



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

Rapporto finale n° 2313 del Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI

concernente l'incidente dell'aeromobile
DynAero MCR-ULC, HB-WAR,

verificatosi il 13 dicembre 2015

all'aerodromo di Locarno/TI (LSZL)

Ursachen

Der Unfall ist auf eine Notlandung nach einem Motorausfall infolge Unterbruch der Treibstoffzufuhr zurückzuführen, weil die nicht redundant ausgelegte Spannungsversorgung zu beiden elektrischen Treibstoffpumpen einbrach. 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 beiträgend, 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.

Osservazioni generali sul presente rapporto

Il presente rapporto riporta le conclusioni del Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza (SISI), relative alle circostanze e alle cause di questo incidente.

Conformemente all'articolo 3.1 della 10^a edizione dell'annesso 13, valida dal 18 novembre 2010, della convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (OACI) del 7 dicembre 1944, come pure all'articolo 24 della legge federale sulla navigazione aerea, l'inchiesta relativa a un infortunio o a un incidente grave ha quale unico obiettivo la prevenzione degli infortuni e degli incidenti gravi. L'inchiesta non ha per obiettivo la valutazione giuridica delle circostanze e delle cause dell'infortunio o dell'incidente grave. Il presente rapporto non intende dunque determinare colpe e/o stabilire responsabilità.

Pertanto, l'utilizzazione del presente rapporto per scopi che esulano dalla prevenzione potrebbe condurre a interpretazioni errate.

La versione di riferimento del presente rapporto è redatta in lingua tedesca.

Salvo indicazioni contrarie, tutte le informazioni contenute nel presente rapporto si riferiscono al momento dell'incidente.

Se non specificato diversamente, in questo rapporto tutte le indicazioni orarie si riferiscono all'ora normale valida per il territorio svizzero (*local time* – LT) che, al momento dell'incidente, corrispondeva all'ora dell'Europa centrale (*central european time* – CET).

La relazione tra LT, CET e l'ora universale coordinata (*coordinated universal time* – UTC) è la seguente: LT = CET = UTC + 1 h.

Rapporto finale

Tipo di aeromobile	DynAero MCR-ULC	HB-WAR		
Esercente	Gruppo volo a vela Ticino, 6600 Locarno			
Proprietario	Gruppo volo a vela Ticino, 6600 Locarno			
Pilota	Cittadino svizzero, nato nel 1952			
Licenze	Licenza di pilota privato aeroplano (<i>private pilot license airplane – PPL(A)</i>) secondo l’Agenzia europea per la sicurezza aerea (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), rilasciata dall’Ufficio federale dell’aviazione civile (UFAC)			
Ore di volo	totale	1069 h	durante gli ultimi 90 giorni	11:28 h
	sul tipo in questione	81 h	durante gli ultimi 90 giorni	10:00 h
Luogo	310 m dopo fine pista 26L, Aerodromo di Locarno/TI (LSZL)			
Coordinate	710 547 / 112 949	Altitudine	196 m/M	
Data e ora	13 dicembre 2015, 11 h 53 min			
Tipo di volo	Privato, Rimorchio aliante			
Regole di volo	Regole del volo a vista (<i>visual flight rules – VFR</i>)			
Fase di volo	Decollo			
Natura dell’incidente	Guasto del motore			
Persone ferite				
Ferite	Membri d’equipaggio	Passeggeri	Numero totale di persone a bordo	Terze persone
Mortali	0	0	0	0
Gravi	0	0	0	0
Leggere	0	0	0	0
Nessuna	1	0	0	Non pertinente
Totale	1	0	0	0
Danni all’aeromobile	Gravemente danneggiato			
Danni a terzi	Nessuno			

1 Fattispecie

1.1 Antefatti e Svolgimento del volo

1.1.1 Premessa

La seguente descrizione degli antefatti e dello svolgimento del volo si basa sulle deposizioni degli equipaggi, così come sulle registrazioni del sistema di anticollisione Flarm e dell'unità di controllo elettronico del turbo (*turbo control unit* – TCU).

1.1.2 Fatti antecedenti

Il pilota dell'HB-WAR era in possesso di una licenza di pilota privato per aeroplani e disponeva di una lunga esperienza nel traino di alianti, oltre che di pilota di volo a vela. Inoltre sosteneva da molti anni la squadra di manutenzione del Gruppo volo a vela Ticino – GVVV e aveva conoscenze in particolare dei velivoli in materiale composito. Il pilota aveva superato a Grenchen un seminario di manutenzione sui motori del tipo Rotax 912 e 914.

L'istruttore di volo a vela, che pilotava l'aliante ASK 21 immatricolato HB-3099, seduto sul sedile posteriore, era in possesso di una licenza di pilota d'aliante e disponeva pure di una lunga esperienza. L'allievo, seduto sul sedile anteriore dell'HB-3099, era all'inizio dell'istruzione per pilota d'alianti.

La mattina del 13 dicembre 2015, il pilota del velivolo da traino, l'istruttore di volo a vela e alcuni allievi di volo a vela del Gruppo volo a vela Ticino, si sono incontrati sull'aerodromo di Locarno. Era previsto di eseguire con gli allievi parecchi voli scuola sull'aliante HB-3099, nella zona dell'aerodromo.

Dopo gli usuali preparativi al volo e la deposizione di un avviso di volo all'ufficio C, il pilota del velivolo di traino DynAero MCR-UJC, immatricolato HB-WAR, era pronto per la missione.

1.1.3 Svolgimento del volo

Alle ore 09:58, l'HB-WAR con al traino l'aliante, ha eseguito il primo decollo dalla pista in erba 26L. Seguirono altri sette voli di traino nei quali l'aliante di volta in volta si sganciava ad una quota di circa 500 m/M. Durante la discesa, il pilota del velivolo di traino rientrava il cavo di rimorchio tramite un verricello elettrico montato a bordo e atterrava di nuovo sulla pista 26L. Al suolo, rispettivamente tra un volo e l'altro, il pilota lasciava girare il motore finché l'aliante non era atterrato e pronto per un nuovo decollo con un altro allievo.

Per l'ultimo volo, il velivolo di traino si è allineato come sempre sulla pista 26L e il pilota ha rullato il velivolo da traino lentamente in avanti finché il cavo di traino non era teso. I flaps dell'HB-WAR erano posizionati per il decollo e la pompa ausiliaria elettrica del carburante 2 (*fuel pump 2*) era inserita. Alle ore 11:53, dopo aver selezionato la potenza di decollo, il velivolo di traino ha accelerato come di solito.

Pochi secondi dopo il decollo del velivolo da traino, il pilota ha notato come il motore del velivolo, a circa 70 m dal suolo, ha iniziato a girare irregolarmente e subito dopo si è arrestato. Allo stesso tempo ha constatato che sul cruscotto gli interruttori di sicurezza (*circuit breaker* – CB) dell'apparato ricetrasmittente e della presa accendisigari erano fuoriusciti. Il pilota ha rispinto i due interruttori, ma questi sono usciti di nuovo.

L'istruttore nell'aliante ha notato la diminuzione dell'angolo di salita e ha deciso per uno sgancio immediato con atterraggio d'emergenza sul prato, entro l'area aeroportuale, a destra della rotta di partenza, circa 100 m dopo la fine della pista in erba 26C. L'aliante è rimasto intatto.

Il pilota del velivolo di traino, dopo una leggera virata a destra, ha eseguito un atterraggio d'emergenza ed è atterrato in un prato circa 310 m dopo la fine pista 26L. Il velivolo, dopo aver rullato con velocità ridotta per 55 m, ha urtato un terrapieno rialzato di una stradina di campagna che si estende trasversalmente al prolungamento delle piste (vedi Figura 1). In seguito all'urto il ruotino di prua si è spezzato, le due pale inferiori dell'elica si sono rotte e le punte delle ali sono state rovinate.

Il pilota del velivolo di traino ha potuto lasciare il relitto indenne.

Non c'è stato incendio, né danni al suolo.

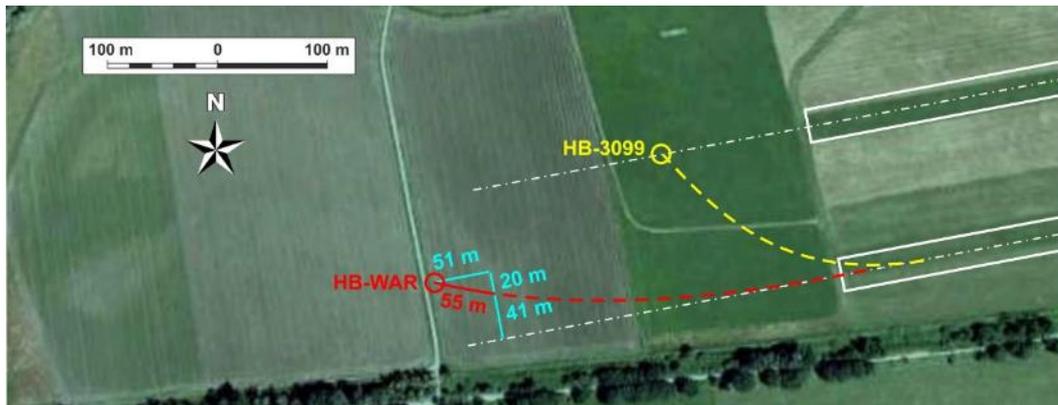


Figura 1: Posizione finale dei due velivoli HB-WAR e HB-3099 nel prolungamento della pista 26

1.2 Situazione meteorologica

1.2.1 Situazione generale

Una linea di alta pressione si estendeva dall'Italia attraverso le Alpi fino al mare del Nord.

1.2.2 Situazione meteorologica sul luogo e al momento dell'incidente

Sulla pianura soleggiata di Magadino soffiava un debole vento con cirrostrati.

Vento	Calmo
Visibilità	10 km o più, parallela all'asse pista
Tempo	Soleggiato
Nuvolosità	5/8 a 22 000 ft
Temperatura	5 °C
Punto di rugiada	-1 °C
Pressione atmosferica (QNH)	1025 hPa, Pressione ridotta a livello del mare calcolata in base ai valori ICAO ¹ dell'atmosfera standard

1.3 Informazioni sull'aeromobile

1.3.1 Generale

Immatricolazione HB-WAR

¹ ICAO: *International Civil Aviation Organisation*, Organizzazione Internazionale dell'Aviazione Civile.

Tipo d'aeromobile	MCR-ULC
Caratteristiche	Monomotore, biposto ala bassa della categoria Ecolight ² in materiale composito, carrello fisso con ruotino di prua
Costruttore	DynAero S.A., Darois, Francia
Anno di costruzione	2007
Numero di serie	349
Ambito d'impiego	VFR di giorno, Voli rimorchio d'aliante secondo il certificato d'idoneità al rimorchio
Motore	Rotax 914 UL, s/n 4.419.642
Elica	A tre pale a passo variabile MT-Propeller Entwicklung GmbH, MTV-34-1-A/164-200
Equipaggiamento supplementare	Sistema di salvataggio totale (<i>ballistic recovery system</i> – BRS)
Ore totali d'impiego	Fusoliera: 994 h TSN ³ Motore: 994 h TSN Contaore del motore: 1738 h ⁴ TSN
Atterraggi	2027
Qualità di carburante autorizzato	Benzina per automobili senza piombo 95 ottani oppure Avgas 100 LL
Qualità di carburante al momento dell'incidente	Benzina per automobili senza piombo 95 ottani
Quantità di carburante al momento dell'incidente	19 l
Massa massima al decollo	472.5 kg
Massa e centro di gravità	La massa del velivolo all'inizio del traino era di 412.8 kg e al momento dell'incidente ca. 395 kg La massa e il centro di gravità al momento dell'incidente si trovavano entro i limiti prescritti dal manuale del velivolo (<i>aircraft flight manual</i> - AFM).
Certificato d'immatricolazione	Rilasciato dall'UFAC il 27 febbraio 2015
Attestazione d'esame	Rilasciato dall'UFAC il 2 settembre 2015, valevole fino al 19 luglio 2017.
Permesso di volo (<i>permit to fly</i>)	Rilasciato dall'UFAC il 31 luglio 2009.

² Ecolight secondo *Light Sport Aircraft Statement of Compliance* e EASA-Form 18b.

³ TSN: *time since new*, Ore d'impiego da nuovo.

⁴ La differenza tra il contaore del motore e le ore d'impiego è da ricondurre al fatto che l'HB-WAR è stato impiegato principalmente quale velivolo rimorchiatore e che durante i circuiti scuola il motore non veniva spento dopo ogni atterraggio, durante il tempo necessario per preparare l'aliante a un nuovo decollo.

Ultimo controllo-EASA

Il 2 settembre 2015 a 951:38 h TSN

1.3.2 Lavori di manutenzione all'HB-WAR

Durante il periodo tra il 27 maggio 2015 e il momento dell'incidente sono stati eseguiti diversi lavori di manutenzione pianificati e non pianificati. Dai rapporti di lavoro emerge che il motore durante questo periodo, a causa di motivi sconosciuti, non ha sempre girato normalmente. Per risolvere il problema sono stati sostituiti in particolare il carburatore, il circuito d'accensione e il regolatore di tensione. Quest'ultimo è stato sostituito il 19 agosto 2015.

Il libro di bordo, in un caso, riporta l'osservazione che la batteria era completamente scarica.

1.3.3 Sistema elettrico

L'HB-WAR dispone di un sistema elettrico a corrente continua con tensione nominale di 14 V (*direct current* – DC). Esso è alimentato da una batteria con una capacità di 8.0 Ah e di un generatore di corrente alternata (*alternating current generator*) con raddrizzatore-regolatore di tensione (*rectifier-regulator*).

La massa (*ground* – GND) tra la batteria, il rivestimento metallico del castello motore, del regolatore di tensione e dei consumatori elettrici è realizzata con un cavo elettrico.⁵

Il sistema elettrico, tra l'altro, alimenta le due pompe elettriche di carburante. La pompa di carburante 1 (*fuel pump 1*) è collegata in modo permanente con il distributore di corrente principale (+14 V *bus*). La pompa ausiliaria di carburante 2 (*fuel pump 2*) viene inserita tramite un interruttore sul cruscotto (vedi Figura 2). In tal modo, secondo l'AFM, è assicurato che almeno una pompa di carburante può sempre funzionare anche se una delle due sorgenti elettriche viene a mancare.

Per assicurare il funzionamento del motore Rotax 914, una di queste pompe di carburante deve sempre essere in funzione affinché il flusso di carburante al carburatore sia garantito. Con l'arresto del generatore, il quale nell'operazione normale carica la batteria attraverso il regolatore di tensione, secondo l'AFM con la batteria completamente carica, e disattivando i consumatori elettrici non necessari, le pompe possono funzionare per ulteriori 30 minuti. Dopo l'arresto delle pompe di carburante, il motore si ferma per mancanza di alimentazione.

Sul DynAero MCR-UJC non è installata nessuna lampadina di controllo della carica del regolatore di tensione, per cui un arresto del generatore o del regolatore di tensione può essere notato solo con un calo di tensione tramite il voltmetro (*voltage indicator*) o della spia di avvertimento di bassa tensione (*low voltage light*).

⁵ La struttura del velivolo è costituita per la maggior parte di materiale composito e quindi isolante dal punto di vista elettrico.

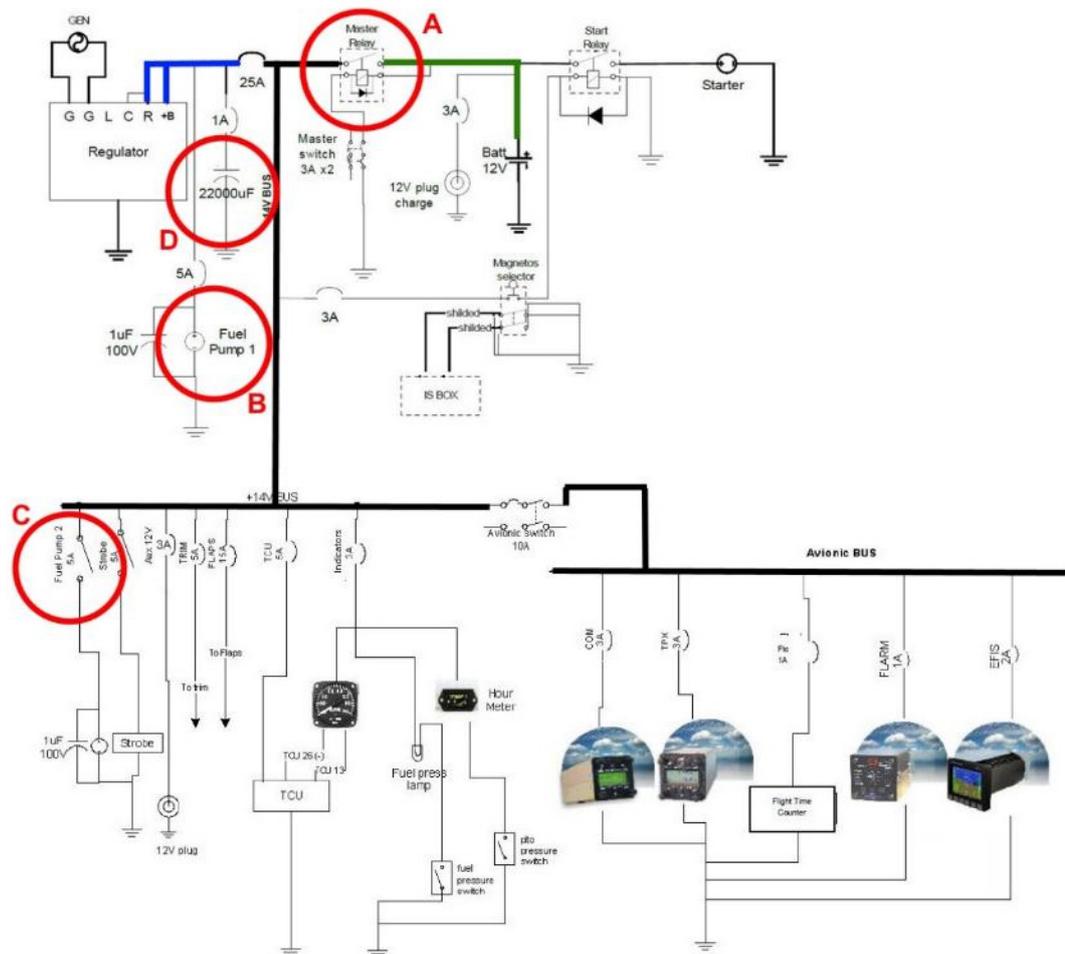


Figura 2: Sistema elettrico dell'MCR-ULC (estratto dall'AFM)

A: Relè principale (*master relais*), B: Pompa di carburante 1 (*fuel pump 1*), C: Pompa di carburante 2 (*fuel pump 2*), D: Condensatore.

1.3.4 Regolatore di tensione

Il compito del regolatore di tensione (*rectifier-regulator*), che è stato sviluppato espressamente per il motore Rotax 914, è quello di trasformare la corrente alternata del generatore in una corrente continua di tensione minima corrispondente a 13.8 V. Per appianare ulteriormente le oscillazioni di tensione tra l'uscita del regolatore di tensione e il collegamento alla terra, è stato inserito in aggiunta un condensatore.

Il regolatore di tensione possiede i seguenti collegamenti (vedi Figura 2):

- G/G: collegamenti d'entrata del generatore;
- L: collegamento spia di controllo della tensione, che nell'HB-WAR non è installata;
- C: entrata della tensione di controllo della batteria;
- R e B+: uscita della corrente di carica alla batteria.

Secondo il costruttore, all'entrata C del regolatore di tensione deve esserci una tensione uniforme di almeno +6 V DC, così che dall'uscita R/B+ venga erogata corrente. Se la corrente scende al di sotto di questo valore, il regolatore di tensione disinserisce le uscite R/B+ in modo da evitare danni al regolatore di tensione e agli

altri componenti elettrici. Scollegando la tensione della batteria dall'entrata C, secondo il costruttore si formano rapidamente delle forti sopra e sotto tensioni alle uscite R/B+ prima che il regolatore di tensione si disinserisca da solo. Secondo il costruttore, non è sufficiente che le uscite R/B+ (corrente di carica) siano collegate con l'entrata C (regolazione di tensione): il regolatore di tensione non è autosufficiente, ma necessita di una tensione di controllo indipendente collegata all'entrata C (batteria).

Sul coperchio del regolatore è iscritto un relativo avvertimento che, con il motore in moto, vieta espressamente la separazione del regolatore dalla batteria.

Nell'HB-WAR, l'entrata C del regolatore di tensione è direttamente collegato con R/B+. Non esiste una diretta separazione tra l'entrata C e la batteria.

1.4 Informazioni sul relitto, l'impatto e il luogo dell'incidente

La posizione finale del velivolo era a 365 m dopo la fine pista 26L. Il relitto, in linea di volo, giaceva contro un terrapieno di una strada di campagna. Nell'impatto con il terrapieno il ruotino di prua e le due pale inferiori dell'elica si sono rotti; le due estremità alari sono state danneggiate (vedi Figura 3).



Figura 3: Posizione finale dell'HB-WAR

Il cavo di traino era esteso completamente. I flaps erano nella posizione di decollo (*take off*) e la chiave del contatto è stata trovata nella posizione *both*.

L'interruttore principale (*master switch*) era nella posizione *off* e i fusibili (CB) della ricetrasmittente (COM) così come la presa accendisigari (CIGAR LIGHT) sono stati trovati nella posizione aperta. Il coperchio della presa accendisigari era aperto.

Dopo aver inserito l'interruttore principale per controllare la quantità di carburante l'interruttore di sicurezza (CB) del *transponder* (ATC) si è aperto.

Per intraprendere il recupero è stato necessario smontare il sistema di salvataggio totale (*ballistic recovery system* – BRS) tramite uno specialista e trasportare il relitto in un'aviorimessa per l'indagine.

Durante l'inchiesta dettagliata è stato possibile fare i seguenti accertamenti:

- La tensione della batteria era di 12.2 V DC. La batteria era stata nel frattempo brevemente usata per rientrare il cavo di traino.
- Dal serbatoio di carburante è stato possibile recuperare 19 l di benzina per automobili senza piombo 95 ottani. Nel carburante non è stata accertata nessuna impurità né contaminazione d'acqua.
- Nel serbatoio di carburante sono stati trovati trucioli di materiale in plastica e resti di rondelle di gomma che però non hanno ostacolato il flusso di carburante.
- Le condutture di carburante a valle dietro le due pompe di carburante con le valvole di non ritorno, erano quasi vuote.
- I galleggianti del carburatore erano parzialmente pieni di carburante.
- Le due pompe elettriche di carburante funzionavano perfettamente.
- Tutti gli interruttori di sicurezza (CB) erano in uno stato efficiente.
- La lampadina della spia di bassa tensione (*low voltage light*) funzionava e si accendeva al disotto di una tensione di 11.8 V DC. Questo valore non è pubblicato né nell'AFM e neppure nella documentazione del costruttore.
- Il *transponder* era danneggiato elettricamente e non è stato possibile metterlo in funzione.
- Tutti gli altri apparati si trovavano in perfetto stato di funzionamento.
- Il relè principale (*master relay*) che collega la batteria al distributore di corrente principale (+14 V bus), presentava su di un contatto bruciature dovute a un corto circuito. Esso era però ancora funzionante (vedi Figura 4 e 5).

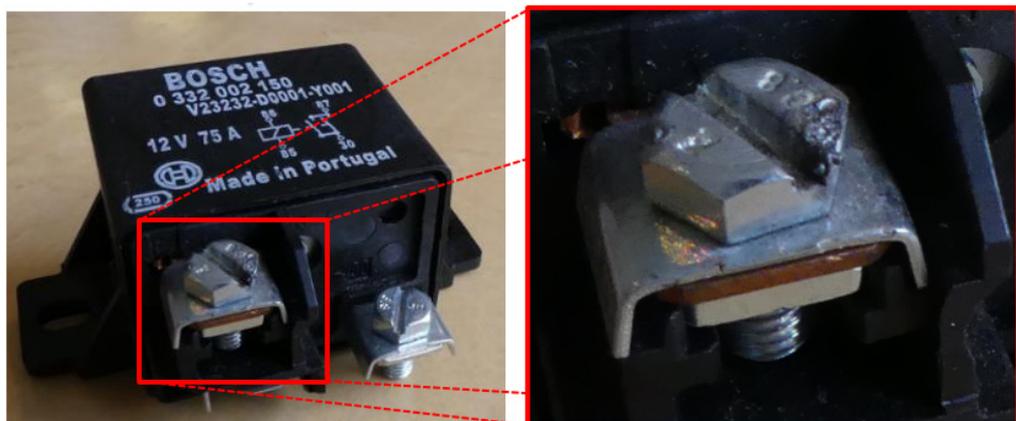


Figura 4 e 5: Relè principale smontato (*master relays*) con tracce di bruciature a uno degli allacciamenti elettrici.

- La barra filettata, incassata nella struttura della fusoliera e con il quale il regolatore di tensione e il cavo di massa erano montati sul suolo della cabina dietro la parete antifuoco, presentava una lunghezza totale di 18.50 mm (vedi Figura 6). I componenti montati erano i seguenti (dal basso verso l'alto): rondella inferiore (1.01 mm), flangia del regolatore di tensione (6mm), rondella superiore (1.01 mm), capo corda del cavo di massa (0.96 mm) e dado autobloccante (4.8 mm). Con questo la lunghezza totale con tutti i componenti era di 19.80 mm, cosicché la parte di bloccaggio (inserto in plastica) del dado autobloccante non poteva interessare che parzialmente il perno filettato.

- Il dado autobloccante sul prigioniero sulla barra filettata con il capo corda del cavo di massa non era stretto. La Figura 7 mostra la barra filettata dopo lo smontaggio del regolatore di tensione con le due rondelle, il capo corda del cavo di massa e il dado autobloccante.
- Le due rondelle presentavano sulla superficie superiore tracce tipiche generate da un cattivo passaggio della corrente elettrica.

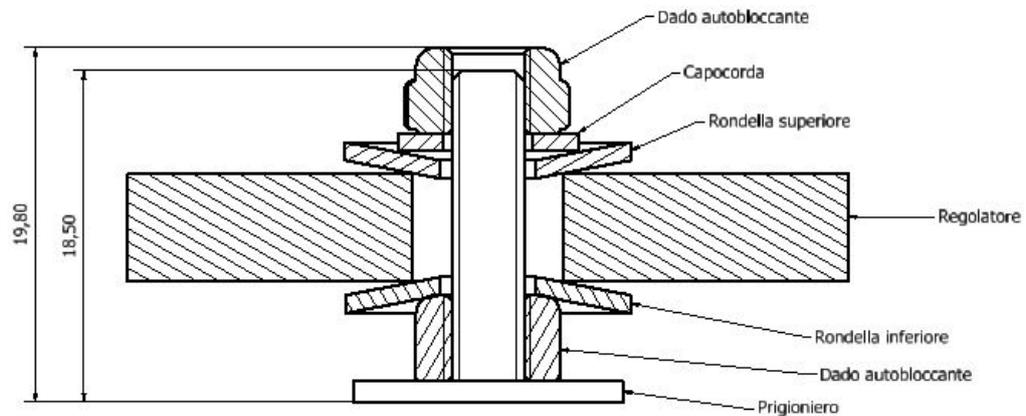


Figura 6: Costruzione della barra filettata con dado autobloccante per il collegamento del regolatore di tensione del cavo di massa (capocorda).



Figura 7: Barra filettata dopo lo smontaggio del regolatore di tensione con le rondelle danneggiate e il capo corda del cavo di massa.

1.5 Apparat di registrazione

Diversi parametri di volo e del motore, del volo attuale e dei voli precedenti, erano registrati nel TCU (*turbo control unit*) e nel Flarm del velivolo e hanno potuto essere analizzati per l'inchiesta.

1.5.1 Unità di controllo del turbocompressore

Le registrazioni dell'unità elettronica di controllo del turbocompressore (*turbo control unit* – TCU) sono state analizzate dal costruttore del motore. Durante le ultime 200 ore d'impiego prima dell'incidente, non ci sono state deviazioni evidenti ed egualmente anche durante gli ultimi 20 minuti prima dell'incidente.

Tra le ore d'impiego 355:46 h e 1537:45 h, sono stati registrati numerosi superamenti dei giri massimi del motore fino a un valore massimo di 6209 giri al minuto

(*revolutions per minute* – RPM). Secondo il manuale del motore Rotax sono permessi 5800 RPM massimi per un periodo di tempo di 5 minuti.

Con il superamento dei giri del motore sono stati corrispettivamente anche superati i valori di pressione nell’Airbox, che il costruttore del motore giudica come segue: “Un breve superamento della pressione del Airbox a 1450 mbar, subito dopo aver inserito la posizione della valvola a farfalla a 115%, non è inusuale. Qui però si nota che ad ogni registrazione corrisponde anche un superamento dei giri del motore. “

Gli atti tecnici del motore non citano che sono state intraprese misure di manutenzione riconducibili a questi superamenti.

Nell’AFM è descritto che l’illuminazione continua della lampadina rossa TCU è l’inizio di un superamento della pressione di sovralimentazione massima consentita e avvisa il pilota che in tal caso il lasso di tempo del superamento dev’essere registrato negli atti tecnici.

Secondo il manuale di manutenzione non è prevista nessuna acquisizione sistematica dei dati della TCU durante le ispezioni periodiche.

1.5.2 Flarm dell’HB-WAR

Sul Flarm dell’HB-WAR erano registrati gli ultimi otto voli. Le registrazioni riguardanti il volo dell’incidente, in intervalli di otto secondi, sono terminate di colpo alle 10:53:36 UTC. A quel punto l’HB-WAR si trovava nella fase di decollo.

Secondo il costruttore del Flarm con l’interruzione improvvisa dell’alimentazione non viene registrata la condizione di sottotensione (*low voltage code*), ma il *file* s’interrompe registrando solo l’ultima riga di dati. Successivamente, nel momento in cui il sistema viene rimesso sotto tensione, il *file* del Flarm si completa (*igc file*). È pertanto da assumere che l’alimentazione elettrica dell’HB-WAR, nel periodo di tempo di otto secondi dopo l’ultima registrazione, ha subito un’improvvisa e completa caduta di tensione.

1.5.3 Flarm dell’aliante HB-3099

L’analisi del Flarm dell’aliante è stato eseguito da un socio del Gruppo volo a vela Ticino e messo a disposizione del SIS. La salita dell’aliante termina alcuni secondi prima delle 10:54:00 UTC, ad una quota di 215 m sopra il livello del mare (*above mean sea level* – AMSL), che corrisponde a circa 20 m sopra il suolo (*above ground level* – AGL).

1.6 Indagine sul motore

Dopo aver installato i componenti originali al motore dell’HB-WAR, lo stesso è stato verificato al banco di prova.

Prima della prova, le misurazioni della compressione mostravano alcune forti perdite di pressione che però erano ancora nella tolleranza del costruttore. Durante il controllo del tappo magnetico sono state trovate solo piccole tracce di trucioli metallici dovuti ad abrasione che tuttavia, secondo il costruttore del motore, sono normali e non indicano nessun danno meccanico al motore.

Sul banco di prova, il motore ha potuto essere avviato normalmente e in seguito ha girato senza problemi raggiungendo, senza perdite visibili, tutti i valori di potenza nominali.

Successivamente a piena potenza con 5800 RPM, sono state disinserite allo stesso momento le due pompe elettriche. Dopo 6 secondi si è potuto constatare

un funzionamento irregolare del motore. Dopo un tempo totale di 12 secondi, il motore si è arrestato.

Il regolatore di tensione è stato esaminato su un apposito banco di prova. È stata raggiunta una tensione di carica di 13.83 Volt, che corrisponde alla direttiva del costruttore (13.5 V fino a 14 V). In seguito il collegamento della batteria è stato separato dal regolatore di tensione, il che ha provocato, entro pochi secondi, un brusco calo della tensione d'uscita del regolatore (uscita R/B+).

1.7 Direttive e procedure rilevanti

Secondo la *check-list* dell'MCR-ULC (*normal procedures*), l'unico controllo da eseguire al suolo prima del decollo, è il controllo del *low voltage light* ("*Battery charge (red lamp) ... checked*") che è previsto durante il controllo del motore:

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

Nell'AFM, capitolo 3, dell'HB-WAR sono descritte diverse situazioni d'emergenza e le relative procedure che devono essere eseguite dall'equipaggio. Per i problemi al sistema elettrico, nel capitolo 3.9.3 per il *low voltage light*, è indicato:

"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."

Quando si illumina il *low voltage light*, devono essere disinseriti tutti i consumatori elettrici non necessari e si deve atterrare sull'aeroporto più vicino. Nell'AFM non è descritto il valore di tensione che gestisce l'accensione della lampadina *low voltage light*.

Se il generatore o il regolatore-raddrizzatore di tensione si guastano, le pompe elettriche di carburante che servono ad alimentare il motore, vengono alimentate esclusivamente dalla batteria. Con una batteria completamente carica le pompe possono essere alimentate per una durata del volo di 30 minuti prima che esse e di conseguenza il motore, si arrestano.

1.8 Informazioni supplementari

1.8.1 Incidente a Bad Ragaz

Il 4 luglio 2015, alle ore 12:15 LT, il velivolo MCR-ULC, immatricolato HB-WBA, ha subito un incidente sull'aeroporto di Bad Ragaz, che nel Rapporto Sommario del SISI del 10 settembre 2015 è stato trattato così:

“Il velivolo rimorchiatore si trovava a Maienfeld, nella fase di volo di salita, quando a bordo dell’HB-WBA si è acceso il segnale “low voltage”. Poco tempo dopo il sistema elettrico di bordo si è spento.

L’aliante si è sganciato senza problemi, mentre la radio si è spenta. In seguito il motore ha perso inizialmente poca, ma in seguito completamente la potenza. Il pilota si è reso conto che in quelle condizioni non gli era più possibile rientrare all’aeroporto di Bad Ragaz.

Di conseguenza si è deciso per un atterraggio d’emergenza su un campo libero di raccolta, a sud di Maienfeld. Nell’atterraggio morbido non ci sono stati danni. Il pilota è rimasto incolume.

Nei successivi controlli sono stati sostituiti sia il regolatore di tensione che la batteria scarica.”

1.8.2 Direttive di installazione secondo il Manuale d’installazione Rotax

Il costruttore del motore, nel Manuale d’installazione per il Rotax 914, cita le due seguenti avvertenze:

“Avvertimento: Gli allacciamenti sono da eseguire sia dal costruttore dell’aeromobile che dal costruttore della cellula, secondo le prescrizioni di costruzione valide del FAR o dell’EASA e dell’annesso schema di collegamento.

Avvertimento: Un punto essenziale è che, secondo le prescrizioni di costruzione, le pompe elettriche di carburante devono avere due fonti di alimentazione indipendenti tra di loro.”

Lo schema elettrico proposto (vedi Figura 1) in merito alla ridondanza della tensione d’alimentazione, lascia gioco all’interpretazione. È stato possibile constatare che i costruttori dei velivoli che usano il motore Rotax 914, hanno applicato diverse varianti nella costruzione.

Nel Superdimona, ad esempio, sono stati installati in parallelo due condensatori mentre l’AFM contiene un’avvertenza in merito alla proibizione di disinserire l’interruttore principale (*master switch*) durante il volo.

Altri costruttori di velivoli ultraleggeri, sui quali è montato un Rotax 914, prevedono un collegamento separato direttamente dalla batteria all’allacciamento C del raddrizzatore-regolatore (*rectifier-regulator*) attraverso il blocchetto di accensione.

2 Analisi

2.1 Aspetti Tecnici

2.1.1 In generale

Dopo l'incidente il serbatoio di carburante conteneva 19 litri di benzina per automobile della qualità senza piombo 95 ottani. Sia le condutture del carburante che dalle due pompe elettriche portano ai carburatori, che anche alle due vaschette del carburatore, non contenevano praticamente carburante. Dopo l'indagine tecnica, il motore con tutti i suoi componenti originali è stato rimesso in moto sul banco di prova senza altre misure particolari.

Si è pertanto potuto dedurre che l'arresto del motore era dovuto ad una mancanza di approvvigionamento di carburante, in seguito all'interruzione dell'alimentazione elettrica alle due pompe di carburante 1 e 2 (*fuel pump 1 e fuel pump 2*) a seguito di un problema nel sistema elettrico. Questo problema si è inoltre manifestato tra l'altro anche con la fuoriuscita degli interruttori CB nell'elettronica danneggiata del *transponder* e nella mancata registrazione dei dati del Flarm poco prima dell'incidente.

L'interruzione di alimentazione elettrica alle pompe elettriche di carburante può essere stata causata dai seguenti fattori:

- Tramite un relé principale (*master relais*) difettoso o un disinserimento dello stesso, nel qual caso la batteria viene separata dal distributore principale (+14 V bus). Per questo motivo l'entrata C del raddrizzatore-regolatore di tensione non è più allacciata alla batteria, ma viene solo ancora alimentata dalle uscite R e B+ del raddrizzatore-regolatore di tensione. Il costruttore del raddrizzatore-regolatore di tensione ha confermato che in tal caso esso si disinserisce da solo dopo pochi secondi in modo da evitare danni interni e di conseguenza l'alimentazione è persa completamente.
- Le due barre filettate con le quali il raddrizzatore-regolatore di tensione e il cavo di massa erano montati sul suolo della cabina dietro la parete antifumo erano troppo corte, cosicché il dado autobloccante non ha potuto essere stretto fino al suo bloccaggio di sicurezza. È dunque probabile che con il tempo, in seguito alle vibrazioni, il dado autobloccante si è leggermente allentato e pertanto il contatto elettrico tra il cavo di massa e il raddrizzatore-regolatore di tensione si è interrotto, il che ha prodotto lo stesso risultato descritto sopra: L'alimentazione della batteria all'entrata C del raddrizzatore-regolatore di tensione si interrompe con conseguente perdita completa dell'alimentazione.

Dovuto al fatto che il pilota durante la fase di decollo non ha manipolato l'interruttore principale e che il relé principale dopo l'incidente era ancora funzionante, il SISI ritiene più probabile che si sia verificato il secondo scenario.

2.1.2 Definizione progettuale dell'alimentazione elettrica ridondante delle pompe di carburante

Il costruttore del motore, nel Manuale d'installazione per il motore Rotax 914, mette espressamente in evidenza che le due pompe di carburante devono essere alimentate in modo ridondante da due diverse fonti di elettricità.

All'entrata C del raddrizzatore-regolatore di tensione devono esserci necessariamente almeno +6 V DC di tensione, in modo che il regolatore lavori correttamente e fornisca corrente. Non è sufficiente che le uscite R/B+ siano allacciate con l'entrata C dato che il raddrizzatore-regolatore di tensione non è autosufficiente (vedi Figura 1). La capacità del condensatore che è collegato tra l'entrata C, rispettivamente all'uscita R/B+ del raddrizzatore-regolatore di tensione e il cavo di massa,

nel caso di un guasto alla batteria non è sufficiente a mantenere la tensione all'entrata C, specialmente quando sono allacciati molti consumatori di elettricità.

L'alimentazione elettrica delle pompe di carburante dell'MCR-ULC con un motore Rotax del tipo 914 non è perciò ridondante.

Il costruttore del motore Rotax offre la possibilità di installare un alternatore opzionale per migliorare l'alimentazione elettrica. In questo modo è assicurata una ridondanza dell'alimentazione e un'interruzione dell'approvvigionamento di corrente elettrica come descritta nel caso precedente, è improbabile.

2.1.3 Schema elettrico di riferimento del costruttore del motore

Nel Manuale d'installazione del costruttore del motore, il modello dello schema elettrico relativo all'alimentazione elettrica è praticamente identico allo schema dell'MCR-ULC e mostra ugualmente un'installazione del sistema elettrico non ridondante (vedi Allegato 1).

L'avvertenza della Rotax che le due pompe di carburante devono avere due fonti d'alimentazioni differenti, non trovano qui nessun riscontro. È ovvio che l'implementazione di questo avviso deve essere considerato anche nel relativo schema elettrico di riferimento.

Nello schema elettrico di riferimento è inoltre prevista una lampadina d'avviso per il raddrizzatore-regolatore di tensione all'uscita C (vedi Figura 1) con la quale il pilota viene avvisato di un guasto al corrispondente sistema. Nel MCR-ULC una tale lampadina d'avviso non è installata e un problema elettrico si manifesta unicamente con un calo di tensione della batteria, riscontrabile attraverso il voltmetro e il *low voltage light* dopo l'illuminazione. Un guasto al raddrizzatore-regolatore di tensione rimane perciò sconosciuto ed è stato accertato quale fattore contributivo in questo incidente.

2.2 Aspetti operativi e umani

Il pilota del rimorchiatore, nell'atterrare il velivolo senza grandi variazioni di direzione su un prato falciato dopo la fine della pista, ha reagito in maniera adeguata all'arresto del motore. La susseguente collisione con la scarpata e i conseguenti danni al velivolo non potevano essere evitati.

La quota per l'impiego del BRS installato, era insufficiente.

I piloti dell'aliante, alla perdita di potenza del velivolo rimorchiatore, hanno reagito in maniera adeguata dato che l'istruttore ha preso subito il controllo del volo, ha sganciato il cavo di traino e, con una leggera virata a destra, ha atterrato l'aliante su un prato falciato.

Secondo le normali procedure (*normal procedures*) del MCR-ULC, che si devono eseguire al suolo prima del decollo, durante il controllo del motore (*engine ground run*) è previsto solo il controllo del *low voltage light*. Con questo non è possibile giudicare se la batteria è sufficientemente carica, né se il raddrizzatore-regolatore di tensione funziona. Nella checklist non è richiesto un controllo del *voltage indicator*.

A causa della mancanza di una lampadina di controllo della carica, un guasto del raddrizzatore-regolatore di tensione non è praticamente riconoscibile dal pilota. La lampadina d'avviso *low voltage light* installata, si accende solo dopo la caduta della tensione della batteria al disotto di 11.8 V DC. A questo punto la batteria è già molto scarica e non può più assicurare l'alimentazione alle pompe di carburante per 30 minuti come prescritto nell'AFM.

2.3 Ulteriori punti deboli

Durante l'indagine sono emersi ulteriormente i seguenti punti deboli sia tecnici che procedurali, che però non sono in relazione diretta con l'incidente oggetto di questo rapporto.

- Nell'AFM, paragrafo "Procedure operative normali" (*normal operations*), non sono previsti punti di controllo sistematici nei quali la tensione della batteria, che può essere letta sul voltmetro, deve essere controllata prima o durante il volo. Inoltre non sono definite procedure che assicurano che la batteria, prima di un volo, sia completamente carica.

Inoltre nell'AFM la descrizione della lampadina di avviso di bassa tensione è insufficiente. Ad esempio essa, identificata mediante un simbolo della batteria, mostra una bassa tensione del sistema elettrico globale e non, come lascia intendere il pittogramma, una tensione troppo bassa della batteria.

- La disposizione degli interruttori elettrici può condurre il pilota a confusione e conseguenti errori di manipolazione. L'interruttore principale, l'interruttore per la pompa elettrica ausiliaria del carburante *fuel pump 2* e l'interruttore per lo *strobe*, sono montati nello stesso luogo, nella parte sinistra del cruscotto degli strumenti. Gli interruttori sono tutti identici e si differenziano solo per il loro colore.
- Secondo il Manuale di manutenzione, non è prevista in nessuna procedura di manutenzione periodica l'analisi sistematica del TCU, cosicché i superamenti dei giri del motore non comunicati o non percepiti dal pilota rimangono sconosciuti. Per questo motivo le misure di manutenzione necessarie al motore e agli altri componenti implicati in un tale superamento dei giri, non vengono eseguite, il che comporta un rischio rilevante nell'ulteriore impiego del velivolo.

3 Conclusioni

3.1 Fatti accertati

3.1.1 Aspetti tecnici

- Al motore e al sistema del carburante non sono stati riscontrati difetti preesistenti.
- A causa del guasto elettrico, le due pompe elettriche di carburante non hanno più alimentato il motore.
- La lunghezza della barra filettata per il fissaggio del regolatore di tensione e del cavo di massa era troppo corta, cosicché il dado autobloccante non poteva essere stretto fino al suo bloccaggio di sicurezza e la parte terminale (inserito in plastica) non poteva interessare che parzialmente il perno filettato.
- Il dado autobloccante che sulla barra filettata assicurava l'allacciamento della massa tra la batteria e il raddrizzatore-regolatore di tensione, il relè principale e altri componenti elettrici, non era stretto completamente.
- Tutti gli interruttori di sicurezza (*circuit breaker*) erano in uno stato efficiente.
- Non era montata nessuna lampadina di controllo della carica per il raddrizzatore-regolatore di tensione.
- La lampadina di avviso di bassa tensione (*low voltage light*) funzionava e si accendeva al di sotto di una tensione di 11.8 V DC. Questo valore non è pubblicato nell'AFM e neanche nella documentazione del costruttore.

3.1.2 Equipaggi

- Il pilota del velivolo rimorchiatore e l'istruttore dell'aliante erano in possesso delle relative licenze.
- Non vi sono indizi che indichino uno stato di salute compromesso degli equipaggi durante il volo che ha portato all'incidente.

3.1.3 Svolgimento del volo

- Alle ore 09:58, il velivolo rimorchiatore DynAero MCR-ULC, immatricolato HB-WAR, con l'aliante ASK 21, immatricolato HB-3099, sono decollati per il primo volo di rimorchio della giornata.
- Alle ore 11:53, durante il nono decollo rimorchiando, il velivolo HB-WAR poco dopo essersi sollevato dal suolo ha avuto una perdita di potenza con susseguente arresto del motore.
- L'istruttore dell'aliante ha sganciato il cavo di traino e ha atterrato l'aliante in un prato entro l'area aeroportuale.
- Il pilota del rimorchiatore ha eseguito un atterraggio d'emergenza su un prato falciato.
- Durante il rullaggio il velivolo si è scontrato con un argine leggermente sopraelevato di una strada di campagna.

3.1.4 Aspetti operativi

- Secondo l'AFM, durante il controllo del motore, deve essere controllato il *low voltage light*. Con questo non è possibile giudicare se la batteria è sufficientemente carica e se il raddrizzatore-regolatore di tensione o il generatore sono funzionanti.

3.1.5 Aspetti ambientali

- Le condizioni meteorologiche non hanno influito sull'origine dell'incidente.

3.2 Cause

L'incidente è da ricondurre a un atterraggio d'emergenza a causa dell'arresto del motore dovuto all'interruzione dell'alimentazione del carburante, a seguito del fatto che l'alimentazione elettrica non ridondante alle due pompe elettriche di carburante si è interrotta. Con molta probabilità la perdita di tensione è stata causata dall'interruzione dell'allacciamento del cavo di massa al regolatore.

La mancanza di una lampadina d'avviso per la sorveglianza del raddrizzatore-regolatore di tensione ha contribuito all'incidente.

Nel corso dell'inchiesta sono stati riconosciuti come non causali e non contributivi, ma comunque come fattori di rischio sistemici (*factors to risk*) i seguenti aspetti:

- Mancanza di una procedura per il controllo dello stato di carica della batteria prima del volo.
- Mancata descrizione delle conseguenze di una batteria non completamente carica prima dell'impiego per il volo.
- I lavori d'ordinaria manutenzione non prevedono una verifica sistematica dei superamenti dei limiti operativi registrati.

4 **Raccomandazioni di sicurezza, pareri concernenti la sicurezza e misure adottate dopo l'incidente**

Raccomandazioni di sicurezza

Secondo l'Annesso 13 dell'Organizzazione dell'aviazione civile internazionale (OACI) e l'art. 17 del regolamento (UE) n. 996/2010 del Parlamento europeo e del Consiglio del 20 ottobre 2010 sulle inchieste e la prevenzione di incidenti e inconvenienti nel settore dell'aviazione civile, che abroga la direttiva 94/56/CE, tutte le raccomandazioni di sicurezza formulate nel presente rapporto sono indirizzate alle autorità di sorveglianza dello Stato interessato, che possono scegliere di applicarle nella loro integralità o parzialmente. Pertanto, tutte le organizzazioni, imprese e persone sono invitate a migliorare la sicurezza aerea conformemente agli obiettivi mirati dalle raccomandazioni di sicurezza.

In merito alle raccomandazioni di sicurezza, nell'ordinanza sulle inchieste di sicurezza in caso di eventi imprevisti nell'ambito dei trasporti (OIET), la legislazione svizzera prevede la norma seguente:

“Art. 48 Raccomandazioni di sicurezza

¹ Il SISI rivolge le sue raccomandazioni di sicurezza all'ufficio federale competente e ne informa il dipartimento competente. In caso di problemi di sicurezza urgenti informa immediatamente il dipartimento competente. Può prendere posizione sui rapporti di attuazione dell'ufficio federale all'attenzione del dipartimento competente.

² Gli uffici federali informano periodicamente il SISI e il dipartimento competente sull'attuazione delle raccomandazioni di sicurezza o sulle ragioni per cui hanno rinunciato a prendere misure.

³ Il dipartimento competente può conferire all'ufficio federale competente mandati di attuazione di raccomandazioni di sicurezza”

Il SISI pubblica le risposte dell'ufficio federale competente o delle autorità di sorveglianza straniera sul suo sito (www.sust.admin.ch), dando così un'idea sul grado di attuazione della relativa raccomandazione di sicurezza.

Pareri concernenti la sicurezza

Il SISI può pubblicare dei pareri concernenti la sicurezza quale reazione a delle insufficienze di sicurezza costate nel corso dell'inchiesta. Dei pareri concernenti la sicurezza sono formulati quando una raccomandazione di sicurezza ai sensi del regolamento (UE) n. 996/2010 sembra inadeguata, non è formalmente possibile o quando la forma meno restrittiva del parere concernente la sicurezza avrà verosimilmente maggior impatto. I pareri concernenti la sicurezza del SISI si basano giuridicamente sull'art. 56 OIET:

“Art. 56 Informazioni relative alla prevenzione di incidenti

Il SISI può elaborare e pubblicare informazioni generali utili per la prevenzione di incidenti.”

4.1 **Breve descrizione**

Il 13 dicembre 2015 appena dopo il decollo un aeroplano MCR-ULC dovette effettuare un atterraggio d'emergenza a seguito dell'arresto del motore, avvenuto a causa dell'interruzione dell'alimentazione di carburante. Sugli MCR-ULC equipaggiati di motore Rotax 914, l'alimentazione in carburante avviene mediante 2 pompe elettriche. Un'avaria ad entrambe le pompe del carburante, che può avvenire tra

l'altro a causa di una mancanza di alimentazione elettrica, provoca a pieno regime il fermo completo del motore nel giro di secondi.

Il raddrizzatore-regolatore, che rettifica e regola la corrente alternata in uscita dal generatore, necessita per il corretto funzionamento di una tensione in entrata costante da parte della batteria. In caso di perdita della batteria, il raddrizzatore-regolatore si disinserisce autonomamente per evitare danni interni e danneggiamenti agli altri sistemi elettrici. Di riflesso, le alimentazioni del sistema elettrico dell'MCR-ULC composte da Generatore con raddrizzatore-regolatore e batteria non sono da considerarsi progettate per essere ridondanti.

La separazione della batteria dall'impianto elettrico di bordo dovuta per esempio ad un cortocircuito, una interruzione del circuito di massa, un'avaria al relè principale oppure semplicemente all'azionamento dell'interruttore principale (*master switch*), provoca l'arresto di entrambe le pompe del carburante e il successivo spegnimento del motore a causa di mancanza di alimentazione in carburante.

4.2 Raccomandazioni di sicurezza e avvisi di sicurezza

La raccomandazione di sicurezza N° 511 è stata emessa con il rapporto intermedio del 14 luglio 2016, le ulteriori raccomandazioni di sicurezza N° 533 e 534 con il rapporto finale del 26 aprile 2018.

4.2.1 Arresto del motore dopo il decollo

4.2.1.1 Deficit di sicurezza

Un confronto con altri tipi di aeromobili immatricolati in Svizzera, che sono dotati di un motore Rotax del tipo 914, mostra che l'alimentazione elettrica è uguale a quella dell'MCR-ULC. Rispettivamente risulta che anche in questi tipi di aeromobili, a causa della mancata ridondanza dell'alimentazione elettrica, esiste il rischio di un arresto del motore.

4.2.1.2 Raccomandazione di sicurezza N° 511

L'Agenzia europea per la sicurezza aerea (*European Aviation Safety Agency – EASA*) e l'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) devono, attraverso misure adeguate, assicurarsi che il sistema elettrico di aeromobili equipaggiati con motori Rotax del tipo 914, siano dotati per le due pompe elettriche di carburante di un'alimentazione elettrica ridondante.

4.2.1.3 Presa di posizione dell'Ufficio federale dell'aviazione civile

Il 14 novembre 2016, il SISI ha ricevuto da parte dell'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) con data 3 settembre 2016, la seguente presa di posizione:

„UFAC / STEH^[6] ha preso contatto con DynAero per conoscere quali migliorie sono previste in merito al progetto (ridondanza nell'alimentazione elettrica per le pompe di carburante e come queste migliorie possono essere applicate sugli aeromobili già costruiti. Attualmente non abbiamo ricevuto una risposta ufficiale a tutt'oggi (ad esempio un Bypass Switch di sicurezza).

Bisogna tuttavia tenere in considerazione, che il guasto del motore in questa categoria (Ecolight) viene considerato da progetto quale evento di categoria maggiore/remoto, eventualmente addirittura come minore/probabile. Per cui risulta che un guasto del motore può avvenire tutte le 1000 fino a 10 000 ore.

⁶ STEH: Sviluppo e realizzazione

Non siamo a conoscenza se l'attuale progetto della DynAero MCR-ULC soddisfa questa direttiva progettuale.

Misure adottate finora:

- *Informazione DynAero*
- *Informazione EASA via IORS⁷*
- *Pubblicazione Stay Safe Information sulla piattaforma UFAC*

Conseguenza:

“L’UFAC ritiene che ulteriori misure non raggiungano l’obiettivo e considera lo stato di questa inchiesta come chiuso”

4.2.2 Installazione di una spia luminosa per il controllo dell'alimentazione elettrica in piccoli aeroplani con motori Rotax del tipo 914

4.2.2.1 Deficit di sicurezza

L'alimentazione di carburante negli MCR-ULC equipaggiati di Rotax 914 è garantita tramite 2 pompe del carburante elettriche. In caso di avaria al generatore o al raddrizzatore-regolatore, le pompe possono essere alimentate tramite una batteria completamente carica per un massimo di 30 minuti, prima che esse si fermino e di conseguenza si arresta il motore. Per questo motivo è importante che l'avaria al generatore o al raddrizzatore-regolatore venga segnalata tramite una spia luminosa.

4.2.2.2 Raccomandazione di sicurezza N° 533

L'Agenzia europea per la sicurezza aerea (*European Aviation Safety Agency – EASA*) e l'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) devono attraverso misure adeguate assicurarsi che l'esercente e il proprietario di aeromobili dotati di un motore Rotax del tipo 914, siano informati sul deficit di sicurezza in oggetto e che il sistema elettrico nei loro velivoli non presenti anomalie.

4.2.2.3 Raccomandazione di sicurezza Nr. 534

L'Agenzia europea per la sicurezza aerea (*European Aviation Safety Agency – EASA*) e l'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) devono assicurare mediante misure adeguate, che in tutti gli aeromobili dotati di motore di tipo Rotax 914, un'avaria al generatore o raddrizzatore-regolatore e la scarica della batteria possano essere identificati tempestivamente.

4.2.3 Guasto al motore a causa della mancata ridondanza nell'alimentazione elettrica nei piccoli aeromobili con motore Rotax 914.

4.2.3.1 Deficit di sicurezza

L'approvvigionamento di carburante nell'MCR-ULC con motore Rotax 914, è assicurato tramite due pompe elettriche di carburante. Nel caso di un guasto del generatore o del raddrizzatore-regolatore di tensione le pompe di carburante, con una batteria completamente carica, possono funzionare per un lasso di tempo di al massimo 30 minuti prima che si fermino e il motore si arresta. Per questo motivo è importante che la batteria sia completamente carica prima di ogni volo.

Nelle procedure, che si trovano descritte nel Manuale di volo dell'aeromobile (*aircraft flight manual – AFM*) dell'MCR-ULC e che devono essere eseguite al suolo

⁷ IORS: *internal occurrence reporting system*

prima del volo, non è previsto nessun controllo dello stato di carica della batteria. Inoltre, non sono descritte le conseguenze che potrebbero manifestarsi effettuando un volo con la batteria non completamente carica.

4.2.3.2 Avviso di sicurezza N° 10

Soggetto: Impiego con una batteria non completamente carica.

Gruppo destinatari: Esercenti e proprietari di aeromobili che sono dipendenti da sistemi elettrici fondamentali per la conduzione di un volo.

Dovrebbe essere assicurato che gli equipaggi vengano informati sulle possibili conseguenze di un volo con una batteria non completamente carica e che le relative procedure per il controllo dello stato di carica della batteria siano descritte nell'AFM.

4.3 Misure adottate dopo l'incidente

L'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) ha informato gli esercenti e i proprietari del tipo d'aeromobile MCR-ULC, in merito alla carenza di sicurezza.

Questo rapporto finale è stato approvato dalla commissione del Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI (art. 10 lit. h dell'Ordinanza concernente le inchieste sulla sicurezza in caso di eventi imprevisti nei trasporti del 17 dicembre 2014).

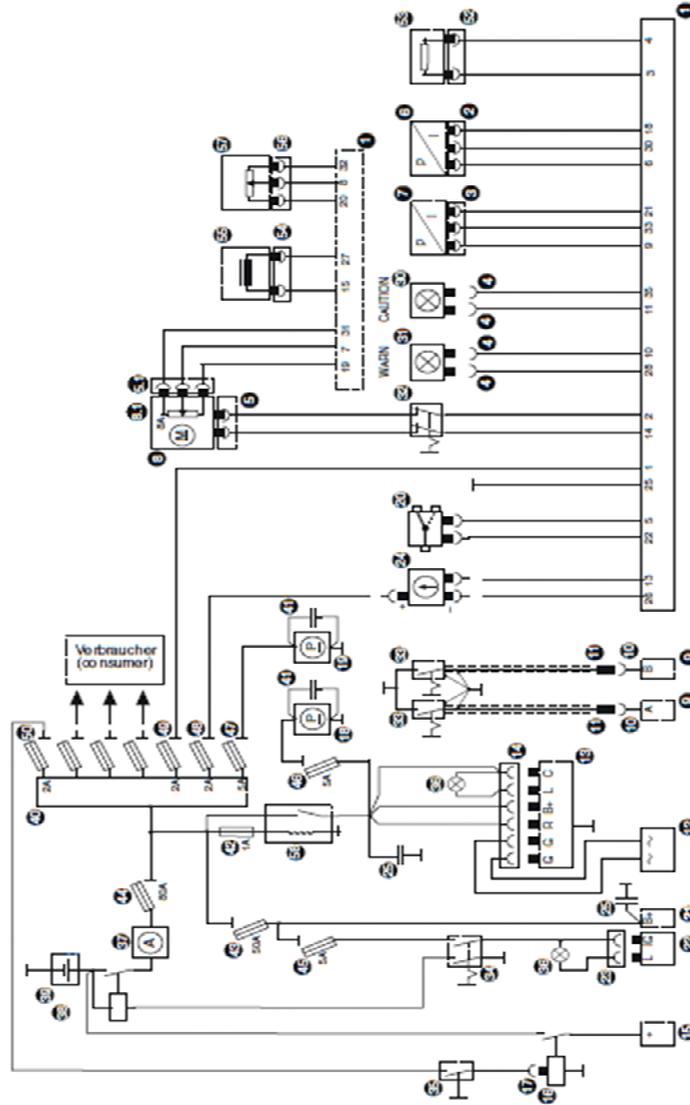
Berna, 26 Aprile 2018

Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza

Allegato 1: Estratto dal Manuale d'installazione BRP

BRP-Rotax
INSTALLATION MANUAL

Fig. 69
08317



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

d06/054