90 km/h geflogen zu sein, bei turbulenten Verhältnissen mit etwa 90 bis 95 km/h. Als Begründung für diese Geschwindigkeit führte er die Regel ins Feld, wonach die Anfluggeschwindigkeit das 1.3-fache der Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration (V_{S0}) ist. Im vorliegenden Fall kommt man dabei auf etwa 85 km/h. Die vom Piloten verwendete und von ihm selbst hergestellte Checkliste verlangte eine Anfluggeschwindigkeit zwischen 80 und 90 km/h bei einer Klappenstellung von 40°.

Die für den Unfallflug aus den vorhandenen Daten berechnete angezeigte Anfluggeschwindigkeit lag konstant bei rund 80 km/h; somit etwa 20 km/h unter der im Flug- und Wartungshandbuch angegebenen Anfluggeschwindigkeit von „ca. 100 km/h“. Die gängige Praxis, die Anfluggeschwindigkeit bei starkem Gegenwind um einen Drittel der Windgeschwindigkeit zu erhöhen, hätte bei dem gegebenen Windverhältnissen für eine Anfluggeschwindigkeit zwischen 105 und 110 km/h gesprochen.

4.2.1.2 Sicherheitshinweis Nr. 6

Thema: Faustregel für Anfluggeschwindigkeit

Zielgruppe: Piloten, Fluglehrer und Flugschulen der allgemeinen Luftfahrt

Die in der Aviatik verbreitete Regel, wonach die Anfluggeschwindigkeit das 1.3-Fache der Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration (V_{S0}) beträgt, ist für Flugzeuge vergleichsweise geringer Masse – insbesondere Ecolight- und Ultraleichtflugzeuge – nur beschränkt anwendbar. Das Verhältnis zwischen Impuls und Luftwiderstand impliziert bei solchen Flugzeugen eine höhere Anfluggeschwindigkeit, als sie sich aus der Regel ergibt. Ausserdem sollte diese Regel lediglich dann angewendet werden, wenn der Hersteller des Luftfahrzeuges keine Anfluggeschwindigkeit vorgibt.

4.2.2 Sicherheit bei Unfällen mit Luftfahrzeugen, die mit einem Gesamttrettungssystem ausgerüstet sind

4.2.2.1 Sicherheitsdefizit

Am 5. Juli 2014 verunfallte das Flugzeug Flight Design CTSW eingetragen als HB-WAL bei der Landung auf dem Flughafen Grenchen. Der Pilot erlitt beim Unfall erhebliche Verletzungen, das Flugzeug wurde zerstört.

Das Flugzeug war mit einem Gesamttrettungssystem¹⁹ (Fallschirm-Rettungssystem mit Raketentreibsatz, im Folgenden BPS genannt) ausgerüstet. Dieses System wurde vor oder durch den Aufprall des Flugzeuges nicht ausgelöst. Die Abdeckung in der Ausschussöffnung des BPS war intakt und verschloss die in die Rumpfoberseite eingelassene Ausschussöffnung für die BPS-Rakete nach wie vor. Während der Intervention durch Ersthelfer und Rettungskräfte hielten sich mehrfach Personen im Gefahrenbereich (Ausschussektor) des BPS auf. Im Verlauf der Arbeiten an der Unfallstelle wurde durch einen örtlichen Flugzeugmechaniker ein Splint am BPS-Auslösegriff im Cockpit angebracht und das BPS so gegen ein unbeabsichtigtes Auslösen via Auslösegriff gesichert. Da jedoch Beschädigungen der Struktur im Bereich des BPS anzunehmen waren, konnte ein plötzliches Auslösen des BPS während der Untersuchungen an der Unfallstelle und der anschließenden Bergung nicht ausgeschlossen werden.

4.2.2.2 Sicherheitshinweis Nr. 7

Thema: Sicherheit bei Unfällen mit Luftfahrzeugen, die mit einem Gesamttrettungssystem ausgerüstet sind

Zielgruppe: Piloten der allgemeinen Luftfahrt, Feuerwehren, insbesondere Feuerwehren auf Flugplätzen und Ortsfeuerwehren in der Nähe von Flugplätzen, Polizeikorps, Rettungsdienste, Ausbildungsorganisationen für Feuerwehr, Polizei und Rettungsdienst

Wenn bei einem Flugunfall ein Gesamttrettungssystem (Fallschirm-Rettungssystem mit Raketentreibsatz) nicht ausgelöst wird, muss von einer Gefährdung der Rettungskräfte durch das Gesamttrettungssystem ausgegangen werden – das Gesamttrettungssystem kann durch Rettungsarbeiten am Wrack ausgelöst werden, selbst wenn der Auslösemechanismus im Cockpit gesichert ist.

Wenn ein nicht ausgelöstes Gesamttrettungssystem an einer Unfallstelle erkannt wird, ist es sicherheitsbewusst, zusätzlich zur generellen Absperrung der Unfallstelle den Ausschussektor des Gesamttrettungssystems speziell zu markieren. Ein mittels Absperrband oder Leitkegeln kenntlich gemachter Trichter von etwa 60° Öffnungswinkel und 100 Metern Länge von der Ausschussöffnung her in Ausschussrichtung wird empfohlen. Jedes nicht unbedingt nötige Betreten dieses Sektors sollte vermieden werden. Überlebende sollen so rasch wie möglich aus der Gefahrenzone gebracht werden.

Wenn möglich und für die Sicherung von Rettungsarbeiten nötig, können Massnahmen ergriffen werden, wie sie in der Sicherheitsempfehlung Nr. 454 der SUST beschrieben sind. Dazu gehört primär, das Auslösekabel so nahe wie möglich an der Anzündeinheit zu blockieren. Dies kann beispielsweise mit einer Crimpzange durchgeführt werden, indem möglichst nahe bei der Rakete und ohne das Kabel in dessen Mantel zu verschieben mit einer Crimpklampe das Auslösekabel mit dem Kabelmantel verpresst und dadurch blockiert wird.

¹⁹ Auch Fallschirm-Gesamttrettungssystem, ballistisches Rettungssystem (BRS), ballistisches Fallschirmrettungssystem, *ballistic recovery system*, *aircraft recovery system* oder *ballistic parachute system* (BPS) genannt.

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.3.1 Durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt getroffene Massnahmen

Als Reaktion auf die seit einiger Zeit bekannte Problematik bezüglich der Gefahren, die von Gesamttrettungssystemen ausgehen können, wurden vom Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) auf kommunikativer Ebene verschiedene Massnahmen getroffen. Dazu gehören primär das Umschalten einer Informationssammlung auf der Website des BAZL, das Ausarbeiten der „Checkliste für Blaulichtorganisationen“ sowie die Publikation der Broschüre „Ballistic Parachute System“.

Weitere Massnahmen sind gemäss Angaben des Bundesamtes derzeit in Bearbeitung.

Payerne, 19. Dezember 2016

Untersuchungsdienst der SUST

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. H der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 13. Dezember 2016

Anlagen

Anlage 1: Berechnung der Masse des Flugzeugs

Die Masse des Flugzeuges zum Zeitpunkt des Unfalls wurde wie folgt rekonstruiert:

Leermasse Flugzeug	297.75 kg
Pilot und persönliche Ausrüstung	95 kg
Treibstoff Beginn (90 bis 100 Liter)	67.5 bis 75 kg
Treibstoffverbrauch (zwischen 10 und 24 Liter)	-18 bis -7.5 kg
Masse zum Zeitpunkt des Unfalls	442.25 bis 460.25 kg

Angenommene Dichte des Treibstoffs: 0.75 kg/l

Anlage 2: Details zur Datenauswertung

Tablet-Computer

Der Pilot führte einen Tablet-Computer der Apple-iPad-Reihe mit sich. Auf dem Tablet-Computer war unter anderem die Applikation Skydemon installiert. Während des Unfallfluges war Skydemon aktiv und zeichnete den Flug dreidimensional in einem *track log* auf. Der Tablet-Computer wurde an der Unfallstelle unbeschädigt vorgefunden. Die aufgezeichneten Daten konnten vom Gerät heruntergeladen und für die Untersuchung verwendet werden.

Durch den Tablet-Computer oder Skydemon wurden die Signale von GPS-Satelliten zur Positionsbestimmung verwendet. Inwiefern auch Informationen anderer Technologien oder Systeme in die Positionsbestimmung einfließen (z. B. Bewegungssensoren, GSM-Multilateration, weitere Satellitennavigationssysteme), ist nicht bekannt.

Skydemon zeichnete die Parameter des Unfallfluges im *track log* in unregelmässigen Abständen auf. Der Zeitschritt zwischen den Aufzeichnungen (Datenzeilen) betrug maximal 5 Sekunden, manchmal wurden allerdings auch mehrere Datenzeilen innerhalb einer Sekunde aufgezeichnet. Der Zeitschritt kann in Skydemon durch den Benutzer nicht eingestellt werden. Die Zeitstempel der Datenzeilen wurde in ganzen Sekunden ins *track log* geschrieben (keine Angabe von Zehntel- oder Hundertstelsekunden). Dadurch wiesen mehrere innerhalb einer Sekunde generierte Datenzeilen einen identischen Zeitstempel auf.

Für alle Datenzeilen wurden zum Zeitstempel folgende Parameter aufgezeichnet: Koordinate (*longitude* und *latitude*), Geschwindigkeit (*speed*) und Höhe (*elevation*). Teilweise waren aufgezeichnete Werte mit dem vorhergehenden Wert identisch. Etwa die Hälfte der Geschwindigkeitswerte, die aus zurückgelegter Distanz und Zeitdifferenz seit der vorhergehenden Datenzeile nachträglich errechnet werden konnten, waren sehr nahe (± 1 m/s) an den aufgezeichneten Geschwindigkeitswerten. Zwischen den restlichen nachträglich errechneten Werten und den aufgezeichneten Geschwindigkeiten bestanden zwar grössere Unterschiede, die Fehler waren aber annähernd normal um 0 verteilt. Daher wurde angenommen, dass die aufgezeichneten Geschwindigkeitswerte für die nachfolgenden Überlegungen eine genügend gute Genauigkeit aufwiesen. Vermutlich wurden die aufgezeichneten Geschwindigkeiten zumindest teilweise mittels Positionsbestimmungen oder Zeitmessungen vorgenommen, die nicht in derselben Kadenz oder mit derselben Auflösung ins *track log* einfließen respektive aufgezeichnet wurden.

Bei den aufgezeichneten Geschwindigkeiten handelt es sich um Geschwindigkeiten über Grund (*ground speed*). Die Werte, die für Geschwindigkeit und Höhe in den letzten 19 Datenzeilen aufgezeichnet wurden, sind in Tabelle 2 des Kapitels 1.7 dargestellt. Die Einheiten wurden teilweise umgerechnet und die Werte gerundet.

Die aufgezeichneten Werte der Höhe AMSL wurden zu den Zeitpunkten des erstmaligen *take-off* und der ersten drei *touch and go* mit der Pistenhöhe (Annahme: konstant 428.5 m/M) verglichen. Die Position des Tablet-Computers im Flugzeug wurde als einen Meter höher als die

Räder des Fahrwerks angenommen. Die jeweils minimalen aufgezeichneten Werte der vier Anflüge waren zwischen 6.5 und 9.3 Meter (Mittel 8.0 Meter, Median 8.1 Meter) höher als die Soll-Höhe (Pistenhöhe). Die Werte „Höhe über Piste“ in Tabelle 2 sind um diesen systematischen Fehler von 8 Meter korrigiert.

Die unkorrigierten Koordinaten und Höhen der 19 letzten Datenzeilen sind in Abbildungen 2 und 3 grafisch dargestellt. Diese beiden Abbildungen zeigen ungefähr das letzte Drittel des geflogenen Endanflugs bis zur Pistenschwelle. Tabelle und Abbildungen finden sich in Kapitel 1.7.

Die Geschwindigkeits- und Höhenprofile aller vier Anflüge sind in Abbildung 4 des Kapitels 1.7 dargestellt. Die „konstruierte Geschwindigkeit IAS²⁰“ setzt sich aus der vom Tablet-Computer aufgezeichneten Geschwindigkeit über Grund, der Gegenwindkomponente gemäss den Windinformationen der jeweiligen Landefreigabe (vgl. Kapitel 1.4.4), einem Statikdruckquellenfehler von 8 km/h (vgl. Kapitel 1.3.2) und einer Korrektur der Luftdichte zusammen. Betreffend den Einfluss der Luftdichte wurde die vereinfachende, aber für eine Anfluggeschwindigkeit von rund 80 km/h vertretbare Annahme getroffen, dass konstant 3 km/h zu wenig angezeigt werden. Ein allfällig vorhandener Instrumentenfehler wurde nicht berücksichtigt. Fehlerbalken wurden in der Abbildung 4 bewusst nicht eingezeichnet. Die Werte „Höhe über Piste“ wurden um den systematischen Fehler von 8 Metern korrigiert. Die Profile wurden jeweils auf den Zeitpunkt der geringsten Geschwindigkeit korreliert. Die x-Achse hat kein konstantes Zeitintervall, sondern zeigt die Zeitstempel des letzten Anfluges.

Gerät zur Aufzeichnung von Betriebsdaten des Flugzeugmotors

In der HB-WAL war ein Gerät des Typs FLYdat Rotax (FLYdat) eingebaut. Das Gerät FLYdat zeigt die Betriebsdaten des Flugzeugmotors im Cockpit an und speichert diese Betriebsdaten teilweise. Die Parameter des Unfallfluges wurden regelmässig alle 5 Sekunden aufgezeichnet. Der Zeitstempel ist nicht eine Uhrzeit (z. B. UTC), sondern die Betriebszeit (*operating time*) des Motors. Die Aufzeichnungen konnten vom Gerät heruntergeladen und für die Untersuchung verwendet werden. Die aufgezeichneten RPM-Werte der letzten rund 35 Sekunden vor dem Unfall sind in Tabelle 2 des Kapitels 1.7 mit weiteren Daten korreliert abgebildet.

Korrelation der Daten und Zeitpunkt des Aufschlags

Die Betriebsdaten des Flugzeugmotors wurden anhand der Zeitpunkte des erneuten Gasgebens während der vorhergehenden *touch and go* mit den durch Skydemon aufgezeichneten Phasen des erneuten Beschleunigens korreliert. Die korrelierten Daten für die letzten rund 35 Sekunden des Fluges sind in Tabelle 2 des Kapitels 1.7 abgebildet.

Auf Grund der aufgezeichneten Geschwindigkeit von 38.89 km/h um 14:54:30 Uhr und des aufgezeichneten Stillstands ab 14:54:31 Uhr wird angenommen, dass der Aufschlag einige Zehntelsekunden nach 14:54:30 Uhr stattfand. Die letzten Motorbetriebsdaten wurden um 14:54:30 Uhr aufgezeichnet, die nächste Aufzeichnung wäre um 14:54:35 Uhr fällig gewesen. Eine Unfallmeldung wurde um 14:54:40 Uhr von einem Augenzeugen auf die Funkfrequenz von Grenchen *Tower* gesprochen.

²⁰ Unter *indicated airspeed* (IAS) wird die unkorrigierte Geschwindigkeit verstanden, die sich direkt aus der durch die Fahrtmesseranlage (Pitot-Statik-System) gemessenen Druckdifferenz ergibt.