



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2159 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Luftfahrzeuges
Dyn'Aero MCR-4S 2002, F-PEPU

vom 6. August 2009

Ortsteil Sax, Gemeinde Samedan/GR

Cause

L'accident est dû à une collision avec le terrain consécutive à l'utilisation d'une procédure de décollage inadéquate.

Les performances diminuées de l'avion ont probablement contribué à l'accident.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

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

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

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	Dyn'Aero MCR-4S 2002	F-PEPU		
Halter	Haltergemeinschaft G.A. Gabus & M. Seiler Salismatte 1, CH-2558 Aegerten			
Eigentümer	Haltergemeinschaft G.A. Gabus & M. Seiler Salismatte 1, CH-2558 Aegerten			
Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1967			
Ausweis	Privatpiloutenausweis PPL(A), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), erstmals ausgestellt am 2. Juni 2006			
Wesentliche Berechtigungen	SEP(land), gültig bis 2. Juni 2010			
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2, gültig bis 28. Juni 2011			
Flugstunden	insgesamt	359:41 h	während der letzten 90 Tage	44:08 h
	auf dem Unfallmuster	59:53 h	während der letzten 90 Tage	44:08 h
Ort	Ortsteil Sax, Gemeinde Samedan/GR			
Koordinaten	WGS 84: N46°32'36" E009°53'28"	Höhe	1701 m/M	
	Swissgrid: 788 087 / 157 618			
Datum und Zeit	6. August 2009, 14:14 Uhr			
Betriebsart	VFR privat			
Flugphase	Start			
Unfallart	Kollision mit dem Gelände			
Personenschaden				
Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	1	1	2	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	1	2	0
Schaden am Luftfahrzeug	Stark beschädigt			
Drittsschaden	Es entstand Flurschaden durch ausgelaufenen Treibstoff			

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte

Am 1. August 2009 wurde das Flugzeug MCR-4S 2002, eingetragen als F-PEPU, bei 202:55 Stunden TSN (*time since new*) von einem der beiden Halter einer 100-Stunden Kontrolle unterzogen. Diese wurde nach den Vorgaben von Dyn'Aero und Rotax durchgeführt.

Am 2. August 2009 wurde die Maschine für eine längere Reise vorbereitet und mit 159 l MOGAS 98 betankt, was zu einer Gesamtmenge von 200 Litern führte.

Am 3. August 2009 startete der Pilot des späteren Unfallfluges mit der ihm zur Verfügung gestellten Maschine allein an Bord vom Flugplatz Biel-Kappelen aus zu einem Flug nach La Côte. Am Nachmittag desselben Tages startete er mit einem Passagier an Bord der F-PEPU zu einer viertägigen Flugreise. Auf dieser Reise wurden die Flugplätze Grenchen, Kassel, Gütting-Rügen, Cuxhaven-Nordholz, Helgoland-Düne und Westerland-Sylt angefliegen. Der Rückflug in die Schweiz führte nach einer erneuten Landung in Kassel direkt nach Samedan.

Die gesamte Flugzeit dieser Reise betrug 14:52 Stunden und beinhaltete acht Landungen. Die F-PEPU wurde dreimal mit AVGAS betankt: 80 Liter in Kassel, 102 Liter in Helgoland-Düne und nochmals 50 Liter in Kassel.

Die Landung in Samedan erfolgte am 6. August 2009 um 11:55 Uhr. Nach Aussage des Piloten verblieben nach der Landung noch ca. 80 l Treibstoff in den Behältern.

1.2 Flugverlauf

Nach der Mittagspause desselben Tages füllte der Pilot eine Fluganmeldung aus, in welcher La Côte als Zielflugplatz angegeben wurde. Auf dieser Fluganmeldung, wurde eine Dichtehöhe von 7600 ft AMSL (2316 m/M) aufgeführt. Am 6. August 2009 um 14:12 Uhr erhielt der Pilot der F-PEPU über Funk vom Kontrollturm Samedan folgende Meldung: „*F-PU after departure report left hand downwind 03 wind 020 degree 8 knots line up and take off at own discretion runway 03.*“

Um 14:13 Uhr meldete der Pilot „*F-PU we have engine ... failure fire ... I have to look.*“

Nach Aussagen der Augenzeugen hob das Flugzeug auf dem ersten Drittel der Piste 03 ab. Nach dem Abheben blieb das Flugzeug auf einer zwischen 8 und 25 Metern geschätzten Höhe in einem stark angestellten und instabilen Zustand. Nach ungefähr 2/3 der Piste 03 begann das Flugzeug zu sinken. Kurz nach dem Ende der Piste 03 verlor es weiter an Höhe. Es überflog den südlichen Damm des Inns und touchierte mit dem Hauptfahrwerk und der Rumpfunterseite die Krone des ca. 4 m breiten nördlichen Dammes. Entlang dieser Krone führt ein flacher, 3 m breiter Feldweg. Die Maschine überquerte den Weg und fiel nach der 45° steil abfallenden nordseitigen Böschung auf die sumpfige Wiese hinter dem Damm. Dabei drehte sie sich um ca. 120 Grad nach rechts um die Hochachse und kam zum Stillstand. Das Flugzeug wurde stark beschädigt, und durch den Aufprall wurden die Treibstofftanks aufgerissen und deren Inhalt lief aus.

Die zwei Insassen konnten die Haube öffnen und das Wrack aus eigener Kraft verlassen. Mit einem Handfunkgerät informierte der Pilot den *flight information service officer* (FISO) in Samedan über die Situation. Gleichzeitig wurde der Unfall auch von Augenzeugen gemeldet. Die Helfer trafen innert weniger Minuten am Unfallort ein. Der Pilot blieb unverletzt, der Passagier wurde mit Rückenschmerzen hospitalisiert.

Das Flugzeug war mit einem ballistischen Rettungssystem (BRS) ausgerüstet. Um ein Auslösen dieses pyrotechnischen Rettungssystems durch Manipulationen am Wrack zu vermeiden, muss dieses vor Aufnahme der Bergungs- resp. Untersuchungshandlungen deaktiviert werden.

Im Wrack wurden keine Angaben betreffend Deaktivierung des BRS gefunden. Die auf der Rumpfaussenseite aufgeklebten Hinweise hätten zu einer Kontaktaufnahme mit dem amerikanischen Hersteller des BRS führen sollen, dort konnte aber niemand erreicht werden.

Aufgrund der beim Aufprall beschädigten Tanks und des in der Folge ausgelaufenen AVGAS herrschte an der Unfallstelle Brand- und Explosionsgefahr. Das Wrack konnte erst am nächsten Morgen geborgen werden.

1.3 Zusätzliche Informationen

Der Pilot gab seinen Start wie folgt zu Protokoll: *„Ich startete heute auf der Piste 03 nach 14:00 Uhr in Samedan und hob in der ersten Hälfte der Startbahn ab und flog mit wenig Steigung über der Startbahn um Geschwindigkeit zu gewinnen. Als ich beim Start Vollgas gab, bemerkte ich den üblichen Ruck der vom Turbo vom Motor stammt. Beim Start hatte ich Flaps auf Stellung 1. Als ich die nötige Geschwindigkeit erreicht habe, habe ich die Flaps eingefahren und ich habe die elektrische Zusatzpumpe abgestellt. Zu diesem Zeitpunkt war ich bereits etwa 200 - 300 Meter über dem Grund. Sehr kurz darauf hörte sich der Motor anders an als üblich. Zudem bemerkte ich, dass die Leistung abfällt und wie die Geschwindigkeit des Flugzeugs zurück gegangen ist. Ich schaute nach rechts zu den Sicherungen, ob die Sicherung für die Hauptpumpe noch drinnen ist und gleich darauf habe ich die elektrische Zusatzpumpe wieder eingeschaltet. Ich glaube gesehen zu haben, dass die RPM ganz am oberen, roten Anschlag war. Ich setzte sofort wieder Flaps 1 und drückte den Steuerknüppel nach vorne. Ich schaute nach unten und sah, dass ich bereits zu nah an das Pistenende kam. So habe ich mich entschieden geradeaus eine Notlandung durchzuführen um nicht in den Fluss zu geraten; dadurch zog ich wenig nach links und streifte den Damm des Flusses mit dem Fahrwerk.“*

Drei Augenzeugen schilderten den Start wie folgt:

Augenzeuge 1, FISO, Inhaber einer Pilotenlizenz, befand sich im Kontrollturm: *"Subito dopo la rotazione che avviene all'incirca dopo 450-500 mt di pista (approssimativamente alla fine dell'Apron) ho notato una certa instabilità dell'aeromobile che è rimasto in assetto piuttosto cabrato senza riuscire a prendere quota, a mio avviso oscillava tra gli 8 e 12 mt Gnd per tutta la lunghezza della pista. Il pilota chiama la torre annunciando – engine failure fire I have to look - dopo aver passato circa più di $\frac{3}{4}$ di pista concludendo perdendo ulteriormente quota dalla threshold 21, andando a schiantarsi con il carrello principale sull'argine esterno del fiume e scomparendo dalla mia visuale. Aggiungo infine che avendo notato subito la difficoltà dell'aeromobile sono rimasto ad osservarlo con il binocolo per tutto il tempo".*

Übersetzung: Sofort nach der Rotation, die nach zirka 450-500 m stattfindet (ungefähr am Ende des Apron) habe ich eine gewisse Unstabilität des Flugzeuges bemerkt, welches in einer eher angestellten Lage ohne Höhe gewinnen zu können geblieben ist, meines Erachtens schwankte es zwischen 8 und 12 m über Grund entlang der ganzen Piste. Nach zirka $\frac{3}{4}$ der Piste rief der Pilot den Turm und meldete - *engine failure fire I have to look*. Schliesslich verlor das Flugzeug ab der Pistenschwelle 21 noch mehr an Höhe, prallte mit dem Hauptfahrwerk gegen den äusseren Flussdamm und verschwand aus meiner Sicht. Ich füge hinzu,

dass ich die Schwierigkeiten des Flugzeuges sofort bemerkt hatte und ihn die ganze Zeit mit dem Feldstecher beobachtet habe.

Augenzeuge 2, ehemaliger Privat- und Segelfluggpilot, befand sich auf der nördlichen Seite des Campingplatzes, ca. 170 m rechts der Pistenachse 03 etwa auf der Höhe des Pistenendes: „Die Geschwindigkeit war zu tief. Ich schätze die Höhe betrug 8 – 10 Meter. Gegen den letzten 2/3 der Piste hat die Höhe gehalten, aber keinen Höhengewinn mehr. ... Ich habe das Flugzeug verfolgt, weil ich eine Katastrophe kommen sah.“

Augenzeuge 3, Inhaber einer Pilotenlizenz, befand sich beim Hangar: „Erblickte das Flugzeug in ca. 2 m Höhe nach dem Abheben. Beobachtete keine Phase eines Nachdrückens und Aufholen von Geschwindigkeit. Gleichmässiges langsames Steigen. Steigen war eher flach. Nach ca. 15 sec. abrupter Abbruch vom Steigflug in etwa 25 m Höhe, Übergang in Horizontalfluglage ausgestellt. Schwankender Flug in Pistenachse für 5-6 sec. Ohne nennenswerten Höhenverlust, eher überzogener Flugzustand (eierte unruhig herum wie etwa feuille morte im Kunstflug) in dieser Phase von 5-6 sec. konnte kein Nachdrücken beobachtet werden. Anschliessend Übergang in Steigflug mit leichter Kursänderung Richtung Nord.“

1.4 Meteorologische Angaben

1.4.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.4.2 bis 1.4.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.4.2 Allgemeine Lage

Die Schweiz lag am Südrand eines Hochs über Skandinavien mit einer schwachen Druckverteilung über Mitteleuropa. Dies sorgte für annähernd wolkenlose Verhältnisse mit guter Sicht und hochsommerlichen Temperaturen.

1.4.3 Gemessene und beobachtete Werte

Automatisches Messnetz (ANETZ / ENET / SwissMetNet – SMN) um 12:15 UTC

SMN bei Pistenschwellen:	Windrichtung	Windgeschwindigkeit	Windspitzen
RWY03, 10'-Mittel	360 (330V70)	08 kt	16 kt
RWY21, 2'-Mittel	320 (290V350)	08 kt	14 kt
RWY21, 10'-Mittel	320 (280V360)	08 kt	16 kt

1.4.4 Wetter zur Unfallzeit auf dem Flugplatz Samedan

Wolken	1/8 Cu auf 8000 ft AGL (13 606 ft AMSL)
Sicht	Um 45 km
Wind	Pistenschwelle RWY 21: Wind aus 320° mit 8 kt, variierend zwischen 280 und 360°, Windspitzen bis 16 kt. Pistenschwelle RWY 03: Wind aus 360° mit 8 kt, variierend zwischen 330 und 070°, Windspitzen bis 16 kt.
Temperatur/Taupunkt	23 °C / 03 °C (ISA-Temperatur Samedan: 3.8 °C)
Luftdruck	QNH LSZS 1022 hPa, LSZH 1018 hPa, QNH LSZA 1016 hPa
Sonnenstand	Azimut 244°, Höhe 44°
Gefahren	Variierender Nord-Nordwestwind mit einzelnen Böen bis zu 16 kt und hohen Temperaturen.

1.4.5 Flugplatzwettermeldungen

Zum Zeitpunkt des Startes war auf dem Flugplatz Samedan folgende Information in Kraft und wurde über das ATIS ausgestrahlt:

Information GOLF: „*Runway in use 03 – Met Report Samedan 1120 – Wind 030 degrees 7 kt – CAVOK – Temperature 22 – Dew Point 03 – QNH 1023 – Caution Glider activity – Density altitude 7500*“.

1.4.6 Wetter gemäss Augenzeugen

Ein Augenzeuge, ein ehemaliger Privat- und Segelflugpilot, machte bezüglich Wetter unter anderem folgende Aussage: „ (...) *Ich vermute, der Pilot ist in ein Lee geraten. Das ist den Segelfliegern bekannt, dass es dort ein Lee hat bei dieser Windrichtung (...) Schwacher Wind aus Richtung 10 Uhr, aus Sicht des Piloten. Nordwest bis Nordnordwest. Schwach aber spürbar*“.

1.5 Angaben zum Piloten

Der Pilot begann seine fliegerische Ausbildung am 3. Juni 2005. Als Flugschüler landete er auf zahlreichen schweizerischen und französischen Flugplätzen. Am 17. August und am 22. September 2005 landete er am Doppelsteuer mit seinem Fluglehrer in Samedan. Zu diesem Zeitpunkt hatte er 26:11 bzw. 54:03 Flugstunden und hatte noch keinen Alleinflug durchgeführt. Am 26. Oktober 2008 landete er wieder in Samedan, der darauf folgende Start wurde aber von einem anderen Piloten durchgeführt. Somit war der Start am Unfalltag für den Piloten der erste Start in Samedan ohne Fluglehrer.

Die praktische Flugprüfung zum Erwerb der Privatpilotenlizenz mit Klassenberechtigung SEP(L) (*single engine piston land*) bestand der Pilot am 2. Juni 2006 nach einer Ausbildungsflugzeit von 108:41 h. Die Ausbildung fand mehrheitlich auf FFA AS-202/15 Bravo statt. Nach der Flugprüfung bis zum Unfallflug flog der Pilot gesamthaft 251:00 h, davon 27:01 h auf dem Ecolight-Flugzeug Eurostar EV 97, 44:28 h auf MCR-01 und 59:53 h auf MCR-4S.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Flugzeug

Typ	Dyn'Aero MCR-4S 2002
Charakteristik	Einmotoriger viersitziger Tiefdecker (Bausatz Klasse 2) in gemischter Bauweise, Struktur aus Kohlefasern, Festfahrwerk in Bugradanordnung.
Hersteller	Eigenbau laut Bauanleitungen von Dyn'Aero SA, Darois (Frankreich)
Eintragungszeichen	F-PEPU
Werknummer und Baujahr	100 - 2008
Lufttüchtigkeitszeugnis	Spezielles Lufttüchtigkeitszeugnis für Bausatzflugzeuge der Klasse 2 (<i>Certificat de navigabilité spécial d'aéronef en kit Cl. 2</i>), durch die französische <i>Direction Générale de l'Aviation Civile</i> (DGAC) am 21. Oktober 2008 ausgestellt. Anhang zum Lufttüchtigkeitszeugnis für Bausatzflugzeuge der Klasse 2 mit folgender Beschränkung: „ <i>Attention. Cet aéronef ne répond pas aux conditions de délivrance du certificat de navigabilité normal et n'a pas été réalisé dans un cadre industriel agréé par le ministre chargé de</i>

		<i>l'aviation civile. Son utilisation contre rémunération est interdite“.</i>
		Übersetzung: Achtung, dieses Luftfahrzeug entspricht nicht den Ausstellungsbedingungen eines normalen Lufttüchtigkeitszeugnisses und wurde nicht in einem vom Zivilluftfahrtminister anerkannten gewerblichen Rahmen realisiert. Seine Benützung gegen Entgelt ist untersagt.
	Eintragungszeugnis	Beschränkte Kategorie (<i>Certificat d'immatriculation restreint</i>), durch die DGAC am 27. Oktober 2008 ausgestellt.
	Einsatzbereich	VFR privat bei Tag
	Ausrüstung	<i>Electronic Flight Information Systems</i> (EFIS) Dynon Avionics FlightDEK-D180 Transponder Filser Electronic TRT800 VHF/COM Filser Electronic ATR833
	Betriebsstunden	217:59 h
	Rettungssystem	Das Flugzeug war mit einem Rettungsfallschirm BRS (<i>ballistic recovery system</i>) ausgerüstet.
	Notsender	Keiner eingebaut
	Masse und Schwerpunkt	Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
	Treibstoffvorrat	Das Flugzeug war mit zwei Tanks von je 100 l ausgerüstet. Die brauchbare Gesamtmenge betrug 198 l. Zum Unfallzeitpunkt war noch eine Restmenge von ca. 80 l Treibstoff vorhanden.
1.6.2	Triebwerk	
	Hersteller	Bombardier Rotax GmbH & Co. KG, Gunskirchen (A)
	Typ	Rotax 914 F3, 4-Zylinder Viertakt-Ottomotor in Boxeranordnung mit Turbolader und elektrischer Ladedruckregelung (TCU), zentrale Nockenwelle, flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, luftgekühlte Zylinder mit integriertem Reduktionsgetriebe 2.43:1. Maximale Startleistung für 5 Minuten 115 PS (84.5 kW) bei 5800 RPM Maximale Dauerleistung 100 PS (73.5 kW) bei 5500 RPM
	Werknummer und Baujahr	4.420.772 - 2007
	Treibstoffqualität	Es werden normalerweise <i>Euro 95</i> und <i>Euro 98</i> Treibstoffe (Autobenzin) verwendet, AVGAS kann mit gewissen Einschränkungen ebenfalls benützt werden (vgl. Kapitel 1.6.5). Im Moment des Startes war ein Gemisch von ca. 22% Autobenzin und 78% AVGAS in den Treibstofftanks vorhanden.
	Schmieröl	Es wurde Advance VSX4 10W-40 Öl verwendet.

1.6.3	Propeller	
	Hersteller	Dyn'Aero SA, Darois (Frankreich)
	Typ	Verstellbarer Dreiblatt-Propeller aus Verbundwerkstoff (<i>composite</i>), Typ MKIHE1300. Dieser Typ ist im Flughandbuch nicht erwähnt.
	Werknummer und Baujahr	PV3/08/0046 – 2008
	Propeller-Regler Hersteller	Jihostroj, a.s.Velesin (Tschechische Republik)
	Typ	P-110-030/A
	Werknummer	081004

1.6.4 Treibstoff

Der Motor Rotax 914 wurde für die Benützung mit MOGAS entworfen, kann aber auch mit AVGAS betrieben werden. Im *Rotax Operator Manuel* vom Typ 914 ist folgende Anmerkung angebracht: *“The following Fuel can be used: min. ROZ 95 – EN 228 Super – EN 228 Super Plus – AVGAS 100 LL – Due to the higher lead content in AVGAS, the wear of the valve sets, the deposits in combustion chamber and lead sediments in the lubrication system will increase. Therefore, use AVGAS only if you encounter problems with vapour lock or if the other fuel types are not available.”*

Bei Benützung von AVGAS wird in der *SI-914-019 R2* von ROTAX folgendes empfohlen: *„When operating primarily on leaded AVGAS fuel, we recommend to make a change of engine oil every 25 operating hours.”*

1.6.5 Unterhalt

Der Besitzer und Halter kaufte das Flugzeug als Bausatz und vervollständigte dann den Bau selber. Der Erstflug wurde am 26. September 2008 in Dijon Darois (Frankreich) durchgeführt.

Der Unterhalt wurde vom Halter durchgeführt.

Die letzte 100-Std-Kontrolle von Zelle, Motor und Propeller fand am 1. August 2009 bei 202:55 h statt, d.h. 15:05 h vor dem Unfall.

Seit dem 1. Januar 2009 bis zum Unfall wurden mit der MCR-4S 2002 F-PEPU 132:57 h geflogen.

Im Flugreisebuch waren keine technischen Einschränkungen oder Mängel eingetragen, die den Unfallflug hätten beeinflussen können.

1.7 Angaben zum Fallschirm-Rettungssystem

Das Flugzeug war mit einem Rettungssystem der Firma *Ballistic Recovery Systems, Inc.* (BRS) ausgerüstet. Dieses besteht aus einem Fallschirm, welcher durch einen vom Piloten ausgelösten pyrotechnischen Treibsatz ausgeschossen werden kann. Nach der Öffnung des Fallschirms schwebt das Flugzeug an diesem zu Boden.

Nach einem Unfall, bei welchem das Rettungssystem nicht ausgelöst wurde, besteht die Gefahr, dass durch die Manipulation am Wrack der pyrotechnische Treibsatz ausgelöst werden könnte. Es muss daher vor der Bergung der Insassen, spätestens vor der Bergung des Wracks deaktiviert werden.



Bild 1: Aufkleber

Die Bergung des Wracks wurde erschwert, weil keine Angaben zur Deaktivierung des Rettungssystems vorlagen. Unter den beiden Telefonnummern in den USA, welche auf dem oberen Teil des Rumpfes, hinter der Kabine auf einem Aufkleber markiert waren (siehe Bild 1), konnte niemand erreicht werden.

1.8 Angaben zum Flughafen

Der Flughafen Samedan befindet sich 5 km nordöstlich von St. Moritz. Die Bezugshöhe beträgt 1707 m / 5601 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 17.8 °C festgelegt. Er ist der höchstgelegene Flughafen Europas. Der Flughafenreferenzpunkt (*airport reference point* – ARP) hat die Koordinaten 46° 32' 04" N / 009° 53' 02" E.

Zum Zeitpunkt des Unfalles betrug die Dichtehöhe 7500 ft (2286 m) und die Lufttemperatur 23 °C.

Der eidgenössisch konzessionierte Flughafen dient dem öffentlichen Luftverkehr und kann ganzjährig von Flugzeugen aller Kategorien bis zu mittelschweren Jetflugzeugen angefliegen werden.

Die Pisten des Flughafens Samedan sind nur unter Sichtflugregeln (VFR) anzufliegen. Sie weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
03/21	1800 x 40 m	5601/5575 ft AMSL (1707/1699 m/M)

Zum Zeitpunkt des Unfalles stand die Piste 03 uneingeschränkt zu Verfügung.

Im VFR *manual* Schweiz, Flughafen Samedan, ist folgende Bemerkung zu finden: „AD im Gebirge. Einweisungsflug empfohlen.“

1.9 Unfallstelle und Wrack

1.9.1 Unfallstelle

Das Flugzeug schlug ca. 215 m nach dem Ende der Piste 03 des Flughafens und ca. 20 m links der Pistenachse auf dem nördlichen Damm des Inns auf. Nach der Bodenberührung mit dem Fahrwerk und der Rumpfunterseite auf dem Damm fiel die Maschine flach auf die darunter liegende, teilweise mit Wasser bedeckte sumpfige Wiese. Der Aufschlag wurde dadurch gedämpft.

1.9.2 Wrack



Bild 2: Wrack und Flugrichtung

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

Der Rumpf wies einen breiten Riss auf der Höhe der hinteren Sitze und einen zweiten Riss an der Seitenflosse auf. Die untere Seite beider Flügel war aufgerissen und die Wölbklappen waren abgerissen. Das Fahrwerk wurde beim Aufprall abgerissen. Alle drei Propellerblätter waren abgebrochen und die Art der Brüche der aus Kohlefaser bestehenden Blätter lässt den Schluss zu, dass der Motor im Zeitpunkt des Unfalls Leistung abgab.

Die Dreipunkt-Sicherheitsgurten wurden sowohl vom Piloten als auch vom Passagier getragen. Sie hielten der Beanspruchung stand.

Nach dem Aufprall hatte der Pilot laut eigenen Aussagen verschiedene Schalter und Hebel verstellt. Es konnte deshalb nicht mehr mit Sicherheit festgestellt werden, in welcher Stellung diese sich unmittelbar vor dem Aufprall befunden hatten.

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

1.10 Technische Untersuchungen

Die Dokumente, welche der Untersuchungsbehörde zur Verfügung standen, waren nicht vollständig. Die technischen Abklärungen konnten deshalb nur teilweise durchgeführt werden.

1.10.1 Kontrolle der Dokumente

Die Kontrolle der technischen Dokumente ergab, dass das Triebwerk Rotax 914 F3 S/N 4.420.772, welches gemäss FAR 33 zertifiziert ist, ab neu auf die F-PEPU montiert worden war. Dieses Triebwerk wurde von der DGAC als 914 UL in den Dokumenten eingetragen. Beim Rotax 914 UL handelt es sich um einen nicht zertifizierten Motor, welcher nur auf Flugzeugen der Kategorie Experimental (resp. der entsprechenden franz. Kategorie) installiert werden darf. Im Nachhinein stellte es sich heraus, dass es sich beim auf der F-PEPU installierten Motor um die Variante Rotax 914 F3, d.h. um ein zertifiziertes Triebwerk handelte (siehe 1.10.2).

1.10.2 Kontrolle des Triebwerks

Bei der Untersuchung des Triebwerks nach dem Unfall wurden keine Hinweise auf bestehende Mängel festgestellt. Alle Triebwerksteueranschlüsse waren korrekt an den Vergaser und an die anderen Systeme angeschlossen. Im magnetischen Metalldetektor *magnetic plug* wurden keine Verunreinigungen gefunden. Der Abgas-Turbolader und die Abblaseklappe (*wastegate flap*) funktionierten normal. Das Zündsystem und alle Kerzen wurden geprüft und als funktionstüchtig befunden. Im Luftfilter wurden keine Fremdkörper vorgefunden. Der Treibstoff-Hauptfilter war sauber und ohne Rückstände.

Da der Pilot kurz vor dem Unfall gemeldet hatte, dass ein Problem mit dem Triebwerk bestehe, wurde dieses ausgebaut, untersucht und getestet. Im entsprechenden Untersuchungsbericht steht unter anderem folgendes:

„Es konnte anhand der durchgeführten Untersuchungen und den Motorprüfläufen keine Ursache für einen eventuellen Leistungsverlust des Motors festgestellt werden. Der Motor brachte bei allen Prüfstandsläufen die volle Leistung und erreichte alle Sollvorgaben des Motorenherstellers.

Weiter wurden die beiden elektrischen Kraftstoffpumpen auf korrekte Funktion und ausreichende Pumpleistung (jeweils einzeln und in Kombination) überprüft und auch hier konnte keine Fehlfunktion festgestellt werden.

Anmerkung!

Der Motor wurde in unserem Hause mit MOGAS 95 Oktan auf dem Motorprüfstand betrieben. Eine Einschränkung bzw. Minderung der Motorleistung durch den Betrieb mit AVGAS 100 LL ist uns bis heute nicht bekannt.

Weiter wurde festgestellt, dass im Motorlogbuch dieser Motor mit S/N 4.420.772 als 914 UL (nicht zertifiziert) eingetragen wurde. Tatsächlich handelt es sich jedoch bei diesem Motor um einen zertifizierten Flugmotor der Type ROTAX 914 F3!“

1.10.3 Kontrolle des Propeller-Reglers

Der Propeller-Regler wies äusserlich keine Beschädigungen auf. Sowohl Reglerantrieb als auch Regler-Einstellhebel waren leichtgängig.

Der Regler-Einstellhebel wurde um einen Zahn versetzt (Bild 3) installiert vorgefunden. Es konnte nicht ermittelt werden, ob die Montage ab neu so war oder bei welcher Gelegenheit der Reglerhebel demontiert und falsch montiert wurde.

Der Prüfstandlauf zeigte einen erheblichen Unterschied zwischen der in der Spezifikation vom Hersteller festgelegten Soll-Einstellung der maximalen Drehzahl und der Ist-Einstellung.



Bild 3: Reglerhebel und Verstellspindel

Prüfung des Reglers	Soll	Eingang
Vordruck	3,44 ± 0,3 bar	3,44 bar
Prüflauf Öltemperatur	60°C ± 5°C	60°C
Öldruck 2400 RPM, 3.5 bar Vordruck	22 - 23,5 bar	22,5 bar
Reglerdrehzahl max. RPM	3148 ± 10 RPM	3033 RPM
Hysterese max	30 RPM	25 RPM
Gesamthebelweg	90° ± 5°	76°
Reglerdrehzahl minimal	2175 RPM	2175 RPM
Hebelweg zw. 3148 und 2350 RPM	65 ± 10°	59°
Pumpenleistung bei 2400 RPM	Min 6,5 l/min	9,1 l/min
Innere Leckage bei 2400 RPM	0,475 l/min	0,42 l/min
Hebelstellung bei max. Drehzahl	315 ± 5°	315°

Eine Reglerdrehzahl von 3148 RPM entspricht einer Motordrehzahl von 5830 RPM.

Eine Reglerdrehzahl von 3033 RPM entspricht einer Motordrehzahl von 5616 RPM.

Die Hebelstellung und alle anderen Einstellpunkte entsprachen bei der maximalen Drehzahl der Spezifikation vom Hersteller des Reglers. Das Regelverhalten des Propellerreglers auf dem Prüfstand war einwandfrei.

1.11 Startverfahren

Das korrekte Startverfahren des MCR-4S wird nach den Angaben des Konstrukteurs wie folgt beschrieben:

„Sur le MCR 4S, et compte tenu de l'efficacité importante des volets, il convient de rentrer ceux-ci à une vitesse proche de la V_{mo} (165/170 km/h) comme le stipule le manuel de vol. Dans la mesure où l'on rentre les volets à une vitesse plus faible (et particulièrement en dessous de 140 km/h), l'incidence de l'aéronef va augmenter rapidement, et celui-ci s'enfonce. L'incidence va se rapprocher de l'incidence de décrochage, et l'aéronef passera au second régime si le pilote ne rend pas la main. Ors, en raison de la configuration spécifique des volets en position décollage, il n'est pas possible d'avoir une incidence élevée avec les volets en position décollage, tout au plus 11°, qui correspond au touché de la quille et des roues principales. En effet, ces volets sur les ¾ de l'envergure augmentent d'une manière significative le C_x max de l'appareil (de 1.5 à 2.1) mais avec un fort C_{zo} (portance à incidence nulle) et diminuent l'incidence de décrochage.“

Übersetzung: Da bei der MCR 4S die Wölbklappen besonders wirksam sind, sollte man diese, wie im Flughandbuch festgelegt, bei einer Geschwindigkeit nah der V_{mo} (165/170 km/h) einfahren. Wenn man die Wölbklappen früher einfährt (vor allem unter 140 km/h) nimmt der Anstellwinkel des Flugzeuges rasch zu und es geht in einen Sackflug über. Der Anstellwinkel nähert sich dem Abkippwinkel und wenn der Pilot nicht mit dem Knüppel nachgibt, gerät das Flugzeug auf die Rückseite der Leistungskurve. Mit den Wölbklappen in Startstellung ist es nicht möglich, einen hohen Anstellwinkel zu erreichen, insbesondere nicht über 11 Grad, was der gleichzeitigen Bodenberührung des Hauptfahrwerkes und des Spornes entspricht. Die Wölbklappen über ¾ der Flügelspannweite erhöhen den C_x max der Maschine (von 1.5 auf 2.1) bei einem grossen C_{zo} (Auftrieb bei Anstellwinkel Null) und verkleinern den kritischen Anstellwinkel.

Im Flughandbuch Kap. 5.4.7 der MCR-4S wird die Starttechnik so beschrieben:

- Vitesse de décollage.....	100 km/h
- Vitesse de montée initiale Vx.....	140 km/h
- Après franchissement des obstacles Vy	170 km/h
- Régime (régulation hélice).....	5 500 tr/mn
- Pompe électrique à 300 ft/sol.....	coupée
- Instruments moteur.....	vérifiés
- Panneau d'alarme.....	éteint
- Volets	rentrés

Im *Checking Programme* Kap. 3.8 der MCR-4S werden die Abkippgeschwindigkeiten wie folgt angegeben:

Abkippgeschwindigkeiten bei maximaler Masse MTOM \pm 2 km/h:

Wölbklappenstellung 0°:	Vi 112 km/h (61 kt)
Wölbklappenstellung 17°:	Vi 94 km/h (51 kt)
Wölbklappenstellung 30°:	Vi 87 km/h (47 kt)

Das Flugzeug war mit einem *electronic flight information system* (EFIS) Dynon Avionics FlightDEK-D180 ausgerüstet. Die registrierten Daten des betreffenden Startes konnten ausgelesen und ausgewertet werden.

GPS zulu time	EMS rpm	EFIS pitch	EFIS roll	GPS2 ground track	EFIS heading	EFIS turn rate	GPS2 ground speed kt	EFIS air-speed kt	EFIS altitude ft	EFIS vert speed ft/min
12:12:58	5693	-0.75	0.250	350.25	20.125	13.000	12.5000	0.00	5616	46
12:13:08	5660	-0.50	-0.250	28.000	25.625	0.875	37.6250	36.00	5615	-50
12:13:18	5675	1.25	3.125	28.750	28.375	0.250	53.8750	52.75	5616	-65
12:13:28	5664	2.25	4.500	24.250	27.500	-1.000	62.5000	59.00	5613	153
12:13:38	5636	3.75	4.500	29.750	30.250	-1.125	59.0000	57.25	5641	96
12:13:48	5623	4.50	9.750	30.625	36.375	3.000	56.3125	56.50	5646	-85
12:13:58	5467	13.50	8.000	16.000	11.625	-0.125	53.3125	49.75	5637	-72
12:14:08	5265	9.75	1.375	32.625	19.875	1.125	50.8750	46.00	5636	-162
12:14:13	1933	27.00	-2.625	27.125	17.125	18.000	51.0000	40.00	5629	-42
12:14:14	1933	-16.75	-52.125	27.125	276.75 0	35.375	49.1875	0.00	5612	-516

Die Referenz-Pistenhöhe über Meer beträgt 5601 ft (1707 m) am Anfang der Piste 03 und 5575 ft (1699 m) am Ende derselben. Die maximale Höhe wurde somit um 12:13:48 UTC erreicht und betrug schätzungsweise zwischen 50 ft (15 m) und 65 ft (20 m) über Grund (siehe Anlage 1).

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Motor

Nach der letzten 100-Std-Kontrolle waren lediglich 15 Stunden und 4 Minuten geflogen worden.

Die Untersuchung des Motors auf dem Prüfstand sowie die Funktionskontrolle beider elektrischen Kraftstoffpumpen ergaben keine Hinweise auf mögliche Fehlfunktionen.

Die Aufzeichnungen des EFIS Geräts zeigen, dass bis zur Erhöhung des Lagewinkels, d.h. 12:13:58 UTC, die Motordrehzahl nicht abnahm. Danach hat der Pilot wahrscheinlich im Hinblick auf die Notlandung die Leistung reduziert.

2.1.2 Propeller-Regler

Die Untersuchung des Propeller-Reglers ergab, dass die vom Motorenhersteller definierte maximale Drehzahl von 5800 RPM nicht erreicht werden konnte. Auf dem Prüfstand konnten nur 3033 RPM des Propellerreglers erreicht werden, welche ca. 5616 RPM des Motors entsprechen. Diese Tatsache hat eine Verminderung der maximalen Leistung des Motors zur Folge.

Die letzten 55 Starts vor dem Unfallflug wurden von drei verschiedenen Piloten durchgeführt, 24 davon vom verunfallten Piloten. Die Analyse dieser 55 Starts hat ergeben, dass die durchschnittliche Drehzahl am Start ca. 5665 RPM betrug. Keiner der drei Piloten hat in dieser Zeit die verminderte Leistung je gemeldet oder notiert. Es ist anzunehmen, dass die drei Piloten an diese Motorleistung gewöhnt waren.

Die verminderte Leistung hat sich bei der Beschleunigung während des Startes vom Gebirgsflugplatz Samedan zweifellos ausgewirkt.

2.1.3 Rettungssystem

Pyrotechnische Rettungssysteme können für die Insassen eines Flugzeuges nach einem Unfall zum Verhängnis werden.

Der Umstand, dass ein Rettungssystem nach einem Unfall durch Manipulationen am Wrack bzw. durch die Bergung von Insassen ausgelöst werden und einen Brand bzw. eine Explosion verursachen kann, stellt ein nicht akzeptables Risiko dar.

Es stellt auch keine befriedigende Lösung dar, auf Spezialisten aus dem Herstellerland des Rettungssystems warten zu müssen, bis man sich einem verunfallten Flugzeug nähern darf.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Während seiner Ausbildung war der Pilot im Jahre 2005 zweimal am Doppelsteuer mit seinem Fluglehrer in Samedan gelandet und gestartet. Der Start am Unfalltag war somit für den Piloten der erste Start in Samedan ohne Fluglehrer. Die zwei Starts von Samedan hatte der Pilot während seiner Grundschulung durchgeführt, als er sich als Schüler auf die Führung des Flugzeuges konzentrieren musste.

Aus den EFIS-Daten (Kap. 1.11) geht hervor, dass der Anstellwinkel (*pitch*) des Flugzeuges von 4.50 Grad auf 13.50 Grad anstieg, als die maximale Höhe von ca. 65 ft (ca. 20 m) über der Piste 03 erreicht wurde. Dies kann mit dem vom Pi-

loten gemeldeten Moment des Einfahrens der Flaps übereinstimmen. Das heisst, dass die Wölbklappen höchstwahrscheinlich zwischen 12:13:38 UTC und 12:13:58 UTC eingefahren wurden. Gemäss EFIS-Daten betrug die angezeigte Geschwindigkeit um 12:13:48 UTC 57 kt (105 km/h).

Die aus dem EFIS ausgelesenen Daten betreffend Höhen und Anstellwinkel stimmen mit den Aussagen der Augenzeugen überein.

Der Konstrukteur erklärt (Kap. 1.11), dass eine so niedrige Geschwindigkeit für das Einfahren der Wölbklappen ungenügend sei und das Flugzeug in einen Sackflug übergehe. Dabei kann die Geschwindigkeit ohne nachzudrücken nicht mehr zunehmen. Wenn man jedoch nachdrückt, verliert man wieder an Höhe.

An diesem Tag betrug die Dichtehöhe in Samedan 7500 ft. Bei dieser Dichtehöhe sind die Folgen eines zu frühen Einfahrens der Wölbklappen noch viel ausgeprägter.

Zum Vergleich wurden die früheren Flüge analysiert, welche der Pilot in den vorangegangenen Tagen durchgeführt hatte. Die Motorendaten sehen ganz ähnlich aus, die angezeigten Geschwindigkeiten bei den Starts sind hingegen eindeutig höher. Bei höheren Geschwindigkeiten ist die Pitch-Variation beim Einfahren der Wölbklappen weniger eindeutig und der genaue Moment des Einfahrens konnte deswegen nicht erkannt werden.

Die Starttechnik, welche vom Piloten angewendet wurde, entspricht nicht derjenigen, welche im Flughandbuch beschrieben ist. Die Wölbklappen wurden bei ungenügender Geschwindigkeit eingefahren. Der Pilot hat die verminderte Beschleunigung offenbar nicht wahrgenommen (siehe Kap. 1.3 Protokoll vom Pilot) und deshalb die Wölbklappen zu früh eingefahren.

Laut Aussagen von Segelfliegern, welche mit den lokalen Wetterbedingungen vertraut sind, herrscht bei solchen Wetterlagen im letzten Teil der Piste 03 ein schwacher Abwind.

Das Einfahren der Wölbklappen bei ungenügender Geschwindigkeit erfolgte zum Zeitpunkt, als das Flugzeug in die Abwindzone einflog. Bei einer solch kritischen Fluglage und bei den herrschenden Windverhältnissen konnte das Flugzeug nicht mehr weiter steigen.

Nach den meteorologischen Angaben variierte der Wind von 8-16 kt aus 360° auf Pistenschwelle 03 bis auf 8-16 kt aus 320° auf Pistenende 03. Dies heisst, dass die Gegenwindkomponente während des Fliegens über der Piste von ca. 7-14 kt auf ca. 2,5-5 kt abnahm.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR bei Tag zugelassen.
- Die F-PEPU verfügte über ein spezielles Lufttüchtigkeitszeugnis für Bausatzflugzeuge der Klasse 2, ausgestellt am 21. Oktober 2008 durch die DGAC.
- Beim Start enthielten die Treibstofftanks noch ca. 80 l Brennstoff.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung von Zelle und Motor ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten beeinflussen können.
- Es wurde festgestellt, dass der Reglerhebel auf der Verstellspindel um einen Zahn verstellt eingesetzt war.
- Die vom Hersteller des Reglers definierte maximale Drehzahl konnte beim Prüfstandlauf nicht erreicht werden.
- Es war kein Notsender (ELBA) eingebaut.
- Die letzte 100-Stundenkontrolle wurde am 1. August 2009 vom Halter des Flugzeuges durchgeführt.
- Das Flugzeug war mit einem pyrotechnischen Rettungssystem (BRS) ausgerüstet.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Start am Unfalltag war für den Piloten der erste Start in Samedan ohne Fluglehrer.
- Die maximale erreichte und aufgezeichnete Geschwindigkeit beim Start betrug 59 kt, entsprechend 109 km/h.
- Die im Flughandbuch des Herstellers beschriebene Starttechnik wurde vom Piloten nicht eingehalten.
- Während der Startphase wurden die Wölbklappen bei einer zu tiefen Geschwindigkeit eingefahren.

3.1.3 Rahmenbedingungen

- In Samedan beträgt die Bezugshöhe 5601 ft AMSL (1707 m/M) am Anfang der Piste 03 und 5575 ft (1699 m) am Ende derselben.
- Am Unfalltag herrschte eine Temperatur von 23 °C (ISA-Temperatur 3,8 °C), d.h. die Dichtehöhe betrug 7500 ft.
- Im ATIS von Samedan wurden die aktuellen Wetterinformationen inklusive Dichtehöhe ausgestrahlt.
- Die Gegenwindkomponente nahm entlang der Piste 03 ab.
- Im Wrack wurden keine Angaben betreffend Deaktivierung des BRS gefunden. Das Wrack konnte erst am nächsten Morgen geborgen werden.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Boden infolge einer unzureichenden Starttechnik zurückzuführen.

Möglicherweise zum Unfall beigetragen hat die verminderte Flugzeugleistung.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Im Rahmen dieser Untersuchung wurde keine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen. Dieser Unfall hat zusammen mit anderen Unfällen zu einer vertieften Abklärung der Gefahren geführt, welche von während des Unfallgeschehens nicht ausgelösten ballistischen Rettungssystemen ausgehen. Die Resultate dieser Untersuchungen, verbunden mit entsprechenden Sicherheitsempfehlungen, wurden in einem zusätzlichen Bericht veröffentlicht.

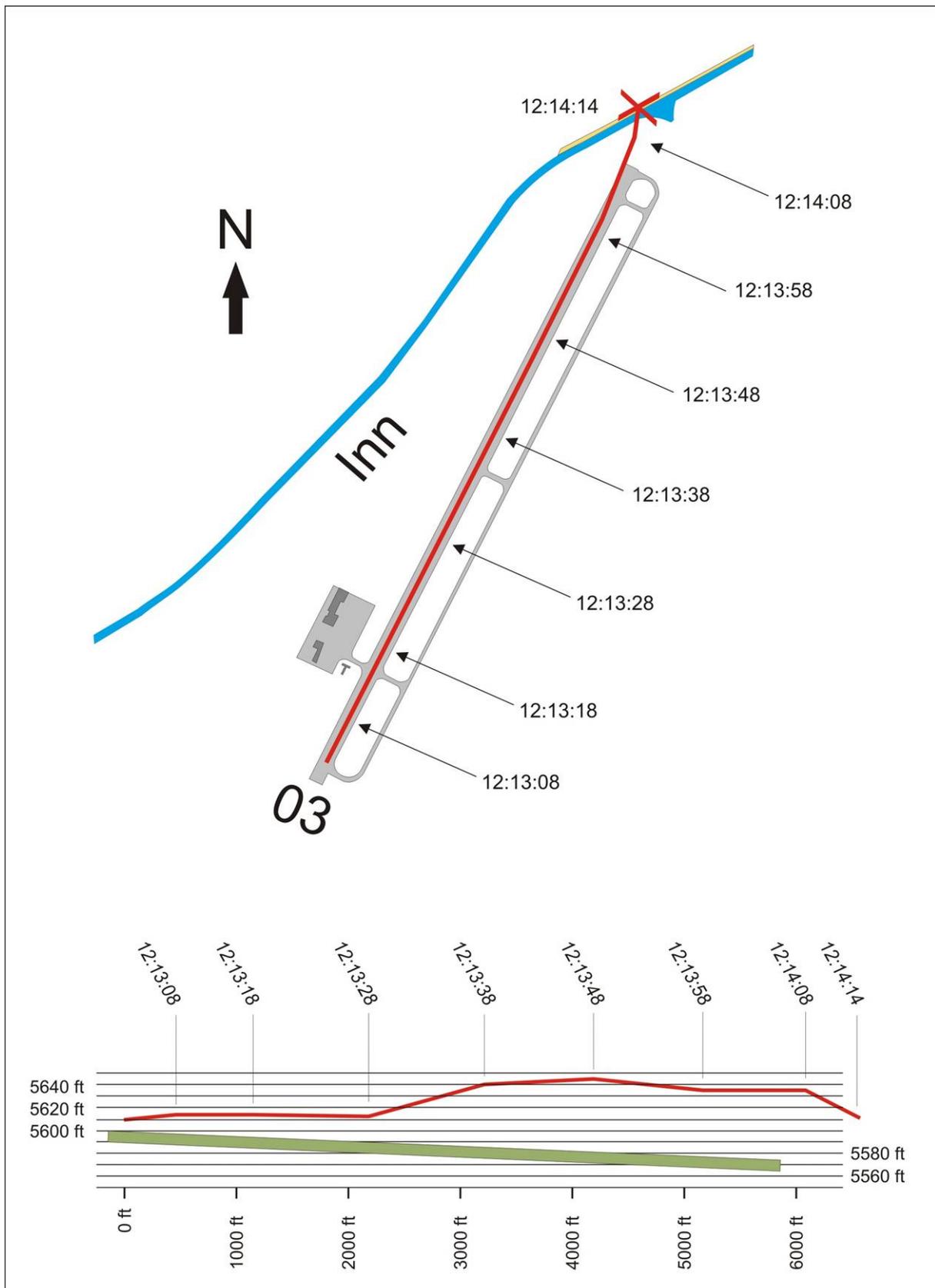
Payerne, 19. Dezember 2012

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

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

Bern, 12. April 2013

Anlage 1: Flugverlauf aufgrund der EFIS-Daten (die Zeiten sind in UTC)



 Piste 03-21  Flugweg  Endlage des Wracks