



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. 2313 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges DynAero
MCR-ULC, HB-WAR,

vom 13. Dezember 2015

auf dem Flugplatz Locarno/TI (LSZL)

Causes

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence suite à une panne de moteur en raison de l'interruption de l'alimentation en carburant provoqué par la conception non-redondante du bloc d'alimentation électrique ayant pour conséquence la défaillance des deux pompes à carburant électriques. La coupure de courant a très probablement eu comme origine une interruption de la liaison au niveau de la mise à la masse du régulateur.

L'absence d'un avertisseur lumineux de surveillance du redresseur du régulateur a joué un rôle dans l'accident.

Dans le cadre de l'enquête les facteurs suivants ont été identifiés comme ayant joué un rôle non causal et non contributif, mais présentant néanmoins un risque systémique (*factors to risk*) :

- absence de procédure visant à contrôler l'état de charge de la batterie avant le vol ;
- absence de descriptif concernant les effets d'une batterie insuffisamment chargée en conditions opérationnelles.
- Les opérations de maintenance ordinaires ne prévoient pas la vérification des enregistrements de dépassement des limites de fonctionnement.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

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.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	DynAero MCR-ULC			HB-WAR
Halter	Gruppo volo a vela Ticino, 6600 Locarno			
Eigentümer	Gruppo volo a vela Ticino, 6600 Locarno			
Pilot	Schweizer Bürger, Jahrgang 1952			
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flächenflugzeuge (<i>private pilot license airplane</i> – PPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)			
Flugstunden	insgesamt	1069 h	während der letzten 90 Tage	11:28 h
	auf dem Unfallmuster	81 h	während der letzten 90 Tage	10:00 h
Ort	310 m nach dem Ende der Piste 26L, Flugplatz Locarno/TI (LSZL)			
Koordinaten	710 547 / 112 949	Höhe	196 m/M	
Datum und Zeit	13. Dezember 2015, 11:53 Uhr			
Betriebsart	Privat, Segelflugzeugschlepp			
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>visual flight rules</i> – VFR)			
Flugphase	Start			
Unfallart	Motorausfall			
Personenschaden				
Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	0	0
Schaden am Luftfahrzeug	Schwer beschädigt			
Drittschaden	Keiner			

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen der Besatzung sowie Aufzeichnungen des Kollisionswarngerätes Flarm und der elektronischen Kontrolleinheit des Turboladers (*turbo control unit* – TCU) verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot der HB-WAR besass eine Privatpilotenlizenz für Flächenflugzeuge und verfügte über eine langjährige Erfahrung als Schlepppilot und als Pilot auf Segelflugzeugen. Zudem unterstützte er seit mehreren Jahren das Wartungsteam der Segelfluggruppe Tessin (*Gruppo volo a vela Ticino* – GVVT) und kannte sich insbesondere mit Kunststoffflugzeugen aus. Der Pilot hatte in Grenchen ein Wartungsseminar für die Motortypen Rotax 912 und 914 absolviert.

Der Segelfluglehrer, der das Segelflugzeug ASK 21 mit dem Kennzeichen HB-3099 vom hinteren Sitz aus im Schlepp steuerte, besass eine Segelflugpilotenlizenz und konnte ebenfalls auf eine langjährige Erfahrung zurückgreifen. Der Flugschüler, der auf dem vorderen Sitz der HB-3099 sass, befand sich am Anfang der Ausbildung zum Segelflugpiloten.

Der Pilot des Schleppflugzeuges, der Segelfluglehrer und mehrere Segelflugschüler der Segelfluggruppe Tessin trafen sich am Morgen des 13. Dezember 2015 auf dem Flugplatz Locarno. Es war vorgesehen, mit den Schülern auf dem Segelflugzeug HB-3099 mehrere Schulungsflüge im Flugplatzbereich durchzuführen. Nach den üblichen Flugvorbereitungen und einer Fluganmeldung beim C-Büro bereitete der Pilot die Schleppmaschine DynAero MCR-ULC mit dem Kennzeichen HB-WAR für den Einsatz vor.

1.1.3 Flugverlauf

Um 09:58 Uhr erfolgte auf der Graspiste 26L der erste Start der HB-WAR mit einem Segelflugzeug im Schlepp. Weitere sieben Schleppflüge folgten, bei denen das Segelflugzeug jeweils auf einer Höhe von rund 500 m/M ausklinkte, der Schlepppilot im Sinkflug das Schleppseil mittels der eingebauten elektrischen Winde einzog und das Schleppflugzeug wieder auf der Piste 26L landete. Am Boden liess der Schlepppilot den Motor der HB-WAR jeweils zwischen den Flügeln laufen, bis das Segelflugzeug gelandet und für einen erneuten Start mit einem anderen Flugschüler bereitgestellt war.

Für den letzten Flug stellte sich der Schleppzug wie üblich auf der Piste 26L auf und der Pilot rollte das Schleppflugzeug langsam vorwärts, bis sich das Schleppseil zum Segelflugzeug gespannt hatte. Die Landeklappen der HB-WAR waren für den Start gesetzt und die zusätzliche elektrische Treibstoffpumpe 2 (*fuel pump 2*) eingeschaltet. Nach dem Setzen der Startleistung um 11:53 Uhr beschleunigte der Schleppzug wie gewöhnlich.

Wenige Sekunden nach dem Abheben des Schleppzuges, auf ungefähr 70 m über Grund, bemerkte der Schlepppilot, wie der Flugzeugmotor unregelmässig zu laufen begann und unmittelbar danach ausfiel. Gleichzeitig stellte er fest, dass die Sicherungsautomaten (*circuit breaker* – CB) des Funkgeräts und der Zigarettenanzünder-Steckdose im Instrumentenbrett ausgelöst worden waren. Der Pilot drückte die beiden CB hinein, jedoch sprangen diese wieder heraus.

Der Fluglehrer im Segelflugzeug bemerkte die Verringerung der Steigrate und entschied sich zum sofortigen Ausklinken und für eine Notlandung auf einer Wiese innerhalb des Flugplatzareals, rechts der Abflugroute, etwa 100 m nach dem Ende der Graspiste 26C. Das Segelflugzeug blieb unbeschädigt.

Der Schlepppilot leitete mit einer leichten Rechtskurve eine Notlandung ein und landete in einer Wiese ungefähr 310 m nach dem Ende der Piste 26L. Nach 55 m Ausrollstrecke kollidierte das Flugzeug mit geringer Geschwindigkeit mit der Böschung eines leicht erhöhten Feldweges, der quer zur Pistenverlängerung verläuft (vgl. Abbildung 1). Dabei brach das Bugfahrwerk ab, die beiden untenstehenden Propellerblätter knickten ab und die Flügelenden wurden beschädigt.

Der Schlepppilot konnte das Wrack unverletzt verlassen.

Es entstanden kein Brand und kein Flurschaden.

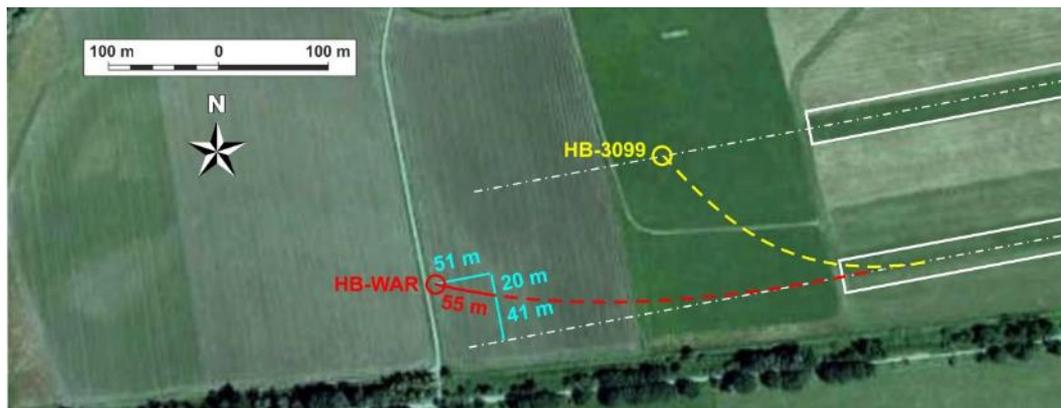


Abbildung 1: Endlagen der beiden Flugzeuge HB-WAR und HB-3099 in der Verlängerung der Pistenrichtung 26

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Hochdruckausläufer erstreckte sich von Italien über die Alpen zur Nordsee.

1.2.2 Wetter zur Zeit und am Ort des Unfalls

In der Magadinoebene herrschte windschwaches und sonniges Wetter mit Cirrostratus.

Wind	Windstill
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr, parallel zur Pistenachse
Wetter	Sonnig
Bewölkung	5/8 auf 22 000 ft
Temperatur	5 °C
Taupunkt	-1 °C
Luftdruck (QNH)	1025 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ¹ -Standardatmosphäre

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeines

Eintragungszeichen HB-WAR

¹ ICAO: *International Civil Aviation Organisation*, Internationale Zivilluftfahrtorganisation.

Luftfahrzeugmuster	MCR-ULC
Charakteristik	Einmotoriger, zweisitziger Tiefdecker der Kategorie Ecolight ² in Compositebauweise, mit Festfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	DynAero S.A., Darois, Frankreich
Baujahr	2007
Werknummer	349
Zulassungsbereich	VFR bei Tag, Segelflug-Schleppflüge gemäss Schlepptüchtigkeitszeugnis
Triebwerk	Rotax 914 UL, Werknummer 4.419.642
Propeller	Dreiblatt-Verstellpropeller MT-Propeller Entwicklung GmbH, MTV-34-1-A/164-200
Zusätzliche Ausrüstung	Gesamtrettungssystem (<i>ballistic recovery system</i> – BRS)
Betriebszeiten	Zelle: 994 h TSN ³ Motor: 994 h TSN Motorzähler: 1738 h ⁴ TSN
Landungen	2027
Zugelassene Treibstoffqualität	Autobenzin der Qualität Bleifrei 95 oder Avgas 100 LL
Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	Autobenzin der Qualität Bleifrei 95
Treibstoffvorrat zum Unfallzeitpunkt	19 l
Höchstzulässige Abflugmasse	472.5 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Beginn des Schleppbetriebs betrug 412.8 kg und zum Zeitpunkt des Unfalls rund 395 kg Masse und Schwerpunkt befanden sich zum Zeitpunkt des Unfalls innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 27. Februar 2015
Prüfbestätigung	Ausgestellt durch das BAZL am 2. September 2015, gültig bis am 19. Juli 2017
Fluggenehmigung (<i>permit to fly</i>)	Ausgestellt durch das BAZL am 31. Juli 2009
Letzte EASA-Überprüfung	Am 2. September 2015 bei 951:38 h TSN

1.3.2 Unterhaltsarbeiten an der HB-WAR

In der Periode zwischen dem 27. Mai 2015 und dem Zeitpunkt des Unfalls wurden diverse geplante und ungeplante Wartungsarbeiten durchgeführt. Aus den Arbeitsberichten geht hervor, dass der Motor in diesem Zeitraum aus unbekanntem Grün-

² Ecolight gemäss *Light Sport Aircraft Statement of Compliance* und EASA-Form 18b.

³ TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung.

⁴ Die Differenz zwischen Motorzähler und Motorlaufzeit ist darauf zurückzuführen, dass die HB-WAR hauptsächlich als Schleppflugzeug eingesetzt wurde und dass im Schulvoltenbetrieb der Motor nicht nach jeder Landung ausgeschaltet wird, während das Segelflugzeug für einen neuen Start bereitgestellt wird.

den nicht immer rund gelaufen ist. Zur Behebung der Probleme wurden insbesondere die Vergaser, der Zündkreislauf und der Stromregler kontrolliert. Letzterer wurde am 19. August 2015 ersetzt.

Das Bordbuch enthielt in einem Fall die Bemerkung, dass die Batterie komplett entladen war.

1.3.3 Elektrisches System

Beim elektrischen System der HB-WAR handelt es sich um ein 14 V Gleichspannungssystem (*direct current* – DC), das durch eine Batterie mit einer Kapazität von 8.0 Ah und einem Wechselstrom-Generator (*alternating current generator*) mit Reglergleichrichter (*rectifier-regulator*) versorgt wird.

Die Masseverbindung (*ground* – GND) zwischen der Batterie, der Metallbeschichtung des Motorspans, dem Reglergleichrichter und den elektrischen Verbrauchern ist durch elektrische Kabel realisiert.⁵

Vom elektrischen System werden unter anderem die beiden elektrischen Treibstoffpumpen versorgt: Die Treibstoffpumpe 1 (*fuel pump 1*) ist permanent mit dem Haupt-Stromverteiler (+14 V *bus*) verbunden. Die zusätzliche Treibstoffpumpe 2 (*fuel pump 2*) wird über einen Schalter im Instrumentenbrett eingeschaltet (vgl. Abbildung 2). Somit sei gemäss AFM sichergestellt, dass immer mindestens eine Pumpe betrieben werden kann, auch wenn eine der beiden Stromquellen ausfällt.

Um den Betrieb des Motors Rotax 914 sicherzustellen, muss immer mindestens eine dieser Treibstoffpumpen in Betrieb sein, damit die Treibstoffzufuhr zu den Vergasern gewährleistet ist. Beim Ausfall des Generators, der im Normalbetrieb die Batterie über den Reglergleichrichter lädt, können gemäss AFM bei vollständig geladener Batterie und mit Ausschalten der übrigen elektrischen Verbraucher die Treibstoffpumpen für weitere 30 Minuten betrieben werden. Nach dem Ausfall der Treibstoffpumpen stellt anschliessend der Motor wegen mangelnder Treibstoffzufuhr ab.

In der DynAero MCR-ULC ist keine Ladekontrolllampe für den Reglergleichrichter eingebaut, weshalb ein Ausfall des Generators oder des Reglergleichrichters nur anhand einer tiefen Spannungsanzeige am Voltmeter (*voltage indicator*) und der Warnlampe bei zu geringer Spannung (*low voltage light*) erkannt werden kann.

Der Hauptschalter, der Schalter für die zusätzliche elektrische Treibstoffpumpe 2 und der Schalter für die Blitzlichter sind am gleichen Ort im linken Instrumentenbrett eingebaut. Die Schalter sind alle baugleich und unterscheiden sich nur durch ihre Farbe.

⁵ Die Flugzeugstruktur besteht grösstenteils aus Faserverbundwerkstoffen und ist deshalb elektrisch nicht leitend.

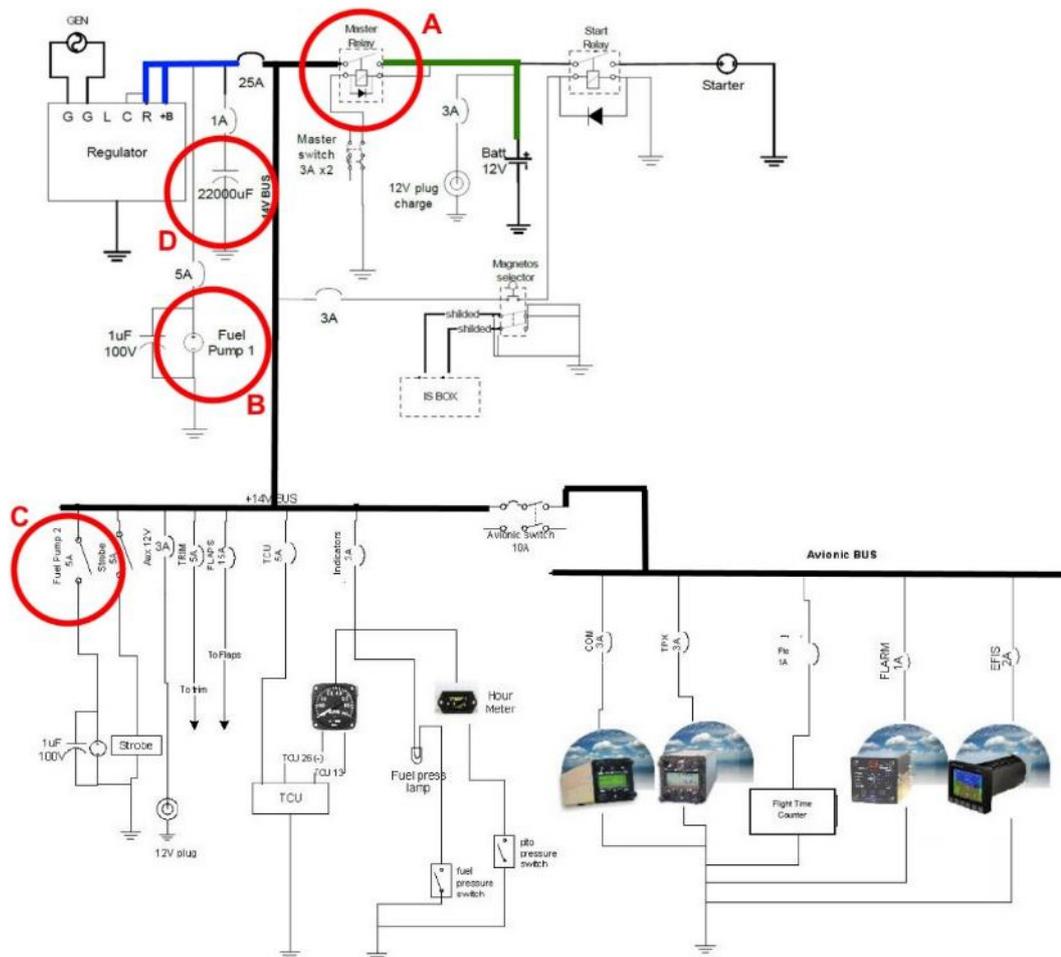


Abbildung 2: Elektrisches System der MCR-ULC (Auszug aus dem AFM) mit A: Hauptrelais (*master relais*), B: Treibstoffpumpe 1 (*fuel pump 1*) und C: Treibstoffpumpe 2 (*fuel pump 2*) sowie D: Kondensator

1.3.4 Reglergleichrichter

Die Aufgabe des Reglergleichrichters (*rectifier-regulator*), der extra für den Gebrauch mit dem Rotax 914 Motor entwickelt wurde, besteht darin, den Wechselstrom des Generators in Gleichstrom mit einer Mindestspannung von 13.8 V umzuwandeln. Um die Spannungsschwankungen möglichst vollständig auszugleichen, ist zwischen dem Ausgang des Reglergleichrichters und der Masseverbindung zusätzlich ein Kondensator geschaltet.

Der Reglergleichrichter besitzt folgende Anschlüsse (vgl. Abbildung 2):

- G/G: Anschluss Eingang Generator;
- L: Anschluss Ladekontrolllampe, die in der HB-WAR nicht eingebaut ist;
- C: Eingang Regelspannung von der Batterie;
- R und B+: Ausgang Ladestrom zur Batterie.

Gemäss Hersteller muss auf dem Eingang C des Reglergleichrichters eine gleichmässige Spannung von mindestens +6 V DC anliegen, damit über den Ausgang R/B+ Strom ausgegeben wird. Nach Unterschreiten dieses Wertes schaltet der Regler die Ausgänge R/B+ aus, um Beschädigungen am Reglergleichrichter oder an anderen elektrischen Komponenten zu vermeiden. Beim Trennen der Batteriespannung vom Eingang C treten gemäss Hersteller kurzfristig starke Über- und

Unterspannungen an den Ausgängen R/B+ auf, bevor der Reglergleichrichter sich automatisch selber ausschaltet. Gemäss Hersteller ist es dabei nicht ausreichend, dass die Ausgänge R/B+ (Ladestrom) mit dem Eingang C (Regelspannung) verbunden werden: Der Reglergleichrichter ist nicht selbsterhaltend, sondern benötigt zwingend eine externe Spannungsquelle am Eingang C (Batterie).

Auf dem Gehäuse des Reglers ist eine entsprechende Warnung angebracht, die ausdrücklich das Trennen des Reglers von der Batterie bei laufendem Motor untersagt.

Bei der HB-WAR ist der Eingang C des Reglergleichrichters direkt mit den Ausgängen R/B+ verbunden. Es gibt keine direkte, separate Verbindung zwischen dem Eingang C und der Batterie.

1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

Die Endlage des Flugzeuges befand sich 365 m nach dem Pistenende der Piste 26L. Das Wrack lag in Flugrichtung gegen eine Böschung eines Feldweges. Durch den Aufprall mit der Böschung wurde das Bugfahrwerk abgebrochen. Die beiden untenstehenden Propellerblätter wurden abgeknickt und die beiden Flügelspitzen beschädigt (vgl. Abbildung 3).



Abbildung 3: Endlage der HB-WAR

Das Schleppseil war komplett herausgezogen. Die Landeklappen standen in Startstellung (*take off*), der Zündschlüssel wurde in der Position *both* vorgefunden.

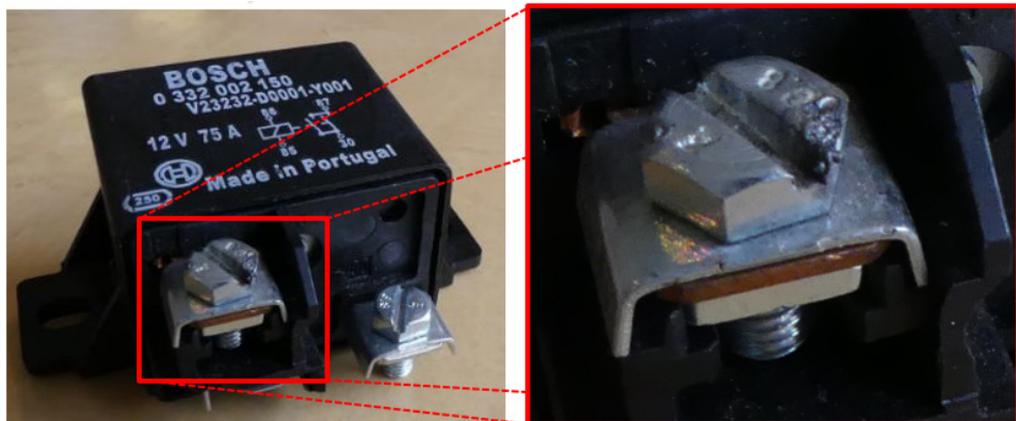
Der Hauptschalter (*master switch*) befand sich in der Stellung *off* und die CB für das Funkgerät (COM) sowie für die Zigarettenanzünder-Steckdose (*cigar light*) in herausgezogener, geöffneter Position. Der Deckel der Zigarettenanzünder-Steckdose war offen.

Nach dem Einschalten des Hauptschalters zum Prüfen des Benzinstandes löste zusätzlich der CB des Transponders (ATC) aus.

Um die Bergung vorzunehmen, wurde das Gesamttrettungssystem (*ballistic recovery system* – BRS) durch einen Spezialisten ausgebaut und das Wrack zur Untersuchung in einen Hangar transportiert.

Bei der detaillierten Untersuchung konnten folgende Feststellungen gemacht werden:

- Die Batteriespannung lag bei 12.2 V DC. Die Batterie war zwischenzeitlich kurz benutzt worden, um das Schleppseil aufzurollen.
- Dem Treibstofftank konnten gesamthaft 19 Liter Autobenzin der Qualität Bleifrei 95 entnommen werden. Es wurde keine Verunreinigung im Treibstoff festgestellt.
- Im Treibstofftank wurden Späne aus hartem Kunststoffmaterial und Reste von O-Ringen aus Gummi gefunden, die aber den Treibstofffluss durch den Ansaugnapf nicht beeinflussten.
- Die Treibstoffleitungen stromabwärts hinter den beiden Treibstoffpumpen mit Rückschlagventilen waren fast leer.
- Die Schwimmergehäuse der Vergaser waren nur teilweise mit Treibstoff gefüllt.
- Die beiden elektrischen Treibstoffpumpen funktionierten einwandfrei.
- Sämtliche CB waren in funktionstüchtigem Zustand.
- Die Warnlampe für geringe Spannung (*low voltage light*) funktionierte und leuchtete unterhalb einer Spannung von 11.8 V DC auf. Dieser Wert ist im AFM und in den Herstellerunterlagen nicht publiziert.
- Der Transponder war elektrisch beschädigt und konnte nicht in Betrieb genommen werden.
- Alle weiteren Geräte befanden sich in funktionstüchtigem Zustand.
- Das Hauptrelais (*master relay*), das den Haupt-Stromverteiler (+14 V bus) von der Batterieversorgung trennt, wies an einem elektrischen Anschluss Verbrennungen durch Kurzschluss auf, war aber noch funktionstüchtig (vgl. Abbildungen 4 und 5).



Abbildungen 4 und 5: Ausgebautes Hauptrelais (*master relays*) mit Schmorsspuren an einem der elektrischen Anschlüsse

- Der Gewindebolzen, der in der Rumpfstruktur eingelassen und mit dem der Reglergleichrichter und die Massekabel auf dem Kabinenboden hinter dem Brandschott montiert waren, wies eine Gesamtlänge von 18.50 mm auf (vgl. Abbildung 6). Die darauf befestigten Komponenten waren die folgenden (von unten nach oben): untere Unterlagscheibe (1.01 mm), Befestigungsflansch des Reglergleichrichters (6 mm), obere Unterlagscheibe (1.01 mm), Kabelschuh vom Massekabel (0.96 mm) und Stopfmutter (4.8 mm). Damit ergab sich eine Gesamtlänge mit allen Komponenten von 19.80 mm, so dass der Klemmteil (Kunststoffeinlage) der selbstsichernden Mutter nicht im Gewindebolzen greifen konnte.

- Die Stoppmutter am Gewindebolzen mit dem Kabelschuh des Massekabels war nicht festgezogen. Abbildung 7 zeigt den Gewindebolzen nach der Demontage des Reglergleichrichters mit den beiden Unterlagsscheiben, dem Kabelschuh des Massekabels und der Stoppmutter.
- Beide Unterlagsscheiben wiesen Spuren auf den Oberflächen auf, wie sie typischerweise bei schlechter elektrischer Verbindung auftreten.

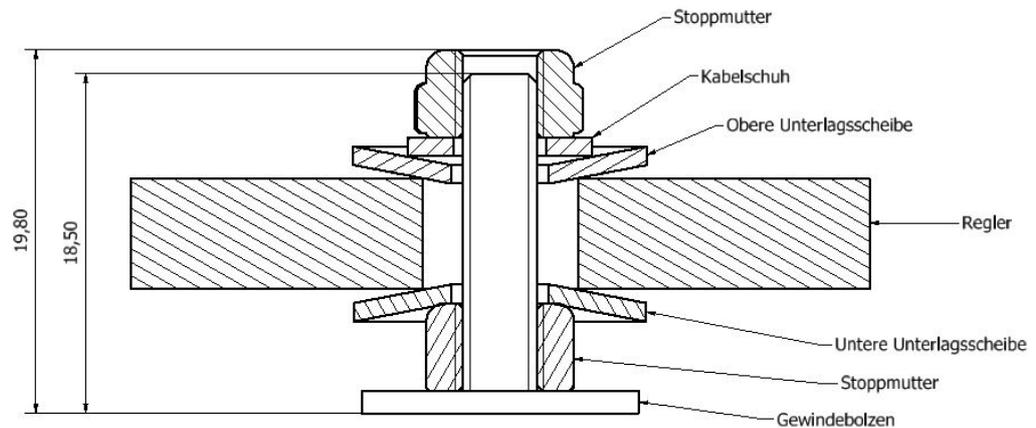


Abbildung 6: Aufbau des Gewindebolzens für die Befestigung des Reglergleichrichters und des Massekabels (Kabelschuh)



Abbildung 7: Gewindebolzen nach der Demontage des Reglergleichrichters mit den beschädigten Unterlagsscheiben und dem Kabelschuh des Massekabels

1.5 Aufzeichnungsgeräte

Diverse Flug- und Triebwerkparameter vom aktuellen und von früheren Flügen waren in der TCU (*turbo control unit*) und im Flarm des Flugzeuges gespeichert und konnten für die Untersuchung ausgewertet werden.

1.5.1 Kontrolleinheit des Turboladers

Die Aufzeichnungen der elektronischen Kontrolleinheit des Turboladers (*turbo control unit* – TCU) wurden durch den Motorenhersteller analysiert. In den letzten 200 Stunden Betriebszeit vor dem Unfall traten keine auffälligen Abweichungen auf, ebenso nicht während der letzten 20 Minuten vor dem Unfallflug.

Zwischen den Betriebszeiten 355:46 h und 1537:45 h wurden zahlreiche Drehzahlüberschreitungen des Motors bis zu einem Maximalwert von 6209 Umdrehungen

pro Minute (*revolutions per minute* – RPM) aufgezeichnet. Gemäss Motorenhandbuch von Rotax ist eine Drehzahl 5800 RPM für eine Zeitspanne von 5 Minuten zugelassen.

Mit den Drehzahlüberschreitungen wurden übereinstimmend auch leicht erhöhte Luftdruckwerte in der Airbox aufgezeichnet, die der Motorenhersteller wie folgt beurteilt: „*Ein kurzes Überschwingen des Airboxdruckes auf 1450 mbar unmittelbar nach Einstellung der Drosseklappenstellung auf 115 % ist nicht ungewöhnlich. Hierbei fällt aber auf, dass zu jedem Eintrag auch eine Überdrehzahl aufgezeichnet wurde.*“

Die Technischen Akten des Motors weisen keine Wartungsmassnahmen auf, die im Zusammenhang mit diesen Überschreitungen stattgefunden haben.

Im AFM ist beschrieben, dass ein kontinuierliches Aufleuchten der roten TCU-Lampe ein Indiz für das Überschreiten des maximal zulässigen Ladedrucks ist und den Piloten darauf hinweist, dass in einem solchen Fall die Zeitdauer der Überschreitung festgehalten werden muss.

Gemäss Wartungshandbuch ist bei keiner periodischen Wartung vorgesehen, dass die TCU systematisch ausgelesen wird.

1.5.2 Flarm der HB-WAR

Im Flarm der HB-WAR waren die letzten acht Flüge aufgezeichnet. Die Aufzeichnungen, die dem Unfallflug zugeordnet werden konnten und in dieser Phase in Abständen von acht Sekunden abgespeichert wurden, endeten abrupt um 10:53:36 UTC. Zu diesem Zeitpunkt befand sich die HB-WAR in der Startrollphase.

Gemäss Hersteller des Flarm wird bei plötzlichem Unterbruch der Spannungsversorgung zum Flarm der Unterspannungszustand (*low voltage code*) nicht mehr aufgezeichnet, sondern lediglich die letzte Aufzeichnung gespeichert. In der Folge wird in dem Moment, in welchem das System wieder unter Spannung gesetzt wird, die Datei mit den Parametern des Flarm (*.igc file*) erstellt. Es ist deshalb davon auszugehen, dass das elektrische Bordnetz der HB-WAR im Zeitraum von acht Sekunden nach der letzten Aufzeichnung einen plötzlichen und kompletten Spannungsausfall erlitt.

1.5.3 Flarm des Segelflugzeuges HB-3099

Die Auswertung des Flarm des Segelflugzeuges wurde durch ein Vereinsmitglied der Segelfluggruppe Tessin durchgeführt und der SUST zur Verfügung gestellt. Der Steigflug des Segelflugzeuges endete wenige Sekunden vor 10:54:00 UTC auf einer Höhe von 215 m Höhe über dem mittleren Meeresspiegel (*above mean sea level* – AMSL), was ungefähr 20 m über Grund (*above ground level* – AGL) entspricht.

1.6 Untersuchung des Motors

Der Motor wurde auf einem Leistungsprüfstand getestet, wobei sämtliche Originalkomponenten der HB-WAR verwendet wurden.

Die Kompressionsmessung vor dem Testlauf zeigte teilweise erhöhte Druckverlustwerte auf, die noch innerhalb der Herstellertoleranzen lagen. Bei der Kontrolle der Magnetschraube wurden nur wenige kleine Abriebspäne gefunden, was aber gemäss Motorenhersteller normal ist und nicht auf mechanische Schäden am Motor hinweist.

Der Motor liess sich auf dem Prüfstand normal starten, lief in der Folge problemlos und erreichte alle geforderten Leistungswerte ohne erkennbare Verluste.

Anschliessend wurden bei Vollgasstellung mit einer Drehzahl von 5800 RPM beide elektrischen Pumpen gleichzeitig ausgeschaltet. Nach 6 Sekunden konnte ein unruhiger Motorlauf mit Drehzahlrückgang festgestellt werden. Nach einer Gesamtzeit von etwa 12 Sekunden stellte der Motor ab.

Der Reglergleichrichter wurde auf einem dafür vorgesehenen Prüfstand getestet. Es wurde eine Ladespannung von 13.83 Volt erreicht, was den Vorgaben des Herstellers entspricht (13.5 V bis 14 V). Anschliessend wurde der Batterieanschluss vom Reglergleichrichter getrennt, was einen kompletten Spannungsabfall des Reglergleichrichters (Ausgang R/B+) innerhalb weniger Sekunden zur Folge hatte.

1.7 Relevante Verfahrensvorgaben

Gemäss Checklisten aus dem AFM der MCR-ULC (*normal procedures*), die vor dem Start am Boden ausgeführt werden, ist nur die Kontrolle des *low voltage light* („*Battery charge (red lamp) ... checked*“) während der Motorenkontrolle vorgesehen:

4.4.5. Engine ground run

- *Parking brake*on
- *Oil temperature and pressure*within green sector
- *RPM set*4000 rpm
- *Magneto (max drop 300 rpm, max dif. 120 rpm)* “L”, BOTH, “R”, BOTH
- *Battery charge (red lamp)*checked
- *Min rpm (1'400)*checked
- *Throttle*2'000 rpm

Im AFM der HB-WAR werden im Kapitel 3 diverse Notsituationen und die dazugehörigen Verfahren, die von der Flugbesatzung ausgeführt werden müssen, beschrieben. Bezüglich Problemen im elektrischen System wird in Kapitel 3.9.3 auf das *low voltage light* hingewiesen:

“3.9.3 Low voltage light (red lamp)

Switch off all non-essential electrical equipment and fly to the nearest airfield and land.

Remark: The engine has electrical fuel pumps only. With a failed generator the engines fuel supply depends on the battery. The remaining flight time with running engine depends on the charge state of the battery. With a battery in good conditions and switched off consumers expect a remaining flight time of 30 minutes.”

Bei Aufleuchten des *low voltage light* müssen alle nicht benötigten elektrischen Verbraucher ausgeschaltet und es muss auf dem nächstgelegenen Flugplatz gelandet werden. Im AFM ist nicht beschrieben, ab welchem Spannungswert das *low voltage light* aufleuchtet.

Fällt der Generator oder der Reglergleichrichter aus, werden die elektrischen Treibstoffpumpen, die für den Betrieb des Motors benötigt werden, ausschliesslich durch die Batterie gespeist. Mit einer vollständig geladenen Batterie können die Pumpen über eine Dauer von ca. 30 Minuten Restflugzeit weiter betrieben werden, bevor sie ausfallen und daraufhin der Motor abstellt.

1.8 Weitere Angaben

1.8.1 Unfall Bad Ragaz

Am 4. Juli 2015, um 12:15 Uhr LT, verunfallte das Flugzeug MCR-ULC, eingetragen als HB-WBA, auf dem Flugplatz Bad Ragaz, was im summarischen Bericht der SUST vom 10. September 2015 behandelt wurde:

„Der Schleppzug befand sich im Steigflug bei Maienfeld, als an Bord der HB-WBA die Fehlermeldung „low voltage“ erschien. Kurze Zeit später fiel das elektrische Bordnetz aus.

Das Segelflugzeug klinkte problemlos aus und der Funk fiel aus. Daraufhin erlitt der Motor plötzlich zunächst kurzen, danach einen totalen Leistungsverlust. Der Pilot wurde sich bewusst, dass er unter diesen Umständen den Flugplatz Bad Ragaz nicht mehr erreichen würde.

Er entschied sich in der Folge für eine Notlandung auf einem abgeernteten freien Feld südlich von Maienfeld. Bei der sanften Landung entstand kein Sachschaden. Der Pilot blieb unverletzt.

Bei der nachfolgenden Kontrolle wurde der Regler sowie die entleerte Batterie ersetzt.“

1.8.2 Einbauvorgaben gemäss Einbauhandbuch von Rotax

Der Motorenhersteller führt im Einbauhandbuch für den Rotax 914 die folgenden beiden Warnungen auf:

„Warnung: Die Verbindungen sind vom Flugzeug- oder Zellenhersteller gemäss gültiger Bauvorschrift wie FAR oder EASA und beiliegendem Anschlussschema [...] herzustellen.

Warnung: Ein wesentlicher Punkt ist, dass die Treibstoffpumpen, gemäss Bauvorschrift, 2 voneinander unabhängige Spannungsversorgungen aufweisen.“

Das vorgeschlagene, gezeichnete Anschlussschema (vgl. Anlage 1) lässt betreffend die Umsetzung der redundanten Spannungsversorgung Spielraum zur Interpretation. Es konnte festgestellt werden, dass die Flugzeughersteller, die den Motor Rotax 914 verwenden, verschiedene Einbauvarianten angewendet haben.

Beim Flugzeugmuster Diamond Superdimona beispielsweise sind zwei Kondensatoren parallel eingebaut und das AFM enthält einen Warnhinweis betreffend das Verbot zum Ausschalten des Hauptschalters (*master switch*) während des Fluges.

Andere Hersteller von Ultraleichtflugzeugen, in denen ein Rotax 914 eingebaut ist, sehen eine separate, direkte Verbindung von der Batterie zum Anschluss C des Reglergleichrichters (Regelspannung) über das Zündschloss vor.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemeines

Der Treibstofftank war nach dem Unfall mit 19 Liter Autobenzin der Qualität Bleifrei 95 gefüllt. Sowohl die Treibstoffleitungen, die von den beiden elektrischen Pumpen zu den Vergasern führten, als auch die beiden Vergasergehäuse beinhalten allerdings praktisch keinen Treibstoff mehr. Nach der technischen Untersuchung liess sich der Motor mit allen Originalkomponenten auf dem Prüfstand ohne weitere Massnahmen wieder starten.

Daraus kann geschlossen werden, dass der Motorsausfall eine Folge mangelnder Treibstoffzufuhr war, weil die Spannungsversorgung zu den elektrischen Treibstoffpumpen 1 und 2 (*fuel pump 1* und *fuel pump 2*) aufgrund eines Problems im elektrischen System unterbrochen wurde. Dieses Problem manifestierte sich unter anderem auch in den herausgesprungenen CB, in der beschädigten Elektronik des Transponders und in der fehlenden Aufzeichnung der Daten des Flarm kurz vor dem Unfall.

Folgende Gründe können zum Unterbruch der Spannungsversorgung zu den elektrischen Treibstoffpumpen geführt haben:

- Bei defektem oder ausgeschaltetem Hauptrelais (*master relais*) wird die Batterie vom Hauptverteiler (+14 V *bus*) getrennt. Dadurch ist der Eingang C des Reglergleichrichters nicht mehr mit der Batterie verbunden, sondern wird nur noch über die Ausgänge R und B+ des Reglergleichrichters versorgt. Der Hersteller des Reglergleichrichters hat bestätigt, dass sich in diesem Fall der Reglergleichrichter nach wenigen Sekunden selber ausschaltet, um interne Beschädigungen zu vermeiden, und folglich die komplette Spannungsversorgung verloren geht.
- Die beiden Gewindebolzen, mit denen der Reglergleichrichter und das Massekabel auf dem Kabinenboden hinter dem Brandschott montiert waren, waren zu kurz, so dass sich die Stoppmutter nicht bis zur Selbstsicherung festziehen liess. Es ist deshalb wahrscheinlich, dass sich die Stoppmutter im Laufe der Zeit durch Vibrationen leicht gelöst hat und dabei der elektrische Kontakt zwischen Massekabel und Reglergleichrichter unterbrochen wurde, was zum gleichen Verhalten wie oben beschrieben führt: Die Spannungsversorgung durch die Batterie zum Eingang C des Reglergleichrichters fällt ab mit nachfolgendem kompletten Verlust der Spannungsversorgung.

Aufgrund der Tatsache, dass der Pilot während der Startphase nicht am Hauptschalter manipulierte und das Hauptrelais nach dem Unfall noch funktionstüchtig war, kommt die SUST zum Schluss, dass das zweite Szenario wahrscheinlicher ist.

2.1.2 Auslegung der redundanten Stromversorgung der Treibstoffpumpen

Der Motorenhersteller betont im Einbauhandbuch für den Motor Rotax 914 ausdrücklich, dass die beiden Treibstoffpumpen durch zwei unabhängige, redundante Stromquellen gespeist werden müssen.

Am Eingang C des Reglergleichrichters müssen zwingend mindestens +6 V Batteriespannung anliegen, damit der Regler korrekt arbeitet und Strom liefert. Es reicht nicht aus, dass die Ausgänge R/B+ mit dem Eingang C verbunden sind, da der Reglergleichrichter nicht selbsterhaltend ist (vgl. Abbildung 1). Die Kapazität des Kondensators, der zwischen Eingang C resp. Ausgang R/B+ des Reglergleich-

richters und der Masseverbindung geschaltet ist, reicht nicht aus, um im Falle eines Batterieausfalls die Spannung am Eingang C aufrechtzuerhalten, insbesondere, wenn viele Verbraucher angeschlossen sind.

Die elektrische Spannungsversorgung der Treibstoffpumpen der MCR-ULC mit einem Rotax-Motor vom Typ 914 ist deshalb nicht redundant.

Der Motorenhersteller Rotax bietet die Möglichkeit an, einen optionalen Alternator zur Erhöhung der Stromzufuhr einzubauen. Damit wäre eine Redundanz der Stromversorgung gegeben und ein Stromausfall wie im vorliegenden Fall unwahrscheinlich.

2.1.3 Musterschaltplan des Motorenherstellers

Der Musterschaltplan im Einbauhandbuch des Motorenherstellers ist bezüglich Stromversorgung praktisch identisch mit dem Schaltplan der MCR-ULC und weist einen ebenfalls nicht redundanten Aufbau des elektrischen Systems auf (vgl. Anlage 1).

Die Warnhinweise von Rotax, dass die Treibstoffpumpen zwei voneinander unabhängige Spannungsversorgungen aufweisen müssen, finden hier keinen Niederschlag. Es wäre naheliegend, dass die Umsetzung dieser Warnhinweise auch im entsprechenden Musterschaltplan berücksichtigt würde.

Im Musterschaltplan ist ausserdem eine Warnleuchte für den Reglergleichrichter am Ausgang L (vgl. Abbildung 1) vorgesehen, mit der dem Piloten ein Ausfall des Reglergleichrichters angezeigt wird. In der MCR-ULC ist keine solche Warnleuchte eingebaut und ein elektrisches Problem wird nur bei einer niedrigen Batteriespannung durch das *low voltage light* und das Voltmeter angezeigt. Ein Ausfall des Reglergleichrichters bleibt deshalb unerkannt, was als beitragender Faktor ermittelt wurde.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Der Pilot der Schleppmaschine reagierte angemessen auf den Ausfall des Motors, in dem er das Flugzeug ohne grosse Richtungsänderungen auf einer gemähten Wiese hinter dem Pistenende notlandete. Die nachfolgende Kollision mit der Wegböschung und die damit verbundenen Beschädigungen am Flugzeug liessen sich nicht verhindern.

Für einen Einsatz des eingebauten BRS reichte die Höhe nicht aus.

Die Piloten des Segelflugzeuges reagierten angemessen auf den Leistungsverlust des Schleppflugzeuges, in dem der Fluglehrer die sofortige Kontrolle über die Führung übernahm, das Schleppseil ausklinkte und das Segelflugzeug mit einer leichten Rechtskurve auf einer Wiese landete.

Gemäss Normalverfahren (*normal procedures*) der MCR-ULC, die vor dem Start am Boden ausgeführt werden, ist nur die Kontrolle des *low voltage light* während der Motorenkontrolle (*engine ground run*) vorgesehen. Damit lässt sich weder abschätzen, ob die Batterie ausreichend geladen ist, noch ob der Reglergleichrichter funktioniert. Eine Kontrolle des *voltage indicator* ist in den Checklisten nicht vorgeschrieben.

Wegen der fehlenden Ladekontrolllampe ist ein Ausfall des Reglergleichrichters für den Piloten praktisch nicht erkennbar. Erst mit dem Abfallen der Batteriespannung unter 11.8 V DC leuchtet die eingebaute Warnlampe *low voltage* auf. Zu diesem Zeitpunkt ist die Batterie aber bereits stark entladen und kann den Betrieb der Treibstoffpumpen nicht mehr wie im AFM beschrieben für 30 Minuten sicherstellen.

2.3 Weitere Risiken

Die folgenden weiteren technischen sowie betrieblichen Schwachstellen (*factors to risk*) wurden während der Untersuchung entdeckt, stehen aber nicht im direkten Zusammenhang mit dem Unfallhergang.

- Im Abschnitt „Normale Betriebsverfahren“ (*normal operations*) des AFM ist nicht vorgesehen, dass die Batteriespannung, die am Voltmeter abgelesen werden kann, vor oder während des Fluges kontrolliert werden muss. Es sind ausserdem keine Verfahren definiert, die sicherstellen, dass die Batterie vor einem Flug vollständig aufgeladen ist.

Des Weiteren ist die Beschreibung der Warnlampen im AFM unzureichend. Beispielsweise zeigt die mit einem Batteriesymbol versehene Warnlampe eine zu geringe Spannung im gesamten elektrischen System an und nicht, wie das Piktogramm vermuten lassen könnte, eine zu geringe Spannung der Batterie.

- Es fällt auf, dass der Hauptschalter, der Schalter für die zusätzliche elektrische Treibstoffpumpe 2 und der Schalter für die Blitzlichter am gleichen Ort im linken Instrumentenbrett eingebaut sind. Die Schalter sind alle baugleich und unterscheiden sich nur durch ihre Farbe. Diese Anordnung der elektrischen Schalter kann zu Verwechslungen und nachfolgenden Bedienungsfehlern durch den Piloten führen.
- Gemäss Wartungshandbuch ist bei keiner periodischen Wartung vorgesehen, dass die TCU systematisch ausgelesen wird, so dass vom Piloten nicht wahrgenommene oder nicht gemeldete Überdrehzahlen des Motors unerkannt bleiben. Dadurch werden die bei einer solchen Überdrehzahl notwendigen Wartungsmassnahmen am Motor und an anderen betroffenen Komponenten nicht ausgeführt, was ein erhebliches Risiko beim weiteren Betrieb des Flugzeuges birgt.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Am Motor und am Treibstoffsystem wurden keine vorbestehenden Mängel festgestellt.
- Durch den elektrisch bedingten Ausfall beider Treibstoffpumpen wurde der Motor nicht mehr mit Treibstoff versorgt.
- Die Länge des Gewindebolzens für die Befestigung des Stromreglers und der Masseverbindung war zu kurz, so dass sich die Stoppmutter nicht bis zur Selbstsicherung festziehen liess und der Klemmteil der Mutter (Kunststoffeinlage) nicht im Gewinde des Gewindebolzens fassen konnte.
- Die Stoppmutter auf dem Gewindebolzen, der die Verbindung der Masseverbindung zwischen der Batterie und dem Reglergleichrichter, Hauptrelais und weiteren elektrischen Komponenten sicherstellt, war nicht festgezogen.
- Sämtliche Schutzschalter (*circuit breaker*) waren in funktionstüchtigem Zustand.
- Es war keine Ladekontrolllampe für den Reglergleichrichter eingebaut.
- Die Warnlampe für geringe Spannung (*low voltage light*) funktionierte und leuchtete unterhalb einer Spannung von 11.8 V DC auf. Dieser Wert ist im AFM und in den Herstellerunterlagen nicht publiziert.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot des Schleppflugzeuges und der Fluglehrer des Segelflugzeuges besaßen die entsprechenden Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzungen während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Um 09:58 Uhr startete das Schleppflugzeug DynAero MCR-ULC, eingetragen als HB-WAR, mit dem Segelflugzeug ASK 21, mit dem Kennzeichen HB-3099, zum ersten Schleppflug des Tages.
- Während des neunten Schleppstarts um 11:53 Uhr trat bei der HB-WAR kurz nach dem Abheben ein Leistungsverlust mit nachfolgendem Ausfall des Motors auf.
- Der Segelfluglehrer klinkte das Schleppseil aus und landete das Segelflugzeug auf einer Wiese innerhalb des Flugplatzareals.
- Der Schlepppilot führte auf einer gemähten Wiese eine Notlandung aus.
- Während des Ausrollens kollidierte das Flugzeug mit der Böschung eines leicht erhöhten Feldweges.

3.1.4 Betriebliche Aspekte

- Während der Motorenkontrolle muss gemäss AFM das *low voltage light* überprüft werden. Damit lässt sich nicht abschätzen, ob die Batterie ausreichend geladen und ob der Reglergleichrichter oder Generator funktionstüchtig ist.

3.1.5 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf die Entstehung des Unfalls.

3.2 Ursachen

Der Unfall bestand aus einer Notlandung nach einem Motorausfall infolge Unterbruch der Treibstoffzufuhr, weil die nicht redundant ausgelegte Spannungsversorgung zu beiden elektrischen Treibstoffpumpen ausfiel. Mit hoher Wahrscheinlichkeit wurde der Spannungsausfall durch einen Unterbruch der Masseverbindung beim Regler hervorgerufen.

Das Fehlen einer Warnlampe für die Überwachung des Reglergleichrichters hat zum Unfall beigetragen.

Im Rahmen der Untersuchung wurden folgende Faktoren zwar nicht als ursächlich oder beitragend, aber dennoch als systemisch risikoreich (*factors to risk*) erkannt:

- fehlendes Verfahren zur Kontrolle des Ladezustandes der Batterie vor dem Flug;
- fehlende Beschreibung der Auswirkungen einer unvollständig geladenen Batterie im Flugbetrieb.
- Die ordentlichen Instandhaltungsarbeiten sehen keine systematische Überprüfung der aufgezeichneten Überschreitungen von Betriebsgrenzen vor.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Sicherheitsempfehlungen

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

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

„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

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

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

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

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

Sicherheitshinweise

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

„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.1 Kurzdarstellung

Am 13. Dezember 2015 kam es kurz nach dem Start zu einer Notlandung eines Flugzeuges MCR-ULC, nachdem der Motor aufgrund einer fehlenden Treibstoffzufuhr ausgefallen war. Diese erfolgt in der MCR-ULC mit Rotax 914 Motor mittels zweier elektrischer Treibstoffpumpen. Ein Ausfall von beiden Treibstoffpumpen,

der unter anderem durch einen kompletten Ausfall der Stromversorgung auftreten kann, führt bei Vollast innert Sekunden zum vollständigen Motorausfall.

Der Reglergleichrichter, der die Wechselspannung des Generators gleichrichtet und regelt, benötigt für den korrekten Betrieb eine konstante Eingangsspannung von der Batterie. Bei Ausfall der Batterie schaltet sich der Reglergleichrichter automatisch aus, um interne Beschädigungen und starke Schwankungen der Regler-Ausgangsspannung mit nachfolgenden Schäden an weiteren elektrischen Systemen zu vermeiden. Folglich sind die Spannungsversorgungen im elektrischen System der MCR-ULC bestehend aus Generator mit Reglergleichrichter und Batterie nicht redundant ausgelegt.

Das Trennen der Batterie vom elektrischen Bordnetz, etwa durch einen Kurzschluss, durch einen Unterbruch in der Masseverbindung, durch einen Ausfall des Hauptrelais oder einfach durch Ausschalten des Hauptschalters (*master switch*), führt zum Ausfall beider Treibstoffpumpen und anschliessend zum Ausfall des Motors aufgrund von Treibstoffmangel.

4.2 Sicherheitsempfehlungen und Sicherheitshinweise

Die Sicherheitsempfehlung Nr. 511 wurde mit Zwischenbericht vom 14. Juli 2016, die weiteren Sicherheitsempfehlungen Nr. 533 und 534 mit Schlussbericht vom 26. April 2018 ausgesprochen.

4.2.1 Triebwerkausfall nach dem Start

4.2.1.1 Sicherheitsdefizit

Ein Vergleich mit anderen in der Schweiz registrierten Flugzeugmustern, die mit einem Rotax-Motor vom Typ 914 ausgestattet sind, zeigt, dass die Stromversorgung gleich wie bei der MCR-ULC ist. Entsprechend zeigt sich auch bei diesen Flugzeugmustern das Risiko eines Motorausfalls aufgrund der fehlenden Redundanz in der Stromversorgung.

4.2.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 511

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) und das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) sollten durch geeignete Massnahmen sicherstellen, dass das elektrische System der mit Rotax-Motoren des Baumusters 914 betriebenen Flugzeugmuster mit einer redundanten Spannungsversorgung der beiden elektrischen Treibstoffpumpen ausgerüstet ist.

4.2.1.3 Stellungnahme des Bundesamts für Zivilluftfahrt

Die SUST erhielt am 14. November 2016 vonseiten Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) mit Schreiben vom 3. September 2016 folgende Stellungnahme:

„BAZL / STEH^[6] hat Kontakt aufgenommen mit DynAero um zu erfahren, welche Verbesserungen am Design (Redundanz der Stromversorgung für die Treibstoffpumpen geplant sind und wie diese Verbesserungen in bereits produzierte Flugzeuge eingebaut werden können. Gegenwärtig haben wir bis jetzt keine offizielle Antwort erhalten (beispielsweise einen gesicherten Bypass Switch).

Es bleibt allerdings zu beachten, dass der Ausfall des Motors in dieser Kategorie (Ecolight) per Design maximal als major/remote beurteilt wird, allenfalls sogar als minor/probable. Somit ergibt sich, dass der Ausfall des Motors alle 1000 bis 10 000 Stunden vorkommen kann.

⁶ STEH: Entwicklung und Herstellung

Ob das aktuelle Design des DynAero MCR-ULC diese Designvorgaben erfüllt ist uns nicht bekannt.

Bis jetzt getroffene Massnahmen:

- *Information DynAero*
- *Information EASA via IORS⁷*
- *Publikation Stay Safe Information auf BAZL-Plattform*

Konsequenz:

Das BAZL betrachtet, da weitere Massnahmen nicht zielführend sind, den Status dieser Untersuchung als abgeschlossen.“

4.2.2 Einbau einer Warnlampe für die Kontrolle der Stromversorgung in Kleinflugzeugen mit Rotax-Motoren vom Typ 914

4.2.2.1 Sicherheitsdefizit

Die Treibstoffzufuhr in der MCR-ULC mit Rotax 914 Motor wird mittels zweier elektrischer Treibstoffpumpen sichergestellt. Bei einem Ausfall des Generators oder des Reglergleichrichters können die Treibstoffpumpen mit einer vollständig geladenen Batterie über einen Zeitraum von maximal 30 Minuten weiterbetrieben werden, bevor sie ausfallen und folglich der Motor abstellt. Aus diesem Grund ist es wichtig, dass beim Ausfall des Generators oder des Reglergleichrichters eine Warnlampe aufleuchtet.

4.2.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 533

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) und das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) sollten durch geeignete Massnahmen sicherstellen, dass die Halter und Eigentümer von Flugzeugen mit einem Rotax-Motor des Baumusters 914 über das beschriebene Sicherheitsdefizit informiert werden und dass das elektrische System in ihren Flugzeugen keine Mängel aufweist.

4.2.2.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 534

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) und das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) sollten durch geeignete Massnahmen sicherstellen, dass bei allen Luftfahrzeugen mit einem Rotax-Motor des Baumusters 914 ein Ausfall des Reglergleichrichters oder des Generators und das Entladen der Batterie frühzeitig erkannt werden kann.

4.2.3 Motorausfall aufgrund einer ungenügend geladenen Batterie bei Kleinflugzeug mit Rotax-Motoren vom Typ 914

4.2.3.1 Sicherheitsdefizit

Die Treibstoffzufuhr in der MCR-ULC mit Rotax 914 Motor wird mittels zweier elektrischer Treibstoffpumpen sichergestellt. Bei einem Ausfall des Generators bzw. des Reglergleichrichters können die Treibstoffpumpen mit einer vollständig geladenen Batterie über einen Zeitraum von maximal 30 Minuten weiterbetrieben werden, bevor sie ausfallen und folglich der Motor abstellt. Aus diesem Grund ist es wichtig, dass Batterie vor jedem Flug vollständig geladen ist.

⁷ IORS: *internal occurrence reporting system*

In den Verfahren, die im Flugzeugflughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) der MCR-ULC beschrieben sind und die vor dem Flug am Boden ausgeführt werden, ist keine Kontrolle des Ladezustandes der Batterie vorgesehen. Ausserdem sind die möglichen Auswirkungen eines Starts mit einer unvollständig geladenen Batterie nicht ausführlich beschrieben.

4.2.3.2 Sicherheitshinweis Nr. 10

Subjekt: Betrieb mit nicht vollständig geladener Batterie

Zielgruppe: Halter und Eigentümer von Flugzeugen, die auf elektrische Systeme angewiesen sind, welche zwingend für die Fortführung eines Fluges notwendig sind.

Es sollte sichergestellt werden, dass die Besatzungen über die möglichen Auswirkungen eines Starts mit einer unvollständig geladenen Batterie informiert sind und entsprechende Verfahren zur Kontrolle des Ladezustandes der Batterie in den Vorgaben des Halters beschrieben werden.

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) hat die bekannten Halter und Eigentümer der MCR-ULC Flugzeugtypen über das Sicherheitsdefizit informiert.

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).

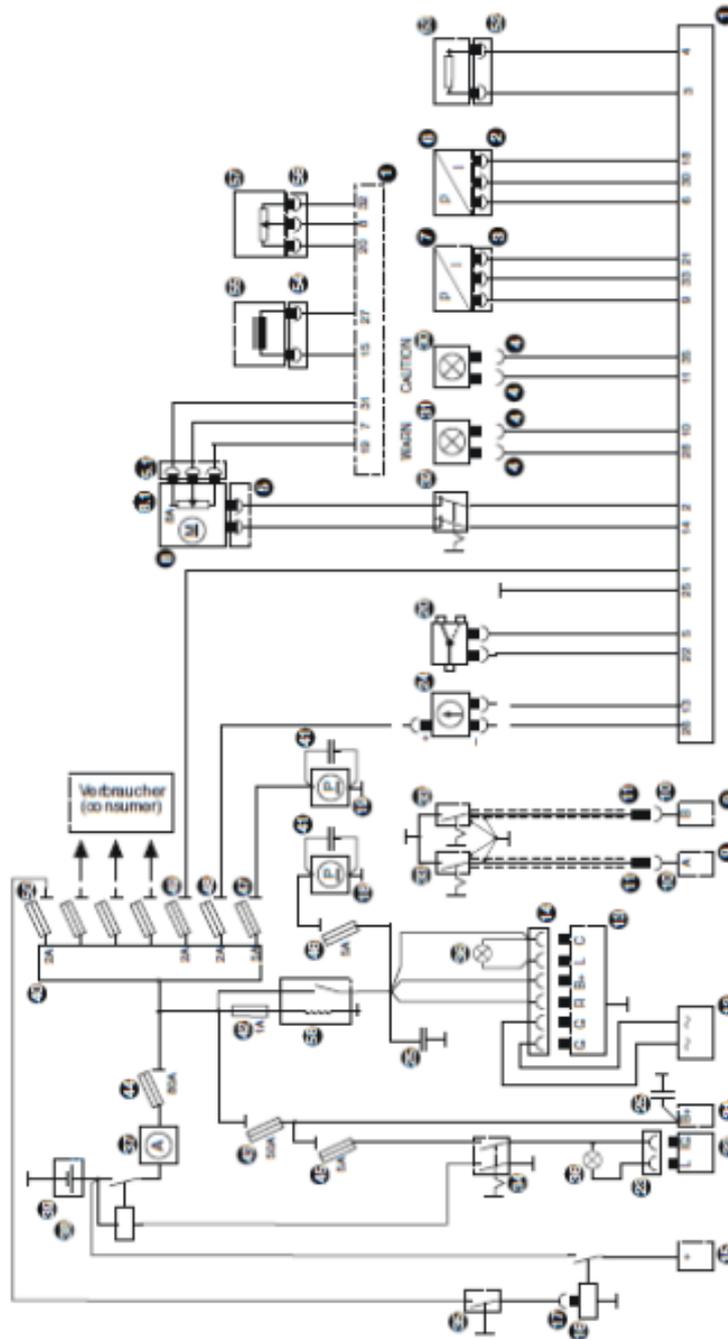
Bern, 26. April 2018

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Auszug aus dem BRP Installationsmanual

BRP-Rotax
INSTALLATION MANUAL

Fig. 69
08317



Wiring symbols to DIN 40712, 40713, 40716 and 40719.

0106054