

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile Ventus 2cM
marche di identificazione D-KSEW,
versante Est Monte Paganella, Comune di Terlago (TN),
5 giugno 2015

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV), istituita con il decreto legislativo 25 febbraio 1999 n. 66, si identifica con l'autorità investigativa per la sicurezza dell'aviazione civile dello Stato italiano, di cui all'art. 4 del regolamento UE n. 996/2010 del Parlamento europeo e del Consiglio del 20 ottobre 2010. **Essa conduce, in modo indipendente, le inchieste di sicurezza.**

Ogni incidente e ogni inconveniente grave occorso ad un aeromobile dell'aviazione civile è sottoposto ad inchiesta di sicurezza, nei limiti previsti dal combinato disposto di cui ai paragrafi 1 e 4 dell'art. 5 del regolamento UE n. 996/2010.

Per inchiesta di sicurezza si intende un insieme di operazioni comprendente la raccolta e l'analisi dei dati, l'elaborazione delle conclusioni, la determinazione della causa e/o di fattori concorrenti e, ove opportuno, la formulazione di raccomandazioni di sicurezza.

L'unico obiettivo dell'inchiesta di sicurezza consiste nel prevenire futuri incidenti e inconvenienti, non nell'attribuire colpe o responsabilità (art. 1, paragrafo 1, regolamento UE n. 996/2010). Essa, conseguentemente, è condotta indipendentemente e separatamente da inchieste (come ad esempio quella dell'autorità giudiziaria) finalizzate all'accertamento di colpe o responsabilità.

L'inchiesta di sicurezza è condotta in conformità con quanto previsto dall'Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (stipulata a Chicago il 7 dicembre 1944, approvata e resa esecutiva in Italia con il decreto legislativo 6 marzo 1948, n. 616, ratificato con la legge 17 aprile 1956, n. 561) e dal regolamento UE n. 996/2010.

Ogni inchiesta di sicurezza si conclude con una relazione redatta in forma appropriata al tipo e alla gravità dell'incidente o dell'inconveniente grave. Essa può contenere, ove opportuno, raccomandazioni di sicurezza, che consistono in una proposta formulata a fini di prevenzione.

Una raccomandazione di sicurezza non costituisce, di per sé, una presunzione di colpa o un'attribuzione di responsabilità per un incidente, un inconveniente grave o un inconveniente (art. 17, paragrafo 3, regolamento UE n. 996/2010).

La relazione garantisce l'anonimato di coloro che siano stati coinvolti nell'incidente o nell'inconveniente grave (art. 16, paragrafo 2, regolamento UE n. 996/2010).

GLOSSARIO

AFIU: Aerodrome Flight Information Unit, Ente informazioni volo aeroportuale.

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

CUS: Centro universitario sportivo.

DETRESFA: fase di pericolo, in cui vi è una ragionevole certezza che un aeromobile ed i suoi occupanti siano minacciati da grave ed imminente pericolo o che necessitino di assistenza immediata.

FAI: Fédération Aéronautique Internationale.

FRP: Fiber Reinforced Plastic.

FT: foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.

HPA: hectopascal, unità di misura della pressione pari a circa un millesimo di atmosfera.

IAS: Indicated Air Speed, velocità indicata rispetto all'aria.

IGC: International Gliding Commission (della FAI).

L/D: Lift/Drag, rapporto fra portanza e resistenza.

MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.

QNH: regolaggio altimetrico per leggere al suolo l'altitudine dell'aeroporto.

RPM: giri al minuto.

TAS: True Air Speed, velocità vera all'aria.

UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.

VDL: limitazione apposta sul certificato medico: l'interessato deve indossare lenti correttive per una corretta visione a distanza e portare un paio di occhiali di riserva.

Tutti gli orari riportati nella presente relazione d'inchiesta, se non diversamente specificato, sono espressi in ora UTC, che, alla data dell'evento, corrispondeva all'ora locale meno due ore.

INCIDENTE

aeromobile Ventus 2cM marche D-KSEW

Tipo dell'aeromobile e marche	Motoaliente Schempp-Hirth Ventus 2cM marche D-KSEW.
Data e ora	5 giugno 2015, ore 09.17' UTC.
Luogo dell'evento	Versante Est Monte Paganella, Comune di Terlago (TN) ¹ , 46° 7'39.00"N 11° 1'34.00"E, 1450 m.
Descrizione dell'evento	Dopo il decollo, avvenuto dall'aeroporto "G. Caproni" di Trento alle ore 08.24', il pilota riportava, alle 08.29', alla locale AFIU, la propria posizione a Est di Gardolo, ad una quota di 1200 m. Successivamente a questo riporto, non risultano altre comunicazioni dal motoaliente. La sera dello stesso giorno venivano iniziate le ricerche dell'aeromobile, che veniva individuato dopo circa 1 ora su un pendio del versante Est del Monte Paganella, a circa 2 km dal Comune di Terlago (TN). Distrutto il motoaliente. Il pilota veniva rinvenuto esanime all'interno dell'abitacolo.
Esercente dell'aeromobile	2 persone fisiche (il pilota deceduto era uno dei due comproprietari dell'aeromobile).
Natura del volo	Turistico sportivo.
Persone a bordo	Una (pilota), deceduta.
Danni all'aeromobile	L'abitacolo si presentava fortemente danneggiato e quasi separato dal resto della fusoliera. La semiala sinistra era fortemente danneggiata in due punti del bordo di attacco; il trave di coda risultava fortemente danneggiato immediatamente dopo le semiali. I portelli di chiusura del vano motore erano flessi in avanti. I piani di coda risultavano divelti e proiettati in avanti lungo l'asse longitudinale dell'aeromobile.
Altri danni	Nessuno.
Informazioni relative al personale di volo	Pilota, di sesso maschile, età 70 anni, nazionalità italiana, in possesso di licenza di pilota di aliante, primo rilascio 11 giugno 2003, in corso di validità. In possesso di certificato medico di classe seconda, rilasciato in data 22 gennaio 2015, in corso di validità, con limitazione VDL. Aveva totalizzato 1832h 26' di volo totali su aliante, di cui circa 395h su motoaliente Ventus 2cM; nei 4 mesi precedenti

¹ Oggi denominato Comune di Vallelaghi, a seguito della fusione del Comune di Terlago con quelli di Padergnone e Vezzano.

l'incidente aveva totalizzato 148h 44' di volo.

Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore

Il Ventus 2cM D-KSEW, S/N 264, è un motoalante monoposto ad alte prestazioni, con struttura FRP, con coda a T, caratterizzata da un stabilizzatore orizzontale fisso con elevatore, deriva e timone di direzione.

L'apertura alare è di 18 m e le semiali sono formate da quattro sezioni, a pianta trapezoidale, dotate di aerofreni a due pannelli, posizionati sul dorso delle stesse. Il carrello principale è retrattile. Presenta le seguenti dimensioni: apertura alare 18 m; fusoliera lunghezza 6,78 m, larghezza 0,62 m, altezza 0,81 m. MTOM 600 kg.

È dotato di un propulsore Solo type 2625-01 con elica bipala, raffreddato a liquido, che eroga una potenza di 50 hp a 6200 RPM. Il motore è stivato in una apposita baia nella fusoliera, posteriormente alle semiali. Viene esteso e retratto sia a terra che in volo da un meccanismo elettrico.

Certificato di immatricolazione ed aeronavigabilità rilasciati il 28 marzo 2014, certificato di revisione dell'aeronavigabilità con scadenza 16 marzo 2016.

Il motoalante aveva sostenuto l'ispezione annuale, l'ispezione 200h aeromobile e 25h motore in data 9 febbraio 2015, ad ore aeromobile 552h e motore/elica 37h 42'. Al momento dell'incidente il motoalante aveva totalizzato complessivamente circa 739h 05' ore di volo.

Informazioni sul luogo dell'evento

Il motoalante è stato ritrovato in un tratto particolarmente impervio del pendio Est del Monte Paganella, a circa 2 km di distanza dal Comune di Terlago (TN), su un tratto di terreno caratterizzato dalla presenza di sassi ed arbusti, prossimo ad un tratto boscoso (allegato B, foto 1).

Informazioni meteorologiche

Le condizioni meteorologiche rilevate nell'arco orario di interesse dalla Stazione meteorologica dell'Aeronautica militare della Paganella, posizionata ad una quota di 2125 m, indicano una temperatura di circa 16 °C, visibilità orizzontale superiore a 10 km, vento proveniente da Sud-Sud Est, con intensità di circa 11 km/h, una pressione atmosferica di 1028 hPa ed una copertura delle nubi di 3-4/8 con base a 3000 piedi. Presenza di nubi al di sopra delle cime montuose e valli libere da nubi con visibilità superiore a 10 km.

La registrazione del volo, recuperata dai sistemi di bordo, indica nelle ultime fasi del volo una direzione del vento proveniente da 191° ed una intensità dello stesso di 14 km/h.

Altre informazioni

In mancanza di comunicazioni radio con l'aeromobile, l'AFIU di Trento, alle ore 19.53', dichiarava lo stato di pericolo (Detresfa) e ne dava comunicazione al servizio di soccorso.

Il personale addetto alle ricerche individuava la posizione del motoalante, tramite elicottero, alle ore 21.00'. Venivano

successivamente allertate le squadre del Soccorso alpino, che raggiungevano il relitto del motoalante alle ore 00.00' del giorno successivo e constatavano la presenza all'interno dello stesso del pilota, deceduto. Il recupero della salma avveniva alle 04.00' del giorno 6 giugno.

Evidenze sul luogo dell'incidente.

Le tracce al suolo indicano una direzione di impatto pressoché verticale, con un assetto livellato del motoalante rispetto al terreno (allegato B, foto 4) ed una prua prossima ai 150°, allineata con l'andamento della gola verso valle (allegato B, foto 2 e 3).

Il *canopy* risultava chiuso al momento dell'impatto ed il pilota correttamente legato.

Tutti i componenti del motoalante erano presenti sul luogo dell'impatto ed ancora solidali alla cellula dell'aeromobile.

Dai danneggiamenti presenti sul bordo di attacco della semiala sinistra è possibile apprezzare una quasi nulla traslazione orizzontale al momento dell'impatto.

L'andamento delle rotture a carico del trave di coda e delle semiali confermano una direzione di impatto verticale con assetto livellato.

Il motore risulta completamente represso nel suo alloggiamento.

Sulle semiali gli aerofreni risultano in posizione repressa, il flap della semiala sinistra su *down*, quello della semiala destra su *up*, gli alettoni su entrambe le semiali in posizione neutra. I leverismi dei comandi di volo risultavano molto deformati a causa dell'impatto al suolo avvenuto con la zona inferiore della fusoliera.

La fusoliera anteriore presenta estesi danni nella parte inferiore per tutta l'estensione dell'abitacolo, fino all'attacco delle semiali.

Dal relitto è stato recuperato l'apparato LX9000 contenente all'interno un registratore di volo integrato, omologato IGC.

Dalla memoria solida interna all'apparato è stato possibile estrarre i dati di numerosi voli, fra cui quello dell'incidente, con un campionamento degli stessi ogni 2".

Il sistema possiede due sensori di pressione utilizzati per calcolare la quota. Uno è all'interno dell'unità display principale ed è usato per il registratore di volo IGC, il secondo è situato all'interno dell'unità Vario ed è connesso alle prese statiche dell'aliante. Il sensore interno all'unità principale rileva la pressione interna all'abitacolo, corrispondente al valore di pressione altimetrica registrato nel *file* IGC.

Il valore di QNH selezionato dal pilota nell'apparato era pari a 1024,95 hPa, mentre il valore di pressione atmosferica rilevato dalla stazione meteo della Paganella in prossimità dell'ora dell'incidente era di 1028 hPa. Di conseguenza, alle quote barometriche indicate dal tracciato di volo, va sottratta una quota

pari a 27 piedi x 3(hPa) = 81 piedi, equivalente a circa 25 m. Il *data logger* registrava il decollo alle 08.23'44" UTC, il motoalante proseguiva con il motore di bordo per circa 15' fino ad una quota di 1978 m, dove iniziava il volo libero alle 08.38'57"; la registrazione dei parametri e del volo termina alle 09.16'56", ad una altitudine barometrica indicata di 1605 m. L'ultima posizione in volo registrata dal *data logger* riporta i seguenti dati: ora 09.16'56"; alt. barometrica 1605 m; vento 191°, intensità 14 km/h; IAS 103 km/h; TAS 111 km/h; *track* 257°.

Il percorso di volo tenuto negli ultimi secondi di volo indica l'effettuazione di un "traversone", seguito da una virata a destra di circa 180° (allegato A, figura 2). Quest'ultima virata, considerati il raggio della stessa (circa 85 m, allegato A, figura 3) e la velocità media con cui è stata volata, è stata effettuata con un angolo di *bank* fra i 40° ed i 45° di inclinazione a destra.

Più in generale, il valore di TAS negli ultimi 30" di volo registrati varia da un minimo di 98 km/h ad un massimo di 120 km/h.

Autopsia.

L'autopsia sulla salma del pilota è stata disposta dalla autorità giudiziaria, su specifica richiesta dell'ANSV, in linea con quanto contemplato dall'accordo preliminare *ex art.* 12 del regolamento UE n. 996/2010 sottoscritto dalla stessa ANSV con la Procura della Repubblica presso il Tribunale di Trento.

La citata autopsia ha avuto luogo il 9 giugno 2015, seguita dalle attività relative alle analisi istologiche, tossicologiche e di alcolemia.

Tali esami consentivano di determinare la presenza di politraumi; fra questi, il trauma toracico, con lo shock emorragico conseguente, sembrerebbe essere stata la principale causa di morte.

I traumi rilevati sono stati causati dall'impatto del motoalante al suolo, caratterizzato da una forte componente verticale, associata ad una proiezione verso l'avanti del tronco del pilota.

Le indagini tossicologiche permettevano di escludere uno stato di alterazione psico-fisica, indotta dall'assunzione di alcool, farmaci o sostanze esogene.

La relazione autoptica evidenzia, altresì, che dalla disamina degli allestimenti istologici di tessuto cardiaco sono emerse alcune alterazioni rappresentate da un aumento della componente fibrotica del parenchima, suggestiva di una miocardiosclerosi di verosimile natura ischemica. Tali rilievi, precisa comunque la relazione, per quanto possano indurre ad ipotizzare un malore del pilota, rappresentano tuttavia alterazioni obiettivamente di modesta rilevanza, apparendo in ogni caso di per sé non idonei a determinare in via esclusiva il decesso del pilota stesso.

Interviste.

Dalle testimonianze rese all'ANSV dal comproprietario del motoalante e da altri soci del Centro volo a vela del CUS di Trento emergono i seguenti elementi di interesse.

Il pilota aveva una grande passione per il volo a vela, una considerevole esperienza e notevoli capacità di pilotaggio, testimoniate anche dai risultati conseguiti in diverse competizioni, compresa la vittoria in un recente Campionato italiano di distanza.

Era uso volare nei giorni feriali, raramente effettuava uscite in compagnia di altri piloti del citato Centro di volo a vela, che invece concentravano la loro attività volovelistica prevalentemente nei fine settimana.

Effettuava voli di notevole durata e in occasione degli stessi chiamava per telefono il coniuge, usualmente nel tardo pomeriggio, per annunciare il suo rientro.

Raramente condivideva il riporto dei propri voli con gli altri soci del Centro di volo a vela, privilegiando di effettuare la propria attività di volo in solitaria, in giorni non utilizzati per l'attività di volo dagli altri soci.

La zona in cui è stato ritrovato il motoalante è una zona usualmente non frequentata dagli altri soci del predetto Centro, anche a causa di turbolenze ed instabilità incontrate da alcuni di loro in quell'area.

Le testimonianze concordano nel ritenere le condizioni meteorologiche presenti la mattina dell'incidente deboli per l'attività volovelistica ed in termini di generazione di correnti ascensionali.

Il pilota volava sempre senza zavorra, ad eccezione di 1 litro di acqua, posizionata all'interno della *fin* del motoalante.

Effettuava il rifornimento di carburante autonomamente attraverso l'uso di taniche e riforniva di norma il motoalante con 17/18 l di carburante.

Il peso del pilota in assetto di volo (quindi con paracadute) era di circa 85 kg.

Carico e centraggio.

Dal *Weight and Balance Report* del motoalante emesso in sede di consegna ai proprietari dal costruttore (allegato C, documento 1), si evince che il peso a vuoto era di 407,30 kg, con il centro di gravità (CG) posizionato 578,89 mm posteriormente al *datum point* (massimo consentito 579,00 mm) e che il peso sul sedile (*load on pilot seat*) andava da un minimo di 90 kg ad un massimo di 99 kg (allegato B, foto 7).

Come indicato dalle testimonianze acquisite, il pilota era uso effettuare il rifornimento di carburante autonomamente, utilizzando delle taniche di carburante; la quantità di carburante imbarcato era, di norma, pari a circa 17/18 l (12/13 kg). Considerate le condizioni meteorologiche non particolarmente favorevoli al veleggiamento, è ragionevole ipotizzare che la

mattina del 5 giugno, prima del volo, il pilota avesse effettuato un rifornimento standard di carburante, riempiendo il serbatoio interno alla fusoliera (12 l, circa 9 kg), con i rimanenti 5/6 l litri nei serbatoi alari. Di questo carburante, circa 5/6 l sarebbero stati consumati nei 15' in cui il motore di bordo è rimasto acceso ed ha portato il motoalante ad una quota di circa 2000 m, da cui poi è iniziato il volo planato.

Considerato quanto riportato sopra, il motoalante, al momento dell'incidente, presentava ragionevolmente un peso di 502,30 kg (407,30 kg di peso a vuoto + 9 kg carburante + 1 kg acqua di zavorra nel *fin* + 85 kg per pilota e paracadute) ed il suo CG era posizionato 394 mm posteriormente al *datum point*.

Il *Manuale di volo* del motoalante in questione riporta i seguenti limiti del CG con il motore installato: massima posizione avanzata di 290 mm rispetto al *datum point*; massima posizione arretrata di 380 mm rispetto al *datum point*.

Il *Manuale di volo* richiama inoltre l'attenzione sulla necessità di non eccedere i limiti posteriori del centro di gravità.

Una richiesta di chiarimenti in relazione all'avvertenza di cui sopra è stata inoltrata dall'ANSV al costruttore dell'aeromobile, il quale ha chiarito che la raccomandazione di non eccedere i limiti posteriori del centro di gravità è da considerarsi un limite strutturale per il motoalante, mentre non presenta rischi particolari per la condotta in volo dello stesso.

Lo stesso costruttore ha fornito i risultati dell'attività di volo effettuata per rispondere ai requisiti contenuti nella normativa di certificazione applicabile (JAR Part 22.23), che richiede al costruttore di dimostrare un comportamento sicuro in volo per posizioni del centro di gravità di 10 mm eccedenti la posizione di escursione massima anteriore e posteriore (rispettivamente 280 mm e 390 mm).

Stallo in virata (dal Manuale di volo).

Il *Manuale di volo* riporta che, nel caso di stallo durante una virata coordinata a 45° con il centro di gravità in posizione arretrata, l'aeromobile si inclina leggermente all'interno della virata e che, rilasciando la barra di comando verso l'avanti, il muso del medesimo si abbassa.

Riporta inoltre che dall'inizio dello stallo al recupero del normale volo livellato la perdita di quota può arrivare a 80 m.

Recupero dalla vite (dal Manuale di volo).

Il *Manuale di volo* riporta che, per una posizione del centro di gravità arretrata, il motoalante effettua una vite con una velocità di rotazione costante.

Dopo aver applicato il metodo standard di rimessa dalla vite, la rotazione può fermarsi fra $\frac{1}{4}$ e $\frac{3}{4}$ di giro.

La perdita di quota dal punto in cui inizia la rimessa al punto in cui si acquisisce nuovamente un assetto di volo orizzontale può arrivare fino a 250 m, la velocità sviluppata da 145 km/h a 250

km/h, a seconda della posizione dei flap.

Allo scopo di ottenere dati più precisi per quanto riguarda la rimessa dalla vite in determinate condizioni di peso e centraggio, sono state richieste ulteriori informazioni al costruttore. Quest'ultimo ha fornito i risultati delle prove condotte in volo in sede di certificazione del motoalante per un peso massimo al decollo di 600 kg.

In allegato C, documento 2, sono riportati i risultati relativi al recupero da una condizione di vite del motoalante, con lo stesso ad un peso di 441 kg, posizione del centro di gravità di 392 mm, carrello e aerofreni retratti, condizioni queste ultime più vicine a quelle in cui si trovava probabilmente il D-KSEW al momento dell'incidente (peso di 502,30 kg e CG a 394 mm) fra le varie configurazioni testate in volo.

Dai risultati dei test in volo, si nota uno sviluppo di velocità dai 150 km/h ai 200 km/h ed una perdita di quota possibile da 100 m a 200 m, a seconda della selezione dei flap e dalle modalità con cui si entri in vite.

Analisi

Sul relitto del motoalante non sono stati individuati rotture o malfunzionamenti che possano aver causato l'incidente: le rotture presenti sono state causate dall'impatto dello stesso con il suolo.

Il *canopy* risultava chiuso al momento dell'impatto ed il pilota correttamente legato, elementi che escludono la volontà od il tentativo di abbandono dell'aeromobile da parte di quest'ultimo.

Il pilota era in possesso di una notevole esperienza, anche agonistica, sia in generale come pilota di aliante, sia specifica sul Ventus 2cM.

Risultava inoltre particolarmente allenato, avendo volato 148h 44' negli ultimi 4 mesi. L'attività di volo svolta consisteva in lunghi veleggiamenti, la cui durata sovente superava le 8 ore, arrivando talvolta a superare le 12 ore ed era effettuata quasi sempre con uscite in solitaria e nei giorni feriali.

Questo portava il pilota a condividere raramente con gli altri volovelisti appartenenti al Centro di volo a vela le proprie ed altrui esperienze di volo. È quindi possibile che non fosse a conoscenza delle turbolenze ed instabilità incontrate da altri piloti del Centro di volo a vela nella zona dell'incidente.

L'area in cui il relitto del motoalante è stato ritrovato è esposta ad Est del Monte Paganella ed è una zona poco sorvolata dagli altri piloti, in quanto non presenterebbe, di norma, condizioni favorevoli al volo degli alianti.

Nello specifico, la zona sorvolata nelle fasi finali del volo conclusosi con l'incidente è caratterizzata da gole profonde e pendii con la presenza di formazioni rocciose verticali; considerate la direzione e velocità del vento prevalente (191°/14 km/h) alla quota in cui il motoalante stava volando e le

caratteristiche orografiche del terreno sottostante, esisteva la ragionevole possibilità che si realizzassero turbolenze ed andamenti vorticosi del vento nella zona in cui è stato registrato l'ultimo punto del tracciato di volo.

I valori di TAS registrati dal *data logger* negli ultimi 30" di volo variano da un minimo di 98 km/h ad un massimo di 120 km/h; per un peso di 491 kg, queste velocità sono indicative di un volo svolto in assetto di massima efficienza (best L/D) e flap selezionati su 0 (allegato C, documento 3).

La velocità di stallo, per quel peso e flap posizionati a 0, è di 75 ± 5 km/h.

Questo valore di velocità è quello consigliato nel caso in cui si voli in presenza di termiche deboli, condizione questa probabilmente presente il giorno dell'incidente.

Dai dati relativi alle prove di volo si evince che per una posizione dei flap su "S1" (posizione utilizzata per volare velocemente ed in volo livellato), la perdita di quota può andare dai 150 ai 200 m. Per una posizione dei flap su "L" (utilizzata talvolta per il volo in termica), la perdita di quota può andare dai 120 ai 130 m (allegato C, documento 2).

Mancano dati di volo per una posizione dei flap neutra; si può comunque ipotizzare che in tale assetto le quote necessarie all'uscita dalla vite possano essere mediamente superiori a quelle necessarie con flap su "S1" o "L".

La posizione in cui sono stati rinvenuti i comandi di volo è quasi certamente dovuta alla modifica della posizione degli stessi a seguito dell'impatto al suolo, che ha fortemente deformato le aste di rinvio di questi comandi; a supporto di questa ipotesi si può anche citare la posizione degli alettoni, che indicano una rotazione del motoalante a destra, rotazione, però, non confermata dalle evidenze al suolo e sul relitto, che, invece, attestano un assetto livellato dell'aeromobile e l'assenza di rotazioni al momento dell'impatto.

Per quanto concerne la posizione del centro di gravità del motoalante rispetto al *datum point*, i calcoli effettuati sulla base delle evidenze e delle testimonianze acquisite (relative alla zavorra di acqua utilizzata, alla quantità di carburante usualmente utilizzata per il rifornimento e al peso del pilota in assetto di volo) porterebbero a ritenere che il pilota, al momento dell'incidente, stesse volando con una posizione dello stesso oltre il limite posteriore massimo.

In tale condizione, un eventuale stallo in virata con successivo ingresso in vite avrebbe richiesto almeno 200 m di altezza per effettuare il recupero dell'aeromobile.

La distanza presente fra l'ultima posizione registrata in volo ed il punto di impatto al suolo è dovuta ad un ritardo da parte dell'apparato LX9000 nel registrare, su memoria solida, i dati di

volo.

Il costruttore del *data logger* ha chiarito che i dati possono subire un ritardo nella loro registrazione sulla memoria solida di alcuni secondi, a causa del processo interno di validazione dei dati con validità FAI.

Considerata la velocità al suolo posseduta dal motoalante nelle fasi finali del volo (mediamente di circa 100 km/h) e la distanza rettilinea di circa 195 m fra l'ultimo punto registrato e quello di impatto al suolo (allegato A, figura 4), l'aeromobile dovrebbe essere rimasto in volo almeno 7" successivamente all'ultimo punto registrato.

Ipotizzando invece un aumento di velocità dovuto ad uno stallo in virata con successivo ingresso in vite, dal *Manuale di volo* e dai *flight test* emerge che il Ventus 2cM può raggiungere, in tempi decisamente brevi, velocità da 150 a 200 km/h. In tal caso, il tempo di volo intercorrente fra l'ultimo punto registrato e quello di impatto potrebbe essere stato non inferiore ai 4"/5".

Considerato il campionamento dei dati effettuato ogni 2", mancano almeno due ulteriori punti di registrazione del tracciato finale di volo a causa del ritardo predetto.

Alla luce di quanto sopra, in ordine alla traiettoria finale del volo ed alle cause dell'evento si possono formulare soltanto delle ipotesi, partendo dagli ultimi dati registrati.

L'ultima prua registrata del motoalante indica un valore di 257°, mentre la sua posizione al suolo, all'impatto, era invece orientata verso il fondo valle, con una prua prossima ai 150°. Questa differenza di prua lascia ipotizzare che la fase finale del volo non abbia avuto un andamento rettilineo.

Gli ultimi punti del tracciato di volo registrati presentano l'aeromobile in virata, con un angolo di *bank*, ricavato dai calcoli effettuati, intorno ai 45°; è possibile ipotizzare che in questa fase, per effetto di una turbolenza o di una instabilità, si sia verificato uno stallo in virata con successivo ingresso in vite del motoalante, in un punto del tracciato di volo che presenta una distanza media dal terreno sottostante inferiore ai 200 m.

Nel caso di entrata in stallo durante una virata con successivo ingresso in vite, il *Manuale di volo* ed i risultati delle prove in volo effettuate in sede di certificazione del Ventus 2cM indicano una quota necessaria, per una rimessa da tale condizione, di almeno 200 m.

Qualora effettivamente si sia verificata l'ipotesi testé avanzata (stallo con successivo ingresso in vite) la separazione verticale di 130 m presente fra l'ultimo punto registrato dal *data logger* (1605 m – 25 m per correzione del dato di pressione = 1580 m) ed il punto di impatto al suolo (circa 1450 m) non sarebbe stata sufficiente per una rimessa in sicurezza del motoalante.

La prua orientata verso il punto più basso della valle e le evidenze di un impatto verticale con assetto livellato del

motoaliante lasciano inoltre ipotizzare un intervento sui comandi durante la manovra di rimessa, tale da causare un possibile ulteriore stallo, nel tentativo di trovare scampo seguendo l'andamento verso valle della gola sottostante ed evitare l'impatto con il suolo.

La relazione autoptica ha rilevato l'esistenza di alterazioni a carico del cuore del pilota: tali rilievi, precisa comunque la stessa relazione, per quanto possano indurre ad ipotizzare un malore del pilota, rappresentano tuttavia alterazioni obiettivamente di modesta rilevanza, apparendo in ogni caso di per sé non idonei a determinare in via esclusiva il decesso del pilota stesso.

L'ipotesi del malore come fattore contributivo dell'evento non si può pertanto del tutto escludere, ma risulta poco probabile considerando le evidenze rilevate sul relitto dell'aeromobile al suolo, indicative di una bassa, se non nulla traslazione, ed assenza di rotazione, forse indicative di uno stallo indotto dal pilota nel tentativo di evitare l'impatto con il terreno dopo il primo stallo accidentale con successivo ingresso vite.

Un malore intervenuto in volo a carico del pilota avrebbe molto presumibilmente portato l'aliante a precipitare in maniera incontrollata al suolo, con evidenze sul relitto diverse da quelle effettivamente rilevate.

Cause

La causa più probabile dell'incidente è verosimilmente dovuta ad una perdita di controllo in volo del motoaliante da parte del pilota ad una distanza dal suolo sottostante insufficiente per permettere il recupero in sicurezza dello stesso.

In particolare, è possibile che durante l'ultima virata il motoaliante sia entrato in stallo a causa di una perturbazione o di una instabilità presente sul pendio della montagna sorvolata, con successivo ingresso in vite ed impossibilità ad uscirne a causa della insufficiente separazione dal terreno sottostante.

Alla luce di quanto precisato nella relazione autoptica, non si può peraltro del tutto escludere che all'evento possa aver contribuito un improvviso malore/malessere in volo del pilota, anche se tale ipotesi risulta meno probabile rispetto alla perdita di controllo anzidetta, sulla base delle evidenze relative all'impatto al suolo.

Raccomandazioni di sicurezza

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, non si ritiene necessario emanare raccomandazioni di sicurezza.

Elenco allegati

Allegato "A": tracciato del volo.
Allegato "B": documentazione fotografica.
Allegato "C": documentazione dell'aeromobile.

Nei documenti riprodotti in allegato è salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento, in ossequio alle disposizioni dell'ordinamento vigente in materia di inchieste di sicurezza.

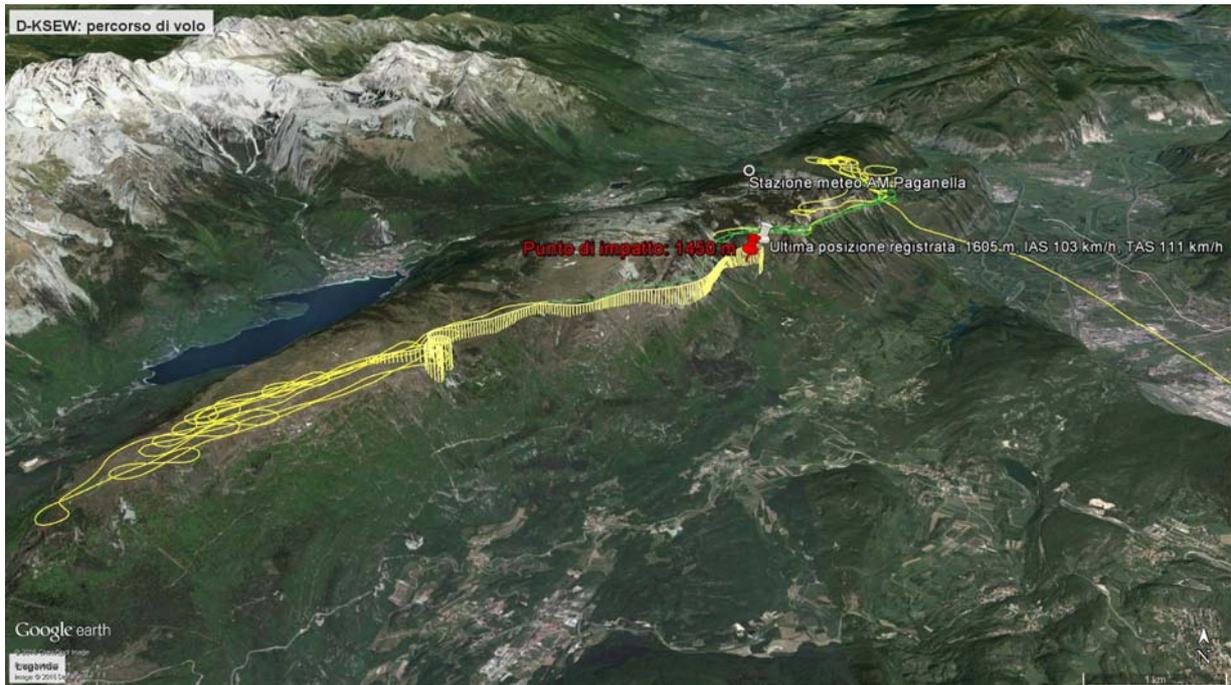


Figura 1: percorso del volo.

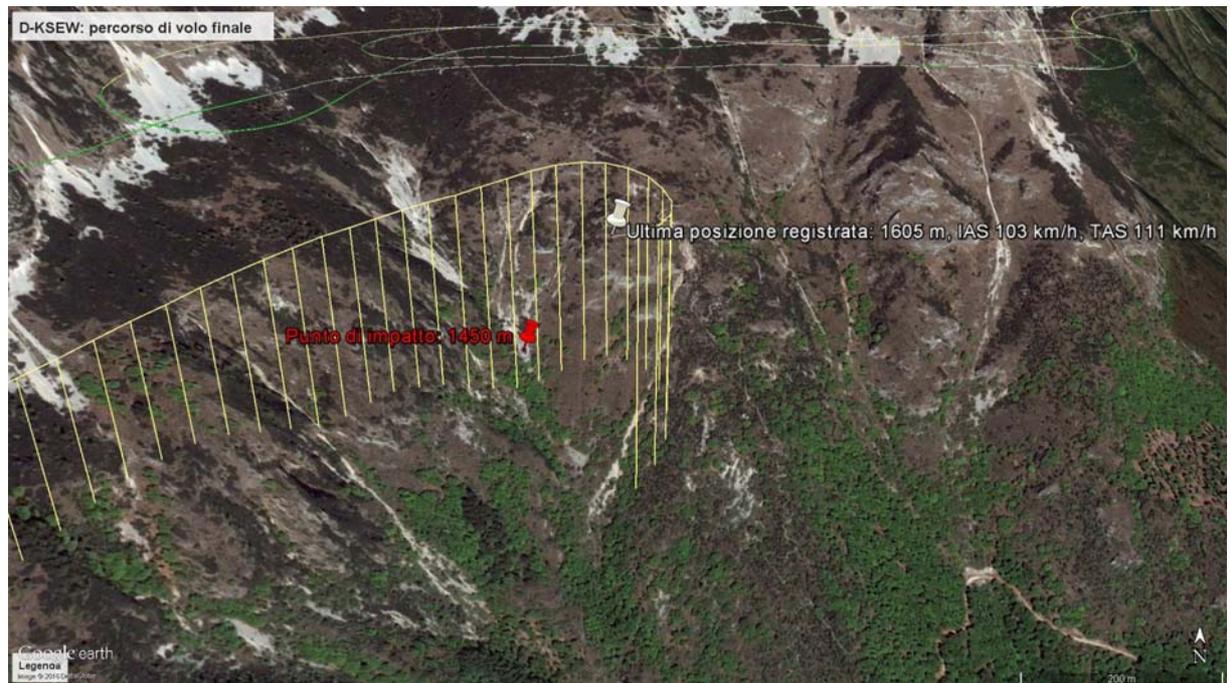


Figura 2: percorso finale del volo.

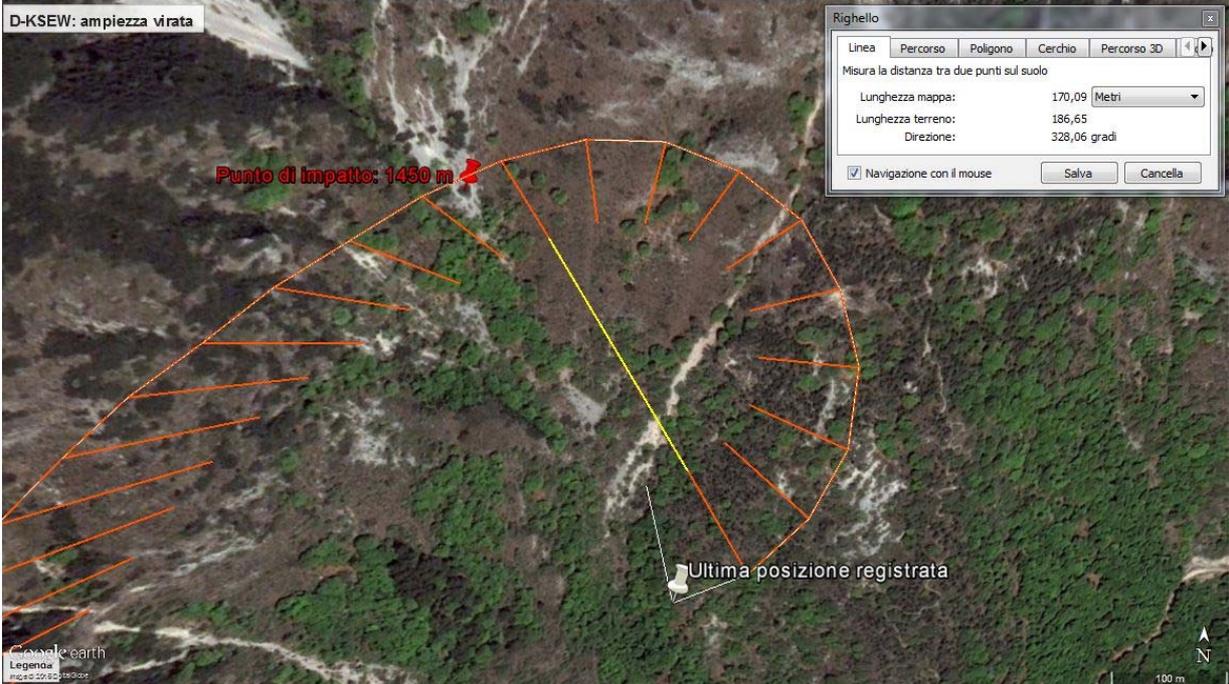


Figura 3: virata prima dell'incidente.

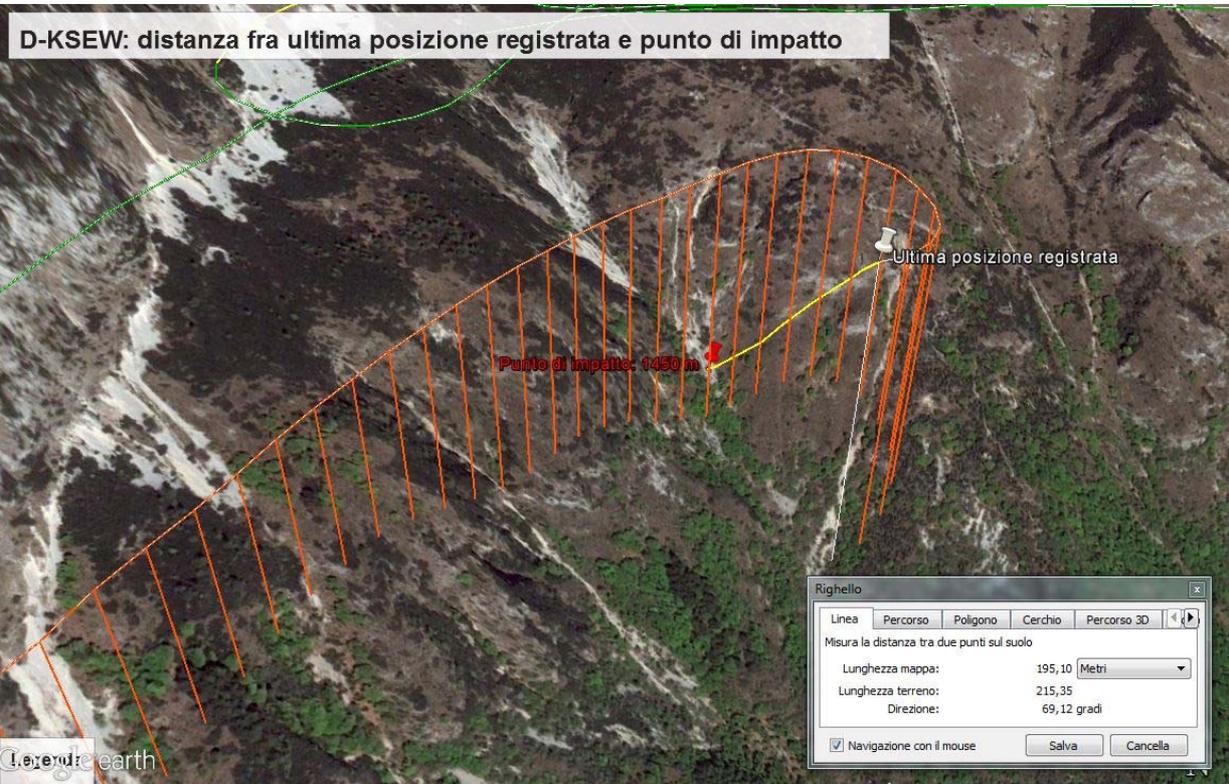


Figura 4: distanza tra ultimo punto registrato ed impatto al suolo.



Foto 1: zona dell'impatto al suolo.



Foto 2: orientamento prua dell'aeromobile prossima ai 150°, allineata con l'andamento della gola verso valle.



Foto 3: orientamento prua dell'aeromobile prossima ai 150°, allineata con l'andamento della gola verso valle.



Foto 4: danneggiamenti riportati dall'aliante.



Foto 5: danneggiamento dell'abitacolo e del bordo di attacco semiala sinistra.



Foto 6: danneggiamento piani di coda e sportelli motore.

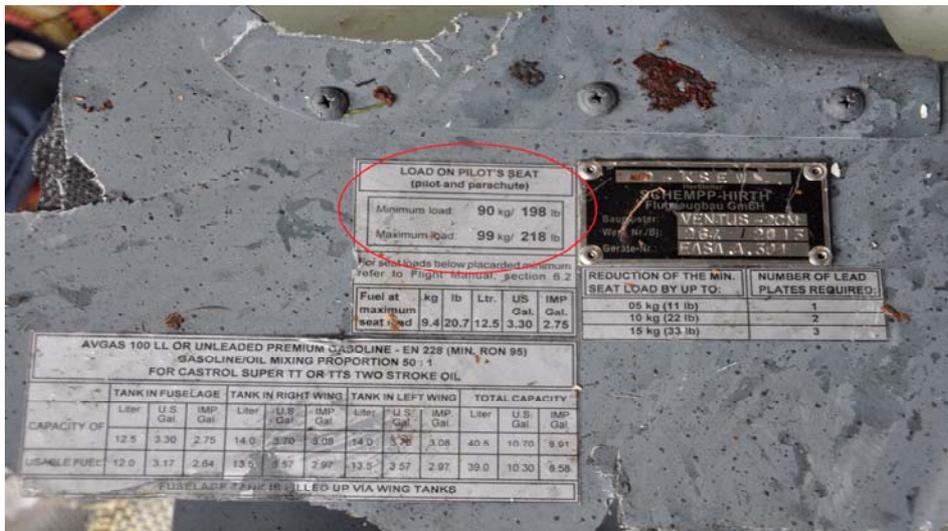


Foto 7: targhetta presente nell'abitacolo con limiti di peso del pilota.

Schempp-Hirth Flugzeugbau GmbH Postfach 14 43 D-73222 Kirchheim unter Teck DE.21G.0022		WEIGHT & BALANCE REPORT	
Type: Ventus-bT Variant: Ventus-2cM		serial.no.: 264	Registration.No.: D - K S E W
Datum point: Wing leading edge at root rib Leveling means: Wedge 100-4,4 on slope of rear top fuselage to be horizontal			
Weights 18 m	Empty mass kg	mass of non-lifting parts kg	
right wing inside with main bold + tank	71,8	-	Empty mass 18 m 407,3
right wing outside + wheel	16,1	-	
left wing inside + tank	71,3	-	Payload in cockpit 108,0
left wing outside + wheel	16,1	-	
fuselage with rudder, power plant empty tank, canopy and equipment as listed from 04.02.2013	221,8	221,8	Max. all-up mass incl. Water ballast 600,0
permanent ballast in fuselage nose	2,5	2,5	Max. mass of non-lifting parts incl. Payload 340,0
horizontal tailplane	7,7	7,7	
payload in cockpit	-	108,00	Note: ./.
Total:	407,30	340,00	
Calculation of Centre of gravity		Minimum seat load: 90,0 kg Maximum seat load: with max. fuel load in fuselage tank = 12 l = 9,0 kg	
Diagramm: 			
Netto weight on tail wheel (moment arm to main wheel b = 4150 mm) Netto weight on main wheel		G2 = 47,00 kg G1 = 360,30 kg Total: G = 407,30 kg	
moment arms: Datum point main wheel = a = 100 mm main wheel - tail wheel = b = 4150 mm			
calculation formula: $X = \frac{G_2 \cdot b}{G} + a$		X = Empty mass centre of gravity position behind datum point	
$X = \frac{47,00 \times 4150}{407,3} + 100 = 578,89$		mm behind datum point	
Equipment List Date: 04.02.2013			
Empty mass c/g range: From 531,0 mm to 579,0 mm at 407,3 kg empty mass and 90,0 kg minimum seat load. The determined empty mass c/g position is within the limits.			
Kirchheim / Teck 04.02.2013 City and Date		Inspectors stamp.	

Documento 1: Weight & Balance Report.

SCHEMPP-HIRTH Flugzeugbau GmbH, Kirchheim/Teck			Typ: Ventus 2c	Geräte-Nr.: 349	- SUBSTANTIATION REPORT - Technical Note 349-32			Blatt: 0.2.342	
22.221 (continued)									
xs = 392 mm, m = 441 kg, without waterballast									
Configura- tion flaps	A	U/ C	Spin entry and method	Remark	Additional turn taken to recover	Max. speed during recovery (km/h)	Acceleration during recovery (g)	Height loss during recovery (m)	turns performed before reco- very
	B	C							
L			(1)		1/4	150	4,0	120	3
L			(2)		1/4	160	3,8	130	3
L			(3)		1/4	160	4,2	130	3
-1			(1)		3/8	200	4,5	170	3
-1			(2)	After 1,5 turns transition into spiral dive	-	190	4,8	100	1,5
-1			(3)		1/2	180	4,4	150	3
S1			(1)		1/4	190	4,0	150	3
S1	closed	retracted	(2)	After 1 turn rotation ceases with transition into dive with side slip	-	190	4,1	170	1
S1	closed	retracted	(3)		1/2	190	3,8	200	3
AB = airbrakes U/C = undercarriage									
Bearbeiter:				Musterprüfer:					
Datum: 12.5.06				Datum: 12.05.06					

Documento 2: estratto risultati *flight test*, configurazione 441 kg e CG a 392 mm.

Use of flaps for	flaps at	units	WING SPAN = 18 m OPTIMUM AIRSPEED	
			AUW= 490 kg 1080 lb	AUW= 600 kg 1323 lb
Low speed flying (straight and level)	L	km/h	- 90	- 100
		kt	- 49	- 54
		mph	- 56	- 62
	+2, +1	km/h	84 - 95	93 - 105
		kt	45 - 51	50 - 57
		mph	52 - 59	58 - 65
Best L/D	0	km/h	95 - 108	105 - 120
		kt	51 - 58	57 - 65
		mph	59 - 67	65 - 75
Flying between thermals and high speed flying	-1	km/h	108 - 155	120 - 172
		kt	58 - 84	65 - 93
		mph	67 - 96	75 - 107
	-2	km/h	155 - 192	172 - 212
		kt	84 - 104	93 - 114
		mph	96 - 119	107 - 132
	S	km/h	192 - 206	212 - 228
		kt	104 - 111	114 - 123
		mph	119 - 128	132 - 142
	S1	km/h	206 - 285	228 - 285
		kt	111 - 154	123 - 154
		mph	128 - 177	142 - 177

Documento 3: tabella utilizzo dei flap.