



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

Schlussbericht Nr. 2369 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Pipistrel Alpha Electro 167, HB-SAA,

vom 3. Januar 2019

Corpataux-Magnedens,
Gemeinde Gibloux (FR)

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Gemäss

Artikel 3.1 der 12. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 5. November 2020, zum Übereinkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944, in Kraft getreten für die Schweiz am 4. April 1947, Stand am 18. Juni 2019 (SR 0.748.0);

Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt vom 21. Dezember 1948, Stand am 1. Januar 2020 (LFG, SR 748.0);

Artikel 1, Ziffer 1 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, in Kraft getreten für die Schweiz am 1. Februar 2012 gemäss einem Beschluss des gemischten Ausschusses der Schweizerischen Eidgenossenschaft und der Europäischen Union (EU) und gestützt auf das Abkommen vom 21. Juni 1999 zwischen der Schweiz und der EU über den Luftverkehr (Luftverkehrsabkommen);

sowie Artikel 2 Absatz 1 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchungen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. Februar 2015 (VSZV, SR 742.161);

ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Es ist ausdrücklich nicht Zweck der Sicherheitsuntersuchung und dieses Berichts, Schuld oder Haftung festzustellen.

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

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des 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 Zeit (MEZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 1 h.

Zusammenfassung

Luftfahrzeugmuster Pipistrel Alpha Electro 167 HB-SAA

Halter AlpineAirPlanes GmbH, route de l'Aérodrome 19, 1730 Ecuwillens

Eigentümer AlpineAirPlanes GmbH, route de l'Aérodrome 19, 1730 Ecuwillens

Pilot Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1983
Ausweis Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (*Commercial Pilot Licence Aeroplane* – CPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Union Aviation Safety Agency* – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), mit Berechtigung als Fluglehrer auf Flugzeugen (*Flight Instructor* – FI(A))

Flugstunden	insgesamt	834:43 h	während der letzten 90 Tage	29:04 h
	auf dem Unfallmuster	3:50 h	während der letzten 90 Tage	3:50 h

Ort Corpataux-Magnedens, Gemeinde Gubloux (FR)

Koordinaten	177 391 / 574 562 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 46° 44' 50" / E 007° 06' 21" (WGS ¹ 84)	Höhe	668 m/M
--------------------	---	-------------	---------

Datum und Zeit 3. Januar 2019, 14:53 Uhr

Betriebsart Privat

Flugregeln Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules* – VFR)

Startort Flugplatz Ecuwillens (LSGE)

Zielort Flugplatz Ecuwillens (LSGE)

Flugphase Start und Steigflug

Unfallart Motorausfall mit nachfolgender Notlandung im Gelände

Personenschaden

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

Schaden am Luftfahrzeug Schwer beschädigt

Drittschaden Geringer Flurschaden

¹ WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem: Der Standard WGS 84 wurde durch Beschluss der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) im Jahr 1989 für die Luftfahrt übernommen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Die Beschreibung der Vorgeschichte und des Flugverlaufes basieren auf den Angaben des Piloten, den Aufzeichnungen seines Navigationsgerätes, den Auswertungen des Flugdatenrekorders sowie den Angaben des Fluglehrers und eines weiteren Piloten.

Mit diesem Schlussbericht werden vier Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen (vgl. Kapitel 4).

1.1.2 Vorgeschichte

Bei der Pipistrel Alpha Electro 167, eingetragen als HB-SAA, handelte es sich um einen einmotorigen, elektrisch angetriebenen Schulterdecker. Das Flugzeug wurde auf Basis einer Fluggenehmigung (*Permit to Fly – PtF*), die das BAZL ausgestellt hatte, und unter Bedingungen für die Nutzung des Flugzeuges (*Flight Conditions – FC*), welche die EASA definiert hatte, betrieben.

In der Fluggenehmigung des BAZL war ausserdem festgehalten, welche Piloten und Fluglehrer für den Betrieb der Electro 167 befugt waren. Die Electro 167 diente der EASA zur Unterstützung bei der Zulassung des Musters Pipistrel Velis Electro SW128.

Piloten mit Klassenberechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge mussten für das Fliegen der Alpha Electro 167 ein Differenztraining (*difference training*)² absolvieren. Der Ablauf dieser Schulung, wie er in einem der EASA bekannten Dokument beschrieben war, beinhaltete einen theoretischen Teil und fünf Trainingsflüge.

Der Pilot beendete am 31. Dezember 2018 nach einer Flugzeit von 3:47 h und 24 Landungen sein *difference training*. Um später zusätzlich als Fluglehrer auf dem Muster tätig sein zu können, waren gemäss Bedingungen des BAZL insgesamt 10 Flugstunden notwendig.

Die HB-SAA wurde nach dem letzten Trainingsflug des Piloten im unbeheizten Hangar auf dem Flugplatz Ecuwillens (LSGE) abgestellt. In diesem Hangar befand sich das Ladesystem für die beiden Hauptbatterien des Flugzeuges. Die Batterien wurden nach dem Flug am Ladesystem angeschlossen. Bis zum Unfallflug wurde die HB-SAA nicht mehr eingesetzt.

Am Vormittag des 3. Januar 2019 führte der Pilot in Funktion eines Fluglehrers einen Schulungsflug mit einer Cessna C172 in Ecuwillens durch.

1.1.3 Flugverlauf

Am frühen Nachmittag des 3. Januar 2019 wollte der Pilot mit der HB-SAA seinen ersten Flug nach dem *difference training* durchführen. Das Flugzeug war bereits am Morgen vom Fluglehrer, der mit ihm die Ausbildung durchgeführt hatte, aus dem Hangar geschoben worden.

² Um die Berechtigungen auf eine andere Variante eines Flugzeuges innerhalb derselben Klassen- oder Musterberechtigung auszuweiten, muss der Pilot ein sogenanntes *difference training* durchführen

Der Pilot führte die Vorflugkontrolle (*preflight inspection*) durch und stellte dabei fest, dass der Ladezustand (*State of Charge – SOC*) beider Batterien bei 83 % und ihr technischer Zustand (*State of Health – SOH*) bei 90 % lag. Die Batterietemperaturen betragen 0 °C³. Nachdem der Pilot in das Flugzeug eingestiegen war und die Checkliste vor dem Motorenstart (*before starting engine checklist*) durchgeführt hatte, erhöhte er die Motorleistung und rollte mit der HB-SAA zum Haltepunkt der Piste 09. Zu diesem Zeitpunkt betragen der SOH beider Batterien 100 % und die Batterietemperaturen 2 °C. Der Pilot setzte die Landeklappen auf die Position 15 ° und führte die Checkliste vor dem Start (*before take off checklist*) durch. Anschliessend rollte er um 14:50 Uhr das Flugzeug auf die Piste 09 und bewegte den Leistungshebel bis zum Anschlag nach vorne in die Stellung maximaler Leistung. Er sah, dass auf dem Anzeigeinstrument der Antriebseinheit (*Engine Parameters and Systems Indications – EPSI*) eine Motorleistung von 75 kW angezeigt wurde. Die Beschleunigung des Flugzeuges beim Startlauf war normal.

Der anfängliche Steigflug erfolgte mit einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von 60 kt. Etwa zwanzig Sekunden nach dem Abheben und nach dem Überfliegen des Pistenendes erkannte der Pilot, dass auf dem EPSI plötzlich sowohl die Anzeige der Drehzahl (*Revolution per Minute – RPM*) als auch der Motorleistung (*Power – PWR*) rot dargestellt wurden. Gemäss dem normalen Verfahren reduzierte er die Leistung, worauf die beiden Parameter wieder grün angezeigt wurden. Wenige Sekunden später auf einer Flughöhe von 2700 ft AMSL⁴, rund 450 ft über Grund, stellte der Pilot einen unvermittelten Verlust der Motorleistung auf rund 10 kW fest. Zusätzlich erschienen die roten Warnmeldungen "ERROR" und "DRIVE OVER-TEMP" auf dem EPSI. Die Temperatur des Leistungsreglers (*power controller*) wurde zu diesem Zeitpunkt mit 68 °C angezeigt.

Im Wissen um die automatische Leistungsreduzierung (*power derating*), die bei einer Überhitzung des *power controller* die verfügbare Motorleistung vermindert (vgl. Kapitel 1.3.8), ging der Pilot in einen leichten Sinkflug über und beschleunigte das Flugzeug, um eine bessere Kühlung der Antriebseinheit zu erzielen. Er bewegte ausserdem den Leistungshebel in die Leerlaufstellung und anschliessend in eine Position, die einer Motorleistung von etwa 40 kW entsprach. Mit einigen Sekunden Verzögerung nahm die Motorleistung sprunghaft zu, fiel aber nach wenigen Sekunden wieder auf unter 10 kW ab. Das Flugzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt auf einer Flughöhe von 2550 ft AMSL in rund 300 ft über Grund. In der Hoffnung, den *power controller* zurücksetzen und die Leistungskontrolle wiedererlangen zu können, bewegte der Pilot den Leistungshebel mehrmals zwischen der Leerlaufstellung und der Position für einen Steigflug hin und her, allerdings erfolglos.

Weil mit der verbliebenen Motorleistung ein Horizontal- resp. Steigflug nicht möglich war, entschloss sich der Pilot zu einer Notlandung auf einer rund 210 m langen Wiese in der Nähe des Sportplatzes des Dorfes Corpataux-Magnedens (FR), der 2 km östlich der Pistenschwelle 27 des Flugplatzes Ecuwillens liegt. Er plante, in nordöstlicher Richtung zu landen, da der Wind aus Nordosten blies. Nachdem er aus dem Gegen- und kurzen Queranflug nach links in den Endanflug eingedreht hatte, erkannte er, dass er für eine Landung deutlich zu hoch war. Er entschied

³ Gemäss Piloten-Handbuch (*Pilot's Operating Handbook – POH*) beträgt die minimal zulässige Betriebstemperatur der Batterien 5 °C (vgl. Kapitel 1.3.3).

⁴ AMSL: *Above Mean Sea Level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

sich deshalb, in umgekehrter, südwestlicher Richtung auf der Wiese zu landen und flog dazu am Ende der Wiese eine weitere Umkehrkurve nach links in geringer Höhe über Grund (vgl. Abbildung 1).

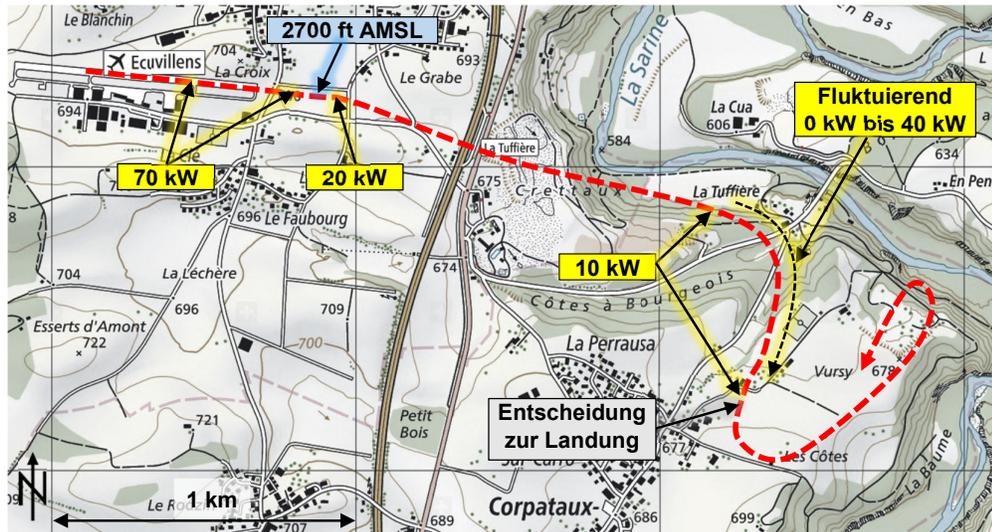


Abbildung 1: Flugweg und -höhe der HB-SAA gemäss Angaben des Piloten sowie verbleibende Antriebsleistung gemäss Auswertung des Datenrekorders. Quelle der Basiskarte: Bundesamt für Landestopografie.

Das Flugzeug setzte nach einer Flugzeit von knapp 3 Minuten mit Rückenwind und mit dem Bugfahrwerk zuerst hart auf der Wiese auf. Die Landeklappen befanden sich dabei noch in der Startposition. Beim Aufprall knickte das Bugfahrwerk ein. Gemäss seinen Angaben löste der Pilot unmittelbar vor oder beim Aufprall das Gesamttrettungssystem (*Ballistic Parachute Recovery System – BPRS*) aus, um die Landestrecke zu verkürzen. Das BPRS aktivierte sich wie vorgesehen, doch die Fallschirmkappe öffnete sich nicht mehr vollständig. In der Folge überschlug sich das Flugzeug über die Nase, blieb auf dem Rücken liegen und wurde dabei schwer beschädigt (vgl. Abbildung 2). Die beiden Batteriefächer im Rumpf mit den Hauptbatterien und deren Befestigung an der Zelle hielten dem Aufprall stand. Hingegen brach die Befestigung des linken Beckengurtes aus der Zelle aus (vgl. Kapitel 1.4.2). Es brach kein Feuer aus. Es entstand geringer Flurschaden und es traten keine Flüssigkeiten aus dem Wrack aus.

Der Pilot erlitt leichte Verletzungen und konnte das Wrack selbstständig verlassen. Bevor er die gesamte Stromversorgung an Bord der HB-SAA ausschaltete, meldete er den Unfall auf der Flugplatzfrequenz von Ecuwillens. Zwei Fluglehrer hörten dies, worauf sofort Hilfe organisiert wurde.

Beim Aufprall wurde der automatische Notsender (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) ausgelöst.

Der Ladezustand (SOC) der Batterien unmittelbar nach dem Unfall betrug 94 % resp. 95 % und ihr technischer Zustand (SOH) lag bei 92 % resp. 94 %. Die Batterietemperaturen betragen 9 °C resp. 8 °C.



Abbildung 2: Endlage des Flugzeuges (Landerichtung gelber Pfeil) mit ausgeworfenem, teilweise geöffnetem Rettungsfallschirm und ausgelöster Ausschussrakete (roter Kreis). Der Sportplatz von Corpataux-Magnedens (FR) ist im Hintergrund sichtbar.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Ein kräftiges Hoch mit Kern über den Britischen Inseln bestimmte das Wetter im westlichen Mittelland.

1.2.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Bei mässigem Wind aus Nordost herrschte sonniges Wetter.

Wetter	sonnig	
Wolken	wolkenlos	
Sicht	70 km	
Wind	040 Grad, 12 kt	
Temperatur und Taupunkt	0 °C / -8 °C	
Luftdruck (QNH)	1034 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ⁵ -Standardatmosphäre)	
Gefahren	keine	

1.2.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 213°	Höhe: 14°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

⁵ ICAO: *International Civil Aviation Organization*

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1	Allgemeines	
	Eintragungszeichen	HB-SAA
	Luftfahrzeugmuster	Pipistrel Alpha Electro 167
	Charakteristik	Zweisitziges Leichtflugzeug aus Verbundwerkstoffen, ausgeführt als Schulterdecker, mit einer elektrischen Antriebseinheit und Dreibein-Festfahrwerk sowie zwei seitlichen Zugangstüren
	Hersteller	Pipistrel D.O.O., Slowenien
	Baujahr	2017
	Zulassung	Fluggenehmigung (<i>permit to fly</i>), ausgestellt am 2. Juli 2018 durch das BAZL
	Triebwerk	Pipistrel PEM 60MVLC, wassergekühlte, elektrische Antriebseinheit mit 60 kW Startleistung und 50 kW Dauerleistung bei 2100 - 2500 RPM
	Propeller	Dreiblatt-Festpropeller aus Verbundwerkstoffen
	Hauptbatterien	2 Hauptbatterien mit einer ausfliegbaren Kapazität (<i>useful battery capacity</i>) von je 10 kWh, einer Nennspannung von 345.6 V DC ⁶ und einem Gewicht von je 58 kg. Die verfügbare elektrische Energie in den Hauptbatterien war ausreichend für den geplanten Flug.
	Gesamtrettungssystem	<i>Galaxy Rescue System (GRS)</i> , Tschechoslowakei
	Betriebsstunden	11:25 h TSN ⁷
	Höchstzulässige Masse	550 kg
	Masse und Schwerpunkt	Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der Grenzwerte gemäss Piloten-Handbuch (<i>Pilot's Operating Handbook – POH</i>)
	Beste Gleitzahl ⁸	15 : 1, gemäss POH
	Unterhalt	Die letzte Jahreskontrolle wurde am 10. September 2018 bei 4:10 h TSN ausgeführt.

⁶ DC: *Direct Current*, Gleichstrom

⁷ TSN: *Time Since New*, Betriebszeit seit Herstellung

⁸ Die Gleitzahl entspricht im Falle des antriebslosen Gleitflugs bei Windstille dem Verhältnis aus zurückgelegter Wegstrecke und Höhenverlust.

1.3.2 Elektrisches Antriebssystem

Das elektrische Antriebssystem der Pipistrel Alpha Electro 167, bestehend aus verschiedenen Komponenten und zwei Hauptbatterien, ist in Abbildung 3 dargestellt. Die Hauptbatterie 1 befindet sich im vorderen Batteriefach (*battery box front*) zwischen Motorspann und Cockpit, die Hauptbatterie 2 im hinteren Batteriefach (*battery box rear*) hinter den beiden Sitzen. Die Hauptbatterien sind über eine Anschlussbox (*junction box*) mit dem Leistungsregler (*power controller*) verbunden, der den Elektromotor (*motor*) antreibt. Motor und Leistungsregler werden von einem Flüssigkeitskühlsystem, bestehend aus einer elektrischen Umwälzpumpe (*pump*) und einem Flüssigkeitskühler (*liquid cooler*) gekühlt.

Der Pilot steuert die Motorleistung mit einem Leistungshebel (*power lever*), der ein elektronisches Signal an den Hauptrechner (*main computer*) sendet. Dieser steuert den *power controller* entsprechend.

Eine kleine 12 V DC Batterie (*Bat 12V*) dient der Inbetriebnahme des elektrischen Hauptsystems. Sie versorgt die Instrumente und die Avionik im Cockpit, auch wenn die Hauptbatterien entfernt oder vollständig entladen sind. Im Normalfall wird die 12 V DC Batterie von den Hauptbatterien geladen.

Eine externe Steckdose (*charge port*) ermöglicht das Aufladen der Hauptbatterien am Boden.

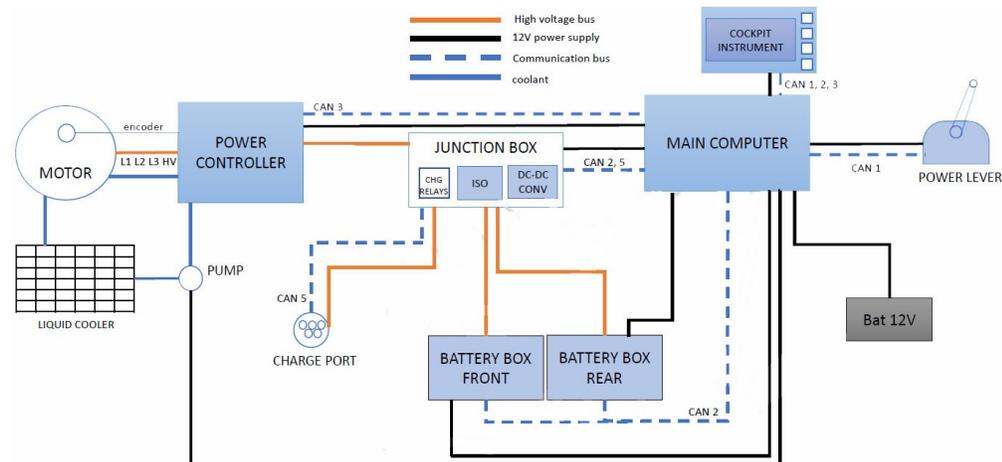


Abbildung 3: Schema des elektrischen Antriebssystems, Quelle: Pipistrel.

1.3.3 Hauptbatterien

Die zwei Hauptbatterien mit einer ausfliegbaren Kapazität (*useful battery capacity*) von je 10 kWh, einer Spannung zwischen 288 V DC und 398 V DC, einem maximalen Entladestrom von 95 A und einem Gewicht von je 58 kg, bestehen aus kleinen Lithium-Ionen-Zellen. Diese Baugruppen sind in einem entsprechenden Metallgehäuse untergebracht und werden durch vorbeiströmende Luft und bei Überschreitung eines Temperaturschwellwertes zusätzlich durch Ventilatoren gekühlt. Die Gehäuse sind stossfest und mit Halterungen sowie Steckverbindern ausgestattet, die sie mit dem Bordnetz verbinden. Die Hauptbatterien verfügen über je ein Batteriemanagementsystem (BMS) und eine Anzeige, auf der Ladezustand (SOC), technischer Zustand (SOH) und Batterietemperatur angezeigt werden. Die

Batterien sind parallelgeschaltet. Bei einem Defekt einer der Hauptbatterien versorgt die andere Hauptbatterie den elektrischen Antrieb. Die Leistung des Antriebes darf dann 35 kW nicht überschreiten.

Für die Hauptbatterien gelten gemäss POH die folgenden Grenzwerte:

- Maximale Betriebstemperatur: 55 °C;
- Minimale Betriebstemperatur: 5 °C⁹;
- Erlaubter Temperaturbereich für die Lagerung: 10 °C bis 40 °C;
- Minimale Ladetemperatur: 0 °C;
- Maximale Temperatur vor dem Start: 40 °C.

1.3.4 Leistungsregler

Der Leistungsregler (*power controller* oder *inverter*) wandelt die Gleichspannung der Batterien in eine dreiphasige, sinusförmige Wechselspannung, um den Stator im Motor anzutreiben. Der *power controller* wird durch das Kühlflüssigkeitssystem gekühlt (vgl. Kapitel 1.3.6). Eine automatische Leistungsreduzierung schützt den *power controller* bei Übertemperatur (vgl. Kapitel 1.3.8).

Für den *power controller* gelten gemäss POH die folgenden Werte:

- Nennleistung¹⁰: 60 kW;
- Maximale Betriebstemperatur: 65 °C;
- Maximale Umgebungstemperatur: 40 °C.

Gemäss einer detaillierten Komponentenbeschreibung des Flugzeugherstellers kann der installierte *power controller* bis zu 120 kW Dauerleistung liefern.

1.3.5 Motor

Der Synchronmotor hat einen Aussenläufer, auf dem Permanentmagnete montiert sind. Letztere werden durch das Drehfeld des Stators angetrieben. Der Propeller ist ebenfalls direkt am Aussenläufer befestigt. Der Stator, der sich im Innern des Aussenläufers befindet, wird mit einer dreiphasigen Wechselspannung vom Leistungsregler gespeist. Der Motor fungiert umgekehrt als Generator, wenn er vom Propeller angetrieben wird.

Der Motor wird ebenfalls durch das Kühlflüssigkeitssystem in Reihe mit dem Leistungsregler gekühlt.

Eine automatische Leistungsreduzierung schützt den Motor bei Übertemperatur.

Für den Motor gelten gemäss POH die folgenden Werte:

- Nennleistung: 75 kW;
- Maximale Startleistung: 60 kW;
- Maximale Dauerleistung: 50 kW;

⁹ Auch wenn im vorliegenden Fall die Batterietemperaturen bei Inbetriebnahme 0 °C betragen, wurde auf diesen Umstand in der Untersuchung nicht weiter eingegangen, da der Ausfall des Antriebssystems unabhängig von dieser Unterschreitung dieser Betriebstemperatur war.

¹⁰ Als Nennleistung wird die vom Hersteller angegebene Leistung eines Geräts bezeichnet, welches dieses aufnehmen oder generieren kann.

- Maximale Betriebstemperatur: 95 °C
- Maximale Umgebungstemperatur: 40 °C;
- Maximale Drehzahl: 2500 RPM;
- Drehzahl beim Startlauf (Richtwert): 2400 RPM;
- Drehzahl im Steigflug (typischer Wert): 2250 RPM.

1.3.6 Kühlsystem

Beim Betrieb erhitzen sich Motor und Leistungsregler. Um die Integrität der Komponenten zu gewährleisten, ist es notwendig, die Betriebstemperatur innerhalb des Motors und Leistungsreglers in einem bestimmten Bereich zu halten. Im Motorraum ist deshalb ein Kühlflüssigkeitssystem installiert. Es besteht aus einem Tank mit Ausgleichsbehälter, einem Kühler, der am Boden dem Luftstrom des Propellers und während des Fluges zusätzlich der Umgebungsluft ausgesetzt ist, und einer elektrischen Umwälzpumpe (vgl. Abbildung 3). Die Kühlflüssigkeit besteht aus einem Gemisch aus 50 % Frostschutzmittel und 50 % Wasser und passiert in Reihe Motor und Leistungsregler, die jeweils mit einem Wärmetauscher ausgestattet sind.

Die Umwälzpumpe läuft, sobald das elektrische Antriebssystem aktiviert ist. Die Versorgungsspannung und Stromstärke der Pumpe werden permanent im Datenrekorder (vgl. Kapitel 1.5) aufgezeichnet. Wenn die Spannung nicht korrekt ist oder das entsprechende Signal fehlt, wird vom EPSI eine Fehlermeldung "COOLANT SENSOR FAILURE" oder "PUMP AUX POWER" erzeugt (vgl. Kapitel 1.3.7).

Die Kühlmitteltemperaturen werden am Vor- und Rücklauf der Umwälzpumpe gemessen und diese Werte auf dem EPSI dargestellt (vgl. Kapitel 1.3.7).

Der Pilot muss die Kühlmittelmenge im Ausgleichsgefäss vor dem ersten Flug des Tages überprüfen. Da es keinen entsprechenden Zugangsdeckel gibt, muss der gesamte obere Teil der Motorhaube entfernt werden.

1.3.7 Anzeigeeinstrumente im Cockpit

Das Instrumentenbrett der HB-SAA, das die für einen Flug nach Sichtflugregeln erforderlichen Instrumente und Avionik enthält, ist in Abbildung 4 dargestellt. In zentraler Position befindet sich das EPSI.

Auf dem EPSI können mehrere Systemseiten angezeigt werden, die vom Piloten über eine Taste angewählt werden. Auf der Hauptseite, die standardmässig für den Flug angewählt ist (*flight page*), sind die wichtigsten Parameter des elektrischen Antriebssystems dargestellt, insbesondere die Temperatur des Motors, des Leistungsreglers und der Batterien (vgl. roter Ausschnitt in Abbildung 4). Werden bestimmte Grenzwerte überschritten, ändert sich die Farbgebung der Anzeigen und Werte resp. es erscheint eine Fehlermeldung (*error*). Das POH enthält eine Liste der möglichen Fehlermeldungen.

Bei einer Temperatur des Leistungsreglers von 60 bis 64 °C sind der entsprechende angezeigte Wert und Balken gelb eingefärbt, ab 65 °C werden diese rot. Bei Normaltemperatur erscheint der Balken grün.



Abbildung 4: Instrumentenbrett der HB-SAA mit EPSI (rot gestrichelt, Quelle: Pipistrel). Die Hauptseite des EPSI ist vergrößert symbolisch dargestellt (Werte korrelieren nicht).

Die Temperaturen der Kühlflüssigkeit an Vor- und Rücklauf der Umwälzpumpe werden auf der zusätzlich anwählbaren Systemseite (*system page*) dargestellt (vgl. Abbildung 5).



Abbildung 5: Systemseite mit verschiedenen Parametern der Antriebseinheit, unter anderem mit den Temperaturen der Kühlflüssigkeit (*coolant*, rot umrandet), Quelle: Pipistrel.

1.3.8 Automatische Leistungsreduzierung

Ein automatisches System schützt Motor und Leistungsregler vor zu hohen Temperaturen, aufgrund deren die elektrischen Komponenten beschädigt werden können.

Wenn die Innentemperatur des Leistungsreglers auf über 67 °C ansteigt, reduziert das System die Motorleistung, damit eine Temperatur von 70 °C in keinem Fall überschritten wird. Der Pilot kann diese automatische Leistungsreduzierung, die als *power derating* bezeichnet wird, nicht beeinflussen. Der Leistungshebel verbleibt dabei in seiner Position und bewegt sich nicht autonom auf den reduzierten Wert.

Die Leistungsreduzierung führt zu einer Verringerung der Innentemperatur des Leistungsreglers. Sobald die Temperatur wieder unter den Grenzwert von 67 °C abfällt, erhöht das System die Leistung auf den Wert, der durch die Position des Leistungshebels vorgegeben wird.

Die vom Hersteller bereitgestellte *E-Learning*-Dokumentation¹¹ enthält eine Beschreibung der automatischen Leistungsreduzierung. Im POH findet sich hingegen keine derartige Erläuterung der Funktionsweise dieses Systems. Betreffend eine zu hohe Temperatur von Motor und Leistungsregler ist im POH lediglich die damit verbundene, auf dem EPSI rot dargestellte Fehlermeldung "*DRIVE OVERTEMP*" aufgeführt:

„DRIVE OVERTEMPERATURE

This warning appears when maximum power controller or motor temperature is exceeded.

- Reduce power

- Monitor temperature

- Land as soon as practical if the problem persists“.

1.3.9 Gesamttrettungssystem

In der HB-SAA war hinter den Pilotensitzen ein Gesamttrettungssystem (BPRS) eingebaut, dessen Fallschirm mittels einer pyrotechnischen Rakete nach hinten oben aus der Rumpfoberseite ausgeschossen wird.

Das POH und die vom Hersteller bereitgestellte *E-Learning*-Dokumentation enthalten eine Beschreibung des BPRS sowie Empfehlungen zu dessen Gebrauch. Gemäss Informationen aus der *E-Learning*-Dokumentation wird die Aktivierung auch dann empfohlen, wenn bei einer Notlandung die Landerollstrecke verkürzt werden soll.

1.4 Weitergehende Untersuchungen

1.4.1 Umwälzpumpe des Kühlsystems

Bei der Untersuchung des Kühlsystems stellte sich heraus, dass die elektrische Umwälzpumpe trotz anliegender Versorgungsspannung von 12 V DC nur intermittierend arbeitete. Ein geringes Bewegen des roten Zuleitungskabels im Vierstift-Steckverbinder reichte aus, um die Pumpe zu stoppen oder neu zu starten. Dieses

¹¹ Unter E-Learning oder Electronic Learning (wörtlich: „elektronisches Lernen“) werden Formen von Lernen verstanden, bei denen elektronische oder digitale Medien für die Präsentation und Distribution von Lernmaterialien und/oder zur Unterstützung zwischenmenschlicher Kommunikation zum Einsatz kommen.

Kabel war unmittelbar am Stecker abgewinkelt und stand mechanisch unter einer leichten Zugspannung (vgl. Abbildung 6).

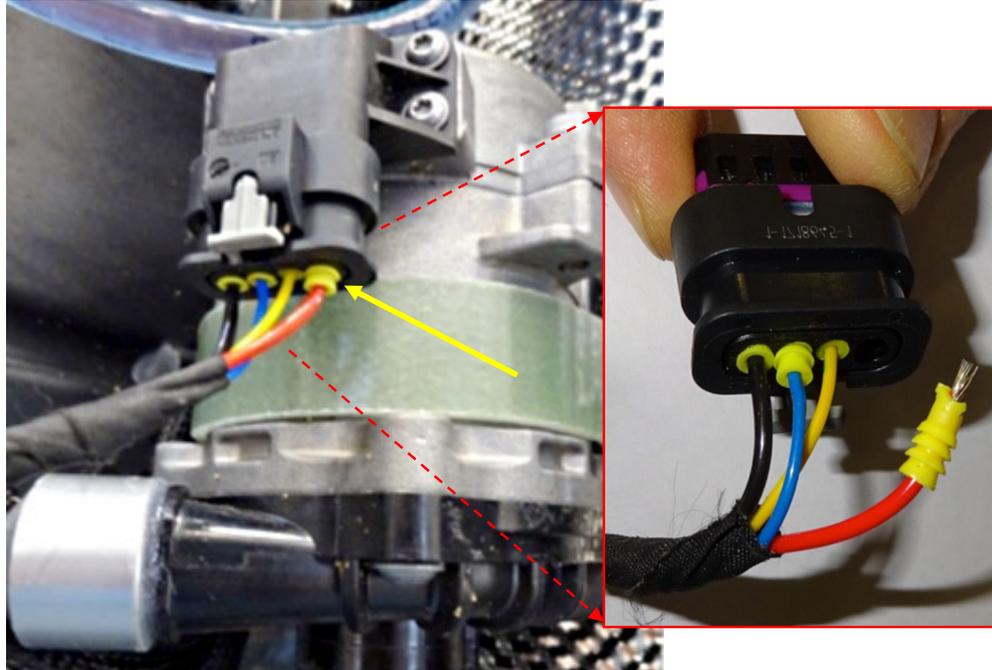


Abbildung 6: Kabel, Steckverbinder und Umwälzpumpe am Motorspant der HB-SAA (links) mit nicht einwandfrei angebrachtem rotem Stromversorgungskabel (gelber Pfeil). Im Ausschnitt rechts ist der Stecker nach Aufbringen einer geringen Zugspannung auf alle vier Kabel dargestellt, wobei auch das blaue Kabel aus dem Stift gezogen wurde.

Die Demontage des Steckverbinders zeigte, dass das Zusammenquetschen (*crimping*) des Stromversorgungskabels im Stiftkontakt nicht korrekt vorgenommen wurde. Die Kupferadern des Kabels waren nicht mechanisch im Stift eingeklemmt, sondern hielten nur dank der gelben Gummitülle im Stiftkontakt. Die Enden einiger Kupferadern wiesen Abbrandspuren durch Lichtbögen auf (vgl. Abbildung 7), was darauf hindeutet, dass der Stromfluss an diesen Punkten mehrmals unterbrochen worden sein musste.



Abbildung 7: Nahaufnahme des Endes des roten Stromversorgungskabels. Bei einigen Kupferadern sind Abbrandspuren durch Lichtbögen erkennbar (roter Kreis).

Der blaue Draht des Steckverbinders (vgl. Abbildung 6) war ebenfalls ungenügend im Stiftkontakt zusammengedrückt. Einige Kupferadern befanden sich ausserhalb

der Fassung des Stiftes. Das Kabel konnte mit geringem Kraftaufwendung aus dem Stift gezogen werden.

1.4.2 Sitzgurte

Die beiden Sitze waren mit Vierpunkt-Gurten ausgestattet. Der Pilot hatte beim Unfallflug sowohl Becken- als auch Schultergurte geschlossen. Der linke Befestigungspunkt des Beckengurtes riss beim Aufprall aus der Rumpfstruktur (vgl. Abbildung 8).



Abbildung 8: Ausgebrochener Befestigungspunkt des linken Beckengurtes des Piloten.

1.5 Aufzeichnungsgeräte

Die HB-SAA war mit einem mobilen Datenrekorder (*data logger*) ausgestattet, der in ein Ablagefach im Instrumentenbrett gelegt und über eine Mehrfachsteckdose mit dem Bordnetz verbunden war. Die grafische Auswertung der aufgezeichneten Daten ist in Abbildung 9 dargestellt.

Der Einbau des Datenrekorders war nicht vorgeschrieben und wurde am 31. Oktober 2018, bei 4:18 Betriebsstunden, vorgenommen.

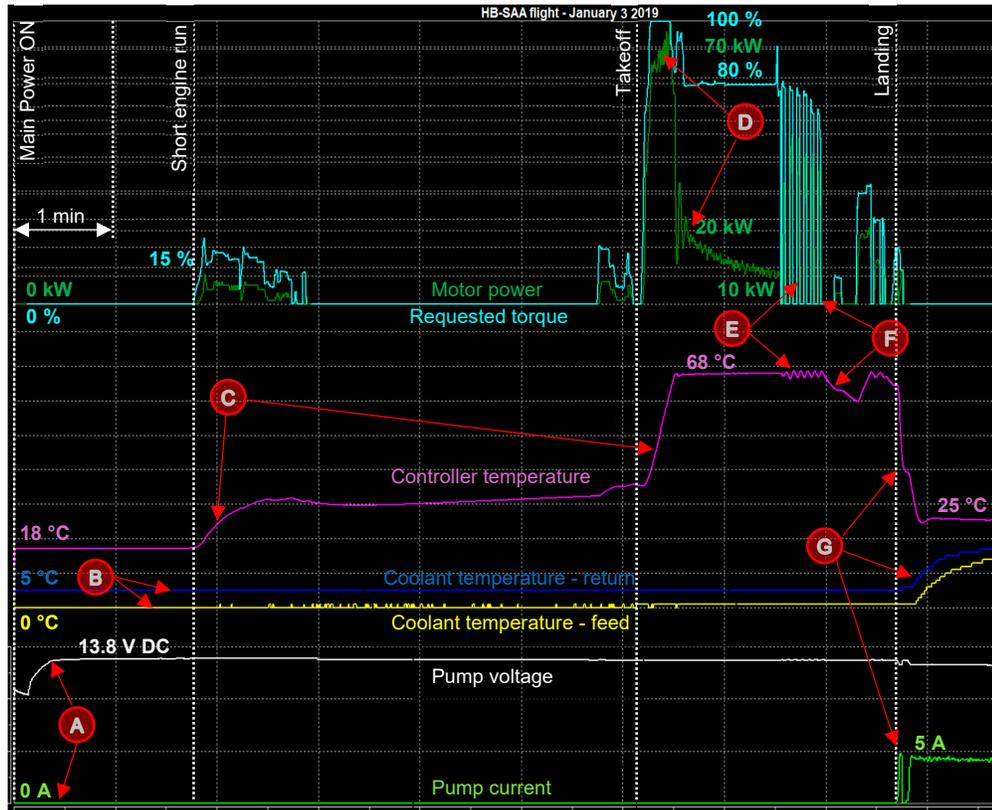


Abbildung 9: Auswertung der Daten des Datenrekorders vom Unfallflug.

Aus den aufgezeichneten Daten konnten die folgenden Fakten abgeleitet werden:

- Unmittelbar nach dem Einschalten der Stromversorgung stieg die elektrische Spannung zur Umwälzpumpe des Kühlsystems (*pump voltage*) auf 13.8 V DC an. Es wurde hingegen keine Stromstärke (*pump current*, 0 A) zur Umwälzpumpe gemessen (Punkt A).
- Die Temperatur des Kühlmittels (*coolant temperature*), die beim Vor- (*feed*) und Rücklauf (*return*) der Umwälzpumpe gemessen wird, zeigte von Beginn weg bis zur Notlandung konstante Werte an, die ungefähr mit der Umgebungstemperatur übereinstimmten (Punkt B).
- Mit dem erstmaligen Einschalten des Motors am Boden erhöhte sich die Innentemperatur des Leistungsreglers (*controller temperature*) kontinuierlich und stieg während des Startlaufs innerhalb von knapp 20 Sekunden auf über 67 °C (Punkt C).
- Die Motorleistung (*motor power*) nahm in dieser initialen Startphase auf über 70 kW zu, fiel dann aber abrupt auf unter 20 kW ab (Punkt D).
- Etwa 80 Sekunden nach dem Start betrug die Motorleistung noch 10 kW. Die Innentemperatur des Leistungsreglers lag weiterhin über 67 °C.
- Anschliessend nahm die Motorleistung mehrmals für wenige Sekunden auf rund 40 kW zu, fiel aber anschliessend sofort wieder auf 0 kW ab. Korrelierend dazu nahm die Innentemperatur des Leistungsreglers jeweils leicht zu und wieder ab (Punkt E).

- Nach rund 100 Sekunden ist erkennbar, dass der Leistungshebel in die Leerlaufstellung gezogen wurde und anschliessend mehrmals hin und her bewegt wurde (Punkt F).
- Zeitgleich mit der Notlandung, die etwa 2 Minuten 40 Sekunden nach dem Start erfolgte, nahm die Stromstärke zur Umwälzpumpe sprunghaft auf rund 5 A zu (Punkt G). Parallel dazu stiegen die Temperaturen des Kühlmittels und verringerte sich die Innentemperatur des Leistungsreglers auf unter 25 °C.

1.6 Weitere Vorfälle

Am 6. Dezember 2018 trat während eines Trainingsfluges mit einer anderen Besatzung kurz nach dem Start ein kurzzeitiger Leistungsverlust am Motor der HB-SAA auf, begleitet von einer roten Warnmeldung auf dem EPSI, nachdem die Steigleistung auf 40 kW eingestellt wurde. Der Fluglehrer reagierte darauf, indem er den Leistungshebel in die Leerlaufstellung und anschliessend in die Position für die Maximalleistung bewegte, worauf der Motor wieder normal Leistung abgab. Der Flug wurde ereignislos fortgesetzt. Es war nicht mehr nachvollziehbar, welche rote Warnung angezeigt wurde.

Während eines weiteren Trainingsfluges am 14. Dezember 2018 mit derselben Besatzung erschien kurzzeitig eine gelbe Warnung nach einer Motorausfall-Übung unmittelbar nach dem Start. Diese Warnung verschwand wieder ohne Zutun der Besatzung. Es war nicht mehr nachvollziehbar, welche gelbe Warnung angezeigt wurde.

1.7 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nach einem Unfall eines Flugzeuges mit Batterieantrieb kann ein *thermal runaway* der Batterieeinheiten bis zu 14 Tagen nach dem Aufprall erfolgen. Ein *thermal runaway*, zu Deutsch «thermisches Durchgehen», bezeichnet die Überhitzung einer technischen Apparatur aufgrund eines sich selbst verstärkenden, Wärme produzierenden Prozesses.

Zu diesem Zweck wurden die beiden Hauptbatterien des verunfallten Flugzeuges in einem transportierbaren, feuerfesten und wasserdichten Spezialcontainer gelagert. Dieser Container ist mit einer Feuerlöschanlage ausgerüstet, die bei Überschreitung eines Temperatur-Grenzwertes automatisch auslöst. Ausserdem befindet sich im Inneren des Containers ein 220-V-Stromanschluss, der den kontinuierlichen Betrieb eines Kühl- resp. Heizaggregat erlaubt, um die temperatursensiblen Batterien auf einer günstigen Temperatur zu halten. Damit können an den Batterien, die für die Eruiierung der Unfallursache von zentraler Bedeutung sein können, zusätzliche Schäden vermieden werden.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Kühlsystem

Nach dem Einschalten der Stromversorgung vor dem Flug wurde eine elektrische Spannung zur Umwälzpumpe des Kühlsystems aufgezeichnet, aber keine Stromstärke (vgl. Kapitel 1.5). Daraus lässt sich schliessen, dass die Umwälzpumpe nicht lief, wie dies gemäss Systemdesign vorgesehen ist. Diese Schlussfolgerung wird zusätzlich dadurch bestätigt, dass die Temperaturmessungen des Kühlmittels über die gesamte Zeit bis zur Notlandung etwa der Umgebungstemperatur entsprachen und annähernd konstant blieben. Bei einem funktionierenden Kühlsystem würden diese Temperaturen beim Erhöhen der Motorleistung sofort zunehmen.

Aufgrund des ausgefallenen Kühlsystems nahm die Temperatur des Leistungsreglers (*power controller*) stetig und sehr schnell zu. Während des Starts und des Steigfluges mit maximaler Motorleistung wurden die Temperaturgrenzwerte des Leistungsreglers bereits nach weniger als 20 Sekunden überschritten. Zuerst erschien bei einer Temperatur von 65 °C die Warnmeldung "DRIVE OVERTEMP" auf dem Anzeigeelement der Antriebseinheit (*Engine Parameters and Systems Indications* – EPSI). Unmittelbar anschliessend – bei Überschreiten von 67 °C – reduzierte sich die Motorleistung automatisch (*power derating*), obwohl der Leistungshebel weiterhin in der Stellung für maximale Antriebsleistung verblieb, und ging bis auf unter 10 kW d.h. unter 15 % der Startleistung zurück (vgl. Kapitel 1.3.8).

Trotzdem nahm die Innentemperatur des Leistungsreglers wegen der fehlenden Kühlung weiterhin zu, so dass die automatische Leistungsreduzierung die Motorleistung wenig später schlagartig auf null reduzierte. Dies hatte zur Folge, dass der Leistungsregler kurzfristig unter den Temperaturgrenzwert abkühlte und für wenige Sekunden wieder eine gewisse Motorleistung abgegeben wurde. Dadurch nahm die Innentemperatur des Leistungsreglers aber wieder schlagartig zu, so dass nach wenigen Sekunden der Temperaturgrenzwert erneut überschritten wurde und die Motorleistung wieder auf null abfiel. Dieses oszillierende Verhalten der Motorleistung trat insgesamt sieben Mal auf.

Rund 110 Sekunden nach dem Start wurde der Leistungshebel vom Piloten in die Leerlaufstellung gebracht und anschliessend mehrmals vor- und zurückbewegt, in der Hoffnung, die aktivierte automatische Leistungsreduzierung zurücksetzen zu können. Dies war aber nur temporär möglich, weil jeweils beim Erhöhen der Motorleistung der Leistungsregler aufgrund der fehlenden Kühlung sofort wieder überhitzte und sich die automatische Leistungsreduzierung aktivierte. Die verbleibende, unstete Motorleistung reichte nicht aus, um den Flug fortzusetzen.

Zum Zeitpunkt der Notlandung nahm die Stromstärke zur Umwälzpumpe sprunghaft von 0 A auf 5 A zu. Unmittelbar anschliessend stiegen die Temperaturen der Kühlflüssigkeit an und die Temperatur des Leistungsreglers nahm sehr schnell ab. Dies lässt den Schluss zu, dass die Umwälzpumpe zu diesem Zeitpunkt anlief. Dies liesse sich beispielsweise mit einem Wackelkontakt im Stromkreis der Umwälzpumpe erklären, der durch den harten Aufprall vorübergehend wieder geschlossen wurde.

Die nachfolgenden Untersuchungen am Kühlsystem ergaben, dass ein ungenügendes Zusammenquetschen (*crimping*) an Kontaktstiften im Steckverbinder der Umwälzpumpe zu genau einem solchen Wackelkontakt und dieser zu einem Unterbruch der Stromversorgung und folglich zum Ausfall der Pumpe führte. Es zeigte sich, dass der Steckverbinder fehlerhaft montiert worden war.

Für den Piloten war es sowohl vor dem Start als auch während des Fluges nicht erkennbar, dass die Umwälzpumpe und damit das gesamte Kühlsystem nicht ordnungsgemäss funktionierten.

Wie der vorliegende Unfall zeigt, ist für den Betrieb der Antriebseinheit des Alpha Electro 167 eine funktionierende Umwälzpumpe notwendig. Ein Ausfall der Pumpe führt innerhalb kürzester Zeit zum Ausfall der gesamten Motorleistung. Im Umstand, dass nur eine einzige Pumpe im Kühlsystem verbaut war, erkannte die SUST eine fehlende Redundanz mit hohem Sicherheitsrisiko und spricht daher eine entsprechende Sicherheitsempfehlung aus (vgl. Kapitel 0).

2.1.2 Befestigung der Sicherheitsgurte

Die Untersuchung am Flugzeugwrack ergab, dass der Befestigungspunkt des linken Beckengurtes an der Rumpfstruktur den Belastungen beim Aufprall nicht standhielt und dies, obwohl der Aufprall nicht übermässig heftig gewesen sein konnte, da sich der Pilot dabei nur leichte Verletzungen zuzog. Die SUST erkannte darin ein erhebliches Sicherheitsrisiko und spricht eine entsprechende Sicherheitsempfehlung aus (vgl. Kapitel 4.1.1.2).

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugverlauf

Nachdem im Cockpit die Warnmeldung "*DRIVE OVERTEMP*" angezeigt wurde, mit der eine automatische Leistungsreduzierung (*power derating*) einherging, stellte der Pilot schnell fest, dass er die Flughöhe mit der verbleibenden Motorleistung nicht halten konnte. Aufgrund der geringen Flughöhe über Grund entschloss er sich, keine Umkehrkurve zurück zum Flugplatz zu fliegen, sondern eine Notlandung auf einer Wiese ausserhalb des Flugplatzbereiches durchzuführen. Infolge der geringen, unsteten Motorleistung, die weniger als 15 % der maximalen Startleistung entsprach, war dieser Entschluss adäquat und sicherheitsbewusst.

Die Tatsache, dass die Antriebseinheit in dieser Flugphase nicht komplett ausgefallen war, sondern kurzzeitig eine gewisse Leistung abgab, muss für den Piloten bezüglich der weiteren Entscheidungsfindung erschwerend gewesen sein.

Bei der Alpha Electro 167 mit einer Gleitzahl von 15 : 1 erfolgt der antriebslose Gleitflug im Gegensatz zu einem traditionellen, einmotorigen Flugzeug mit einer Gleitzahl von unter 10 : 1 deutlich flacher. Da der Pilot nur eine geringe Flugerfahrung auf dem Flugzeugmuster besass, wird deshalb nachvollziehbar, dass er sich bei der Einteilung der Platzrunde in der Höhe verschätzte und in der Folge das Landefeld mit Rückenwind und nach einer weiteren Umkehrkurve in geringer Flughöhe anfliegen musste, was Risiken barg.

2.2.2 Auslösen des Gesamtrittungssystems

Der Pilot war sich im Endanflug seiner aufgrund des Rückenwindes erhöhten Flugeschwindigkeit über Grund bewusst. Er entschloss sich aus diesem Grund, wie

im Trainingsprogramm des Flugzeugherstellers aufgeführt, das Gesamtrittungssystem (*Ballistic Parachute Recovery System* – BPRS) beim Aufprall zu aktivieren, um die Ausrolldistanz zu verkürzen. Diese Überlegung war in Anbetracht der kurzen Länge der Landewiese und der bei diesem Flugzeugmuster nach oben und hinten gerichteten Ausschussöffnung der Rakete¹² nachvollziehbar. Zudem stellt ein nicht ausgelöstes BPRS mit seiner pyrotechnischen Rakete bei einer Notlandung im Gelände eine nicht zu unterschätzende, zusätzliche Gefahr dar.

2.2.3 Gefahren in Zusammenhang mit elektrisch angetriebenen Luftfahrzeugen

Bei einem Flugunfall mit einem elektrisch angetriebenen Luftfahrzeug können beim Aufprall die Batterien mechanisch beschädigt werden und sich entzünden. Aus der Autoindustrie ist bekannt, dass sich ein in Brand geratenes, elektrisch angetriebenes Fahrzeug mit Batterien hoher Kapazität anschliessend nur sehr schwer löschen lässt.

Dies gründet in den folgenden Mechanismen: Werden die in den Hauptbatterien enthaltenen Lithium-Ionen-Zellen (vgl. Kapitel 1.3.3) hohen Temperaturen ausgesetzt, bricht die Schichtstruktur der Metalloxide zusammen. Bei diesem Vorgang, der stark exotherm verläuft und hohe Energiemengen freisetzt, wird elementarer Sauerstoff gebildet. Die hohe Wärmeenergie führt zu einer Verdampfung der organischen Elektrolytflüssigkeit, wodurch leichtbrennbare Gase entstehen.

Beim Überschreiten des Flammpunktes des Gases entzündet sich dieses und die Lithium-Ionen-Zelle brennt. Da dies ein in sich selbst verstärkender Prozess ist, führt er üblicherweise zu einem thermischen Durchgehen (*thermal runaway*)¹³, bei dem sich in der Folge die eingelagerten Lithium-Atome entzünden (Metallbrand). Ein solcher Brand kann nur eingeschränkt mit Wasser bekämpft werden und lässt sich auch unter Zuhilfenahme von speziellen Metallbrandlöschmitteln nur sehr schwer löschen.

Für die Rettungskräfte stellt ein Wrack eines elektrisch angetriebenen Luftfahrzeuges eine zusätzliche Gefahr dar, da ein erhebliches Risiko für einen Stromschlag besteht¹⁴. Aufgrund der hohen Leistungswerte und der hohen elektrischen Spannung der Hauptbatterien kann ein solcher Stromschlag, der nicht nur direkt an den Batterien, sondern an der gesamten Luftfahrzeugstruktur auftreten kann, tödliche Folgen haben.

Aus den obengenannten Gründen ist es essenziell, dass die Rettungs- und Bergungskräfte wissen, ob das verunfallte Luftfahrzeug einen elektrischen Antrieb aufweist und dass die damit verbundenen Gefahren, die entsprechende Vorsichtsmassnahmen und Vorgehensweisen erfordern, bekannt sind. Um diesen Gefahren, die in Zusammenhang mit elektrisch angetriebenen Luftfahrzeugen auftreten

¹² Bei gewissen Flugzeugmustern mit BPRS wird der Rettungsfallschirm mit der Rakete in seitlicher Richtung abgeschossen.

¹³ Thermisches Durchgehen (*thermal runaway*) bezeichnet die Überhitzung einer technischen Apparatur aufgrund eines sich selbst verstärkenden, Wärme produzierenden Prozesses.

¹⁴ Gleichspannungen über 120 V sind für Menschen gefährlich, da es dann zu einer Körperdurchströmung kommen kann. Gleichströme führen zwar nicht primär zu Muskelverkrampfungen. Wird das Herz jedoch mit mehr als etwa 150 mA Stromstärke durchflossen, besteht eine akute Gefahr von Herzkammerflimmern. Zudem ist die Gefahr von inneren Verbrennungen und Organversagen infolge elektrolytischer Wirkung bei einer Körperdurchströmung mit Gleichstrom grösser als bei Wechselstrom. Ein derart gelagertes Risiko für einen Stromschlag war also bei den Hauptbatterien der HB-SAA mit 398 V Gleichspannung und 95 A maximalem Entladestrom gegeben.

können, entgegenzuwirken, spricht die SUST zwei Sicherheitsempfehlungen aus (vgl. Kapitel 4.1.3.2 und Kapitel 4.1.3.3).

Ebenso ist nach einem Unfall eines Flugzeuges mit Batterieantrieb ein besonderes Augenmerk auf die Lagerung der Batterien zu richten, da es innerhalb von rund 14 Tagen nach deren Beschädigung noch zu einem Batteriebrand kommen kann (vgl. Kapitel 1.7).

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules – VFR*) zugelassen.
- Das Flugzeug befand sich in der Zulassungsphase durch die EASA und wurde mit einer Fluggenehmigung (*permit to fly*) des BAZL betrieben.
- Die letzte Jahreskontrolle erfolgte am 10. September 2018.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss Piloten-Handbuch (*Pilot's Operating Handbook – POH*) zulässigen Grenzen.
- Gemäss Systemdesign muss die Umwälzpumpe, die das Kühlmittel des Kühlsystems fördert, kontinuierlich laufen, sobald das elektrische System eingeschaltet ist.
- Diese Umwälzpumpe lief beim Unfallflug nie. Sie sprang erst beim Aufprall bei der Notlandung an.
- Das Stromversorgungskabel im elektrischen Steckverbinder der Umwälzpumpe war falsch eingepresst (*crimping*), was zu einem Wackelkontakt führte.
- Der Ausfall der Umwälzpumpe war für den Piloten nicht erkennbar.
- Der Notsender (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) wurde ausgelöst.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise und hatte das erforderliche Differenztraining (*difference training*) absolviert.
- Er hatte nur eine geringe Flugerfahrung auf dem Flugzeugmuster.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Pilot wurde beim Aufprall leicht verletzt.

3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot führte am 3. Januar 2019 mit der HB-SAA seinen ersten Flug nach abgeschlossenem *difference training* durch.
- Der Startlauf auf der Piste 09 in Ecuwillens (LSGE) verlief normal.
- Im initialen Steigflug, rund 20 Sekunden nach Beginn des Startlaufes, erschien die Warnmeldung "*DRIVE OVERTEMP*", die eine Überhitzung des Leistungsreglers (*power controller*) der Antriebseinheit anzeigt.
- Wenige Sekunden später reduzierte sich die Motorleistung automatisch auf rund 15 % der maximalen Startleistung.
- Mit der reduzierten Motorleistung war ein Flug ohne Höhenverlust nicht möglich.

- Der Pilot führte eine Notlandung auf einer rund 210 m langen Wiese durch.
- Unmittelbar vor dem Aufprall aktivierte der Pilot das Gesamtrettungssystem, um die Ausrollstrecke zu verkürzen.
- Das Flugzeug überschlug sich unmittelbar nach dem Aufprall auf der Wiese.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die meteorologischen Bedingungen haben den Verlauf des Unfalls nicht beeinflusst.

3.2 Ursachen

Eine Sicherheitsuntersuchungsstelle muss sich zum Erreichen ihres Präventionszwecks zu Risiken und Gefahren äussern, die sich im untersuchten Zwischenfall ausgewirkt haben und die künftig vermieden werden sollten. In diesem Sinne sind die nachstehend verwendeten Begriffe und Formulierungen ausschliesslich aus Sicht der Prävention zu verstehen. Die Bestimmung von Ursachen und beitragenden Faktoren bedeutet damit in keiner Weise eine Zuweisung von Schuld oder die Bestimmung von verwaltungsrechtlicher, zivilrechtlicher oder strafrechtlicher Haftung.

Der Unfall, bei dem der Pilot eine Notlandung ausserhalb des Flugplatzbereiches durchführen musste und sich das Flugzeug nach dem Aufsetzen überschlug, ist auf einen markanten Leistungsverlust der elektrischen Antriebseinheit zurückzuführen. Dieser Leistungsverlust entstand durch die Überhitzung des Leistungsreglers infolge eines Ausfalls der Umwälzpumpe des Kühlsystems.

Jeder einzelne der folgenden Faktoren wurde als kausal für die Entstehung des Unfalls erkannt:

- Das Kühlsystem war betreffend die Umwälzpumpe nicht redundant ausgelegt.
- Es existierten keine Warnmeldungen, die vor dem Start auf den Ausfall des Kühlsystems hingewiesen hätten.
- Die Ausführung der vorgeschriebenen Kontrollverfahren vor dem Start liessen den Ausfall des Kühlsystems nicht erkennen.

Die Untersuchung hat folgenden Faktoren ermittelt, welche die Entstehung und den Verlauf des Unfalls zwar nicht beeinflusst haben, die aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factors to risk*) darstellen:

- Ein Befestigungspunkt der Beckengurte für die Insassen hielt der Belastung beim Aufprall nicht stand.
- Das Löschen eines in Brand geratenen, elektrisch angetriebenen Luftfahrzeuges erfordert spezifische Vorsichtsmassnahmen und Vorgehensweisen, die den Einsatzkräften bekannt sein müssen.
- Aufgrund der hohen Leistungswerte und hohen elektrischen Spannung der Hauptbatterien stellt das Wrack eines elektrisch angetriebenen Luftfahrzeuges eine spezielle Gefährdung dar.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Nach internationalen¹⁵ und nationalen¹⁶ Rechtsgrundlagen richten sich alle Sicherheitsempfehlungen an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates. In der Schweiz ist dies das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) oder die supranationale Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (*European Union Aviation Safety Agency – EASA*). Die zuständige Aufsichtsbehörde hat darüber zu entscheiden, 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 SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter www.sust.admin.ch und ermöglicht so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

4.1.1 Redundanz des Kühlsystems

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Bei einer Pipistrel Alpha Electro 167 fiel aufgrund einer fehlerhaften elektrischen Verbindung die Umwälzpumpe des Kühlsystems aus, worauf der Leistungsregler der Antriebseinheit innerhalb kurzer Zeit überhitzte. Dies hatte zur Folge, dass die verfügbare Motorleistung automatisch auf weniger als 15 % der maximalen Startleistung verringert wurde. Der Pilot musste in der Folge eine Notlandung ausserhalb des Flugplatzbereiches durchführen, wobei das Flugzeug schwer beschädigt wurde.

Im Umstand, dass nur eine einzige Pumpe im Kühlsystem verbaut war, erkannte die SUST eine fehlende Redundanz mit hohem Sicherheitsrisiko.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 569

Die EASA sollte sicherstellen, dass der Flugzeughersteller das Kühlsystem der Antriebseinheit derart anpasst, dass der Ausfall einer einzelnen Systemkomponente – wie beispielsweise der Umwälzpumpe – die Kühlung und in der Folge die Motorleistung nicht massgeblich beeinträchtigt.

¹⁵ Anhang 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.

¹⁶ Artikel 48 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) vom 17. Dezember 2014, Stand am 1. Februar 2015 (VSZV, SR 742.161)

4.1.2 Befestigungspunkte der Sitzgurte

4.1.2.1 Sicherheitsdefizit

Bei einer Notlandung ausserhalb des Flugplatzbereiches aufgrund eines Leistungsverlustes des Motors prallte die Pipistrel Alpha Electro 167 hart auf dem Boden auf und überschlug sich anschliessend. Dabei riss der linke Befestigungspunkt des Beckengurtes des Piloten aus der Flugzeugstruktur.

4.1.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 570

Die EASA sollte in Zusammenarbeit mit dem Flugzeughersteller sicherstellen, dass in allen Flugzeugmustern, die einen der Alpha Electro 167 ähnlichen Aufbau der Rumpfstruktur aufweisen, die Befestigungspunkte der Sitzgurte solchen Belastungen standhalten.

4.1.3 Gefahren im Zusammenhang mit elektrisch angetriebenen Luftfahrzeugen

4.1.3.1 Sicherheitsdefizit

Bei einer Notlandung ausserhalb des Flugplatzbereiches aufgrund eines Leistungsverlustes des Motors prallte die Pipistrel Alpha Electro 167 hart auf dem Boden auf und überschlug sich anschliessend. Beim aktuell betrachteten Flugunfall blieben die beiden Hauptbatterien unversehrt und es entstand kein Feuer.

Im Rahmen der Untersuchung wurde erkannt, dass von einem verunfallten Luftfahrzeug mit elektrischem Antrieb spezifische Gefahren ausgehen. Das Löschen eines in Brand geratenen, elektrisch angetriebenen Luftfahrzeuges erfordert – begründet auf den eingebauten Hochleistungsbatterien – spezielle Vorsichtsmassnahmen und Vorgehensweisen von Seiten der Einsatzkräfte. Ausserdem stellt das Wrack eines elektrisch angetriebenen Luftfahrzeuges aufgrund der hohen Leistungswerte und hohen elektrischen Spannung der Hauptbatterien eine besondere Gefährdung dar.

4.1.3.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 571

Das BAZL sollte das Luftfahrzeugregister mit einem Eintrag für elektrisch angetriebene Luftfahrzeuge ergänzen.

4.1.3.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 572

Das BAZL sollte in Zusammenarbeit mit Flugplatzbetreibern und Einsatzkräften, die üblicherweise bei Unfällen mit Luftfahrzeugen zum Einsatz kommen, Massnahmen ergreifen, welche das Bewusstsein (*awareness*) betreffend die Gefahren, die von verunfallten, elektrisch angetriebenen Luftfahrzeugen ausgehen und wie diesen entgegnet werden kann, erhöhen.

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Die der SUST bekannten Massnahmen werden im Folgenden kommentarlos aufgeführt.

4.3.1 Flugzeughersteller

Nach dem Unfall veröffentlichte der Flugzeughersteller am 23. Januar 2019 das Service Bulletin Nr. SB-167-002. Gemäss diesem Dokument muss vor jedem Start auf dem Anzeigeinstrument die Kühlmitteltemperatur an Vor- und Rücklauf der Umwälzpumpe bei einer Motorleistung von mindestens 10 kW abgelesen werden. Eine Zunahme dieser Temperaturmessungen bestätigen die Funktion der Umwälzpumpe.

4.3.2 Bundesamt für Zivilluftfahrt

Das Schreiben des BAZL vom 30. März 2020 beinhaltet folgendes:

«Bereits umgesetzt sind die folgenden Massnahmen:

- 1. Präsentation des BAZL zum Thema Elektroflugzeuge anlässlich der jährlichen Zusammenkunft der Schweizer Flugplatzfeuerwehrkommandanten vom 8. – 9.11.2018. Bei der Zusammenkunft vertreten sind alle Schweizer Flugplätze, die über eine Flughafenfeuerwehr verfügen. Dies sind die Flugplätze Bern-Belp, Birrfeld, Bressaucourt, Ecuwillens, Genf, Grenchen, Lausanne, Les Eplatures, Lugano, Samedan, Sion, Zürich, Buochs, Locarno, Payerne, Saanen und St. Gallen- Altenrhein.*
- 2. Der Schweizerische Feuerwehrverband (SFV) hat in Zusammenarbeit mit der SUST und dem BAZL einen Behelf über Unfälle von Kleinflugzeugen und Helikoptern erstellt. Dieser Behelf steht in drei Sprachen auf der Website des SFV (www.swissfire.ch) zum Kauf zur Verfügung.*
- 3. Das BAZL hat in der Zeitschrift des SFV einen Artikel über Elektroflugzeuge veröffentlicht. Das BAZL strebt zudem an, noch in diesem Jahr die folgenden weiteren Massnahmen umzusetzen:*
- 4. Aktualisierung der BAZL-Richtlinie AD I-001 zum Thema Feuerwehr- und Rettungswesen auf Flugplätzen unter Ergänzung eines spezifischen Kapitels zu Elektroflugzeugen.*
- 5. Erstellung eines neuen Bereichs auf der Website des BAZL zu den Gefahren von Flugzeugen mit Elektroantrieb.*
- 6. Publikation einer Informationsbroschüre*
- 7. Sensibilisierung der Flugplatzleiter für die Gefahren des Batterieladens und von Elektroflugzeugen in Hangars.*
- 8. Informationsaustausch mit Flugplatzleitern und Flugplatzfeuerwehrkommandanten zum Umgang mit Elektroflugzeugen.»*

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, 27. April 2021

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle