

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile a pilotaggio remoto
RUAS SD-150 HERO marche di identificazione I-UASC,
aeroporto di Siena Ampugnano,
12 aprile 2016

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

- AGL:** Above Ground Level, al di sopra del livello del suolo.
- ANSV:** Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.
- APR:** aeromobile a pilotaggio remoto.
- ATPL:** Airline Transport Pilot Licence, licenza di pilota di linea.
- EASA:** European Aviation Safety Agency, Agenzia europea per la sicurezza aerea.
- ECU:** Engine Control Unit.
- ENAC:** Ente nazionale per l'aviazione civile.
- FCC:** Flight Control Computer.
- FT:** foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
- FTE:** Flight Test Engineer.
- FTI:** Flight Test Instrumentation.
- (H):** Helicopter.
- KT:** knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
- METAR:** Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.
- MTOW:** Maximum Take Off Weight, peso massimo al decollo.
- NM:** nautical miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
- NOTAM:** Notice To Air Men, avvisi per il personale interessato alle operazioni di volo.
- PIC:** Pilot in Command, pilota con le funzioni di comandante.
- PPL:** Private Pilot Licence, licenza di pilota privato.
- RPM:** giri al minuto.
- SRGC:** Safety Recommendation of Global Concern.
- UAS:** Unmanned Aerial System o Unmanned Aircraft System.
- UCS:** UAS Control System, equivalente alla Ground Control Station.
- UTC:** Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
- VDS:** volo da diporto o sportivo (ad es. deltaplani, ultraleggeri, parapendio, ecc.).
- VLOS:** Visual Line of Sight, operazioni condotte entro una distanza, sia orizzontale che verticale, tale per cui il pilota remoto è in grado di mantenere il contatto visivo continuativo con il mezzo aereo, senza aiuto di strumenti per aumentare la vista, tale da consentirgli un controllo diretto del mezzo per gestire il volo, mantenere le separazioni ed evitare collisioni.
- VFR:** Visual Flight Rules, regole del volo a vista.
- VMC:** Visual Meteorological Conditions, condizioni meteorologiche di volo a vista.

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.
Le foto e la documentazione richiamate nel testo sono riportate nell'**allegato "A"** alla relazione.

INCIDENTE
aeromobile a pilotaggio remoto RUAS SD-150 HERO marche I-UASC

Tipo dell'aeromobile e marche	APR - elicottero RUAS SD-150 HERO marche I-UASC.
Data e ora	12 aprile 2016, 11.26' UTC.
Luogo dell'evento	Aeroporto di Siena Ampugnano.
Descrizione dell'evento	Durante un volo sperimentale volto alla verifica delle caratteristiche di controllabilità dell'elicottero, avveniva un calo di giri del motore a partire dalla condizione di <i>hovering</i> . L'aeromobile, che si trovava inizialmente ad una quota di circa 35 m AGL, perdeva quindi quota velocemente fino ad impattare contro il terreno. L'intero volo è durato circa 10'.
Esercente dell'aeromobile	Sistemi Dinamici SpA.
Natura del volo	Attività per la messa a punto di un progetto strumentale alla richiesta di certificazione dell'aeromobile.
Persone a bordo	APR - Equipaggio composto da 3 persone situate nella UCS ed una in VLOS.
Danni all'aeromobile	L'aeromobile ha riportato danni al rotore principale, al rotore di coda, alla fusoliera nella parte anteriore, alla fusoliera in corrispondenza della radice del trave di coda, ai pattini di atterraggio, al pod posizionato sotto il muso.
Altri danni	
Informazioni relative al personale di volo	<p><i>Safety Pilot.</i> La qualificazione teorico-pratica del pilota in questione era stata riconosciuta dall'ENAC con nota del 30.7.2015. Nel dettaglio delle operazioni VLOS del RUAS SD-150 HERO, la funzione del pilota si configurava, nell'ambito dell'equipaggio, come <i>Safety Pilot</i> (PIC per operazioni VLOS), di cui si forniscono le seguenti informazioni. Sesso maschile, età 40 anni, nazionalità italiana. In possesso di laurea in ingegneria aerospaziale, con dottorato di ricerca sulle tematiche APR. Abilitazione al pilotaggio VLOS dell'APR SD-150 HERO. Esperienza decennale di volo APR; circa 24 ore di volo come PIC dell'APR RUAS SD-150 HERO. Certificato medico di classe 3, in corso di validità (come richiesto dal regolamento ENAC "Mezzi aerei a pilotaggio remoto", ed. 2, emendamento 1, del 21.12.2015, in vigore alla data dell'evento).</p> <p><i>Equipaggio della UCS.</i> <i>Operatore UCS:</i> sesso maschile, età 42 anni, nazionalità italiana. In possesso di laurea in ingegneria aerospaziale. Titolare di attestato VDS avanzato (circa 500 ore di volo VDS). Circa 24 ore</p>

di volo in qualità di operatore UCS APR RUAS SD-150 HERO. Certificato medico di classe 3, in corso di validità.

Operatore Dual UCS: sesso maschile, età 49 anni, nazionalità italiana. In possesso di ATPL (H), in corso di validità. Abilitazioni in corso di validità: EC145. Abilitazioni non in corso di validità: A109, AB-412. Ore di volo totali su aeromobili *manned* (ala rotante) circa 4700. Certificato medico di classe 1, in corso di validità.

Flight Test Engineer: sesso maschile, età 29 anni, nazionalità italiana. In possesso di laurea in ingegneria aerospaziale. Circa 24 ore di volo in qualità di operatore FTI APR RUAS SD-150 HERO. Certificato medico non richiesto per il FTE.

Informazioni relative all'aeromobile

Il RUAS SD-150 HERO marche I-UASC è un elicottero monomotore a pilotaggio remoto la cui attività sperimentale, circa 27 ore di volo complessive fino alla data dell'incidente, è finalizzata alla futura produzione in serie. L'elicottero in questione è prodotto dalla Sistemi Dinamici SpA; tale società è stata totalmente acquisita da Leonardo SpA il 22 dicembre 2016. Il permesso di volo 2016/RNA/PV/10 era stato rilasciato dall'ENAC in data 9 marzo 2016 per la configurazione produttiva dettagliata nel documento CP/SD/120/007 rev. 1.5. Questa prevede, per l'aeromobile, nelle condizioni in cui volava alla data dell'incidente, un MTOW di circa 180 kg e le dimensioni illustrate nello schema di figura 1.

Il permesso di volo è legato anche al rispetto di ulteriori requisiti, espressi in termini di procedure di sicurezza, di manutenzione e di volo, i quali risultavano tutti rispettati.

L'aeromobile in questione è equipaggiato con un motore Göbler Hirthmotoren S1220/01M a combustione interna, alternativo, 2 tempi. Questo sviluppa 50 HP a 6500 RPM.

Il pilotaggio dell'aeromobile, durante il volo conclusosi con l'incidente, seguiva le logiche di comando rappresentate nella figura 2: l'aeromobile era governato dalla UCS e seguito a vista dal *Safety Pilot*, pronto ad intervenire in caso di necessità. I dati di volo erano registrati in tempo reale dal sistema di telemetria.

Informazioni sul luogo dell'evento

L'aeroporto di Siena Ampugnano (LIQS) ha una elevazione di 634 piedi ed è dotato di una pista in asfalto, con designazione 18/36, avente le seguenti caratteristiche: lunghezza 1393 m, larghezza 30 m.

Alla data dell'incidente era in vigore il seguente notam: TEMPORARY RESTRICTED AREA 1NM RADIUS OF 431531N0111518E/LIQS AD/ACTIVE DUE TO UNMANNED AIRCRAFT SYSTEM FLIGHT TEST. GND - 1000FT AGL, DAILY 0700-1800, 01 APR 07:00 2016 UNTIL 25 APR 18:00 2016. CREATED: 24 MAR 13:45 2016.

L'incidente è occorso in prossimità della pista di volo. In

particolare, l'aeromobile ha impattato il suolo in coordinate 43.2543619947347N, 11.2547669313268 E, a circa 630 m dalla testata RWY 36, sulla striscia di sicurezza presente ad Ovest della pista stessa.

Informazioni meteorologiche

Di seguito i METAR relativi alle stazioni meteorologiche più prossime all'aeroporto di Siena Ampugnano e applicabili alla fascia oraria in cui si è verificato l'incidente.

Grosseto

LIRS 121055Z 15009KT 9999 FEW025 BKN030 17/12 Q1016
RMK BKN VIS MIN 9999 WIND THR03 ////KT WIND
THR021 16008KT BLU

LIRS 121155Z 16007KT 9999 FEW025 SCT030 17/12 Q1016
RMK BKN VIS MIN 9999 WIND THR03 ////KT WIND
THR021 18008KT BLU

Arezzo

LIQB 121055Z 20006KT 9999 SCT030 18/09 Q1016 RMK SCT
VIS MIN 9999

LIQB 121155Z 17004KT 9999 SCT030 20/09 Q1016 RMK SCT
VIS MIN 9999

La comunicazione dell'incidente inviata all'ANSV dal costruttore dell'aeromobile riporta che, al momento dell'evento, vi erano le seguenti condizioni meteorologiche: temperatura esterna circa 19 °C; vento proveniente da 045° con intensità di 4 nodi; condizioni VMC.

Altre informazioni

Tracce al suolo e stato del relitto.

Sul luogo dell'incidente sono stati osservati i segni dell'impatto dei punti di vincolo dei pattini, del rotore di coda e del rotore principale. Tali tracce sul terreno erano posizionate a circa 6 m dal relitto (foto 1 e 2). Nelle immediate vicinanze di quest'ultimo vi erano i pattini del carrello principale distaccatisi dal corpo aeromobile. Un frammento del rotore principale è stato rinvenuto a distanza dal luogo di impatto, verosimilmente proiettato a seguito del contatto col suolo e conseguente rottura.

L'aeromobile era stato mantenuto in accordo al manuale applicabile MN/SD/120/002 rev 1.7. Nel dettaglio, la mattina del giorno in cui si è verificato l'incidente era stata effettuata l'ispezione pre-volo, la quale non aveva evidenziato anomalie.

Registratori di volo.

L'elicottero oggetto di inchiesta non è dotato, in quanto non previsto dalla vigente normativa, di registratore di volo. Tuttavia, a bordo dello stesso, erano presenti una ECU in grado di registrare i parametri motore ed un elevato numero di sensori riguardanti il funzionamento dei vari apparati dell'aeromobile, in grado di registrare, in tempo reale, i comportamenti degli stessi.

Inoltre, i 3 FCC hanno, a loro volta, registrato i dati processati per l'esecuzione del volo.

L'osservazione delle serie storiche dell'ECU ha messo in evidenza il *trend* di un sensibile calo prestazionale del motore: nella figura 3 viene mostrato il grafico dei valori di potenza in funzione della percentuale di utilizzo della manetta. I punti verdi sono i valori registrati fino al volo n° 52. Nei voli 54 e 55, punti rispettivamente gialli e rossi, si registra un calo delle prestazioni. Questo è ancor più evidente nei voli successivi e fino al n° 64, durante il quale è avvenuto l'incidente oggetto della presente relazione.

L'analisi dei dati ECU relativi al volo dell'incidente ha evidenziato che, al momento del calo di giri del motore che ha poi portato all'incidente (*frame* 757 delle figure 4 e 5), le condizioni comandate di manetta e numero di giri erano tali da mantenere l'aeromobile nelle condizioni di *hovering* (*target* RPM 6500, figura 4; *target throttle* 100%, figura 5). In realtà, entrambi i parametri hanno subito un drastico calo, fino a circa 4500 RPM e 70% di *throttle*. Successivamente, al *frame* 773, il regime di rotazione del propulsore e la percentuale di *throttle* sono tornati a rispondere a quanto richiesto dai comandi; tuttavia, il prolungato calo di potenza è stato sufficiente a far acquisire all'aeromobile la velocità verticale che lo ha portato all'impatto col suolo. Ciò si traduce in un calo di prestazioni durato circa 2" (frequenza di campionamento 10 Hz).

Tramite lo studio dei dati provenienti dai 3 FCC è stato possibile escludere che il sistema abbia manifestato segnali di avaria prima dell'impatto al suolo. Inoltre, è stato verificato il parametro passo collettivo (figura 6), riscontrando un andamento pressoché costante, compreso tra i 9° e gli 11° (fasi di volo antecedenti al calo di giri), fino al *frame* 769, quindi circa 1 secondo dopo il drastico calo di giri di cui sopra, avvenuto al *frame* 757. Dal *frame* 769 si registra un brusco innalzamento che porta il passo collettivo fino al valore di 16°. Nella fase finale del volo si osservano ampie oscillazioni del passo collettivo.

Testimonianze.

I membri dell'equipaggio hanno rilasciato dichiarazioni testimoniali concordi tra loro e coerenti con la descrizione dell'evento così come sopra descritta.

Da quanto riportato, si evince, inoltre, che il *Safety Pilot*, in contatto visivo con l'aeromobile, ha udito il calo di giri ed ha avvertito il resto dell'equipaggio nella UCS. All'anomalo rumore è seguito, dopo qualche secondo, l'inizio della discesa non controllata dell'aeromobile. A questo punto il *Safety Pilot*, stando alle sue dichiarazioni, avrebbe avocato a sé il controllo dell'aeromobile, non riuscendo comunque ad evitare l'impatto col terreno date le condizioni di giri bassi ed elevata velocità verticale realizzatisi. Al riguardo, il *Manuale di volo* dell'aeromobile contempla, tra le *emergency procedure*, quella di "*RPM low/high*", che prevede, quale azione da porre in essere, la

seguinte: «land as soon as possible».

FCC.

Durante l'inchiesta sono stati effettuati accertamenti sui 3 FCC per escludere la possibilità che il calo di giri potesse essere stato indotto da un malfunzionamento degli stessi. I test, condotti presso il costruttore degli stessi, hanno evidenziato come 2 dei 3 FCC fossero perfettamente funzionanti. Il terzo ha manifestato una sola non conformità nell'esecuzione dei numerosi passaggi di prova; tale non conformità, comunque, non è correlabile all'evento in esame, in quanto il flusso di dati coinvolto non è legato al funzionamento del motore. Inoltre, la logica del sistema, in caso di discrepanza tra i segnali proveniente da uno dei 3 FCC, predispone l'esclusione automatica di quest'ultimo. È stato dunque accertato che i 3 FCC non hanno contribuito all'accadimento dell'evento.

Nell'ambito dello studio dell'architettura delle logiche di sistema è stato appurato che l'aeromobile in questione non è dotato di automatismi che, in caso di avaria motore, applichino comandi tali da limitare il livello energetico dell'impatto col suolo. Al riguardo, pare opportuno richiamare il “*Policy Statement, Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS) - E.Y013-01*” dell'EASA, che delinea i principi generali per la certificazione di tipo degli aeromobili *unmanned*. Tale documento, al paragrafo 7.1 “*Emergency Recovery Capability*”, nell'indicare quali siano gli strumenti di solito utilizzati per consentire il salvataggio di un aeromobile *unmanned* in emergenza (*flight termination system, emergency recovery procedure*), precisa, però, quanto segue: «no mandatory airworthiness requirement to fit or configure systems to provide an emergency recovery capability».

Analisi carburante e olio.

Al fine di verificare la rispondenza a specifica dei carbolubrificanti che equipaggiavano l'I-UASC, il carburante e l'olio motore sono stati sottoposti ad analisi. Queste hanno evidenziato la sostanziale rispondenza alla specifica prevista.

Investigazione del motore.

L'investigazione del motore ha avuto luogo, alla presenza dell'ANSV, in Germania, presso la Göbler Hirthmotoren KG costruttrice dello stesso. Il propulsore è stato disassemblato ed ispezionato in ogni sua parte e non sono emerse anomalie rilevanti, fatta eccezione per le evidenze raccolte circa le *reed valve*. Queste ultime sono le 2 valvole poste a valle del filtro dell'aria, che modulano l'ingresso della stessa nelle camere di combustione dei due pistoni. Per ciascun pistone è presente una *reed valve*. Ciascuna di queste (foto 3) presenta 6 lamelle in carbonio, 3 sul lato destro e 3 sul sinistro, che costituiscono l'elemento di modulazione del passaggio aria. Le lamelle sono fissate, alla base, ad un supporto metallico, che costituisce anche

elemento di fine corsa per le stesse.

La *reed valve* relativa al cilindro n° 2 presentava una delle lamelle in carbonio danneggiata all'estremità per la mancanza di una parte di superficie stimata pari a circa 1 cm² (foto 4) rispetto alla superficie complessiva della lamella (pari a circa 7,5 cm²). Inoltre, le viti di fissaggio al supporto metallico risultavano non serrate, consentendo il movimento della parte metallica, la quale, in condizioni di corretto montaggio, risulta fissa.

La *reed valve* relativa al cilindro n° 1 presentava anch'essa un danneggiamento all'apice di una delle lamelle in carbonio. Tale danneggiamento, tuttavia, consisteva in una abrasione minimale rispetto alla completa mancanza di una parte come rilevato per la *reed valve* del cilindro n° 2. Le viti di fissaggio delle lamelle in carbonio erano serrate e, quindi, il supporto metallico risultava correttamente fissato. È stato tuttavia evidenziato che una delle 3 viti di fissaggio risultava non in asse con il corrispondente foro, a testimonianza, comunque, di un assemblaggio improprio.

L'aeromobile è stato mantenuto secondo le procedure applicabili, le quali non hanno previsto interazioni dirette con la *reed valve* che abbiano potuto indurre le non conformità sopra indicate.

Gli esami eseguiti presso il costruttore del propulsore hanno inoltre permesso di verificare il corretto funzionamento dei seguenti componenti: pompa carburante, pompe olio, iniettori.

Ispezione serbatoio e test degli elementi filtranti.

Il serbatoio del RUAS HERO è stato ispezionato al fine di valutare la possibilità che residui di materiale estraneo al carburante potessero aver indotto una ostruzione temporanea dei filtri. Nell'ambito di tale attività è stata riscontrata sulle spugne presenza di muffe. Queste sono verosimilmente dovute alle condizioni di rimessaggio dell'aeromobile e si sono dissolte dopo pochi minuti dall'estrazione delle spugne dalla struttura del serbatoio. Sono stati riscontrati, inoltre, residui di natura cartacea ed altri biancastri gommosi (foto 5). I primi associabili alla produzione del serbatoio, i secondi alla guarnizione del tappo di rifornimento.

Per valutare se quanto riscontrato potesse aver veicolato un quantitativo eccessivo di residui nell'impianto di alimentazione carburante, gli elementi filtranti sono stati sottoposti a test. In assenza di una precisa specifica di collaudo, è stato allestito un *set up* sperimentale per la valutazione dell'eventuale ostruzione dei filtri. È stato dunque ricreato l'impianto di alimentazione carburante del motore, così come da schema in figura 7. Nel dettaglio sono stati aggiunti, a monte e a valle, degli elementi filtranti dei manometri (classe di precisione 1,6%), in grado di valutare la differenza di pressione indotta dalla presenza dei filtri. Dapprima è stato effettuato un test con filtri nuovi, sicuramente non ostruiti. Successivamente sono stati provati nelle medesime condizioni i filtri che erano installati sull'aeromobile al momento dell'incidente. I manometri non hanno indicato una variazione di

pressione apprezzabile nel confronto tra i due test: pertanto è stata esclusa la possibilità che il malfunzionamento che ha provocato l'incidente possa essere stato causato da un minor flusso di carburante dovuto alla possibile ostruzione dei filtri.

Analisi

I segni riscontrati sul terreno nel luogo dell'incidente sono compatibili con un primo contatto ad alta energia, seguito da un parziale rimbalzo successivo, che ha poi portato al secondo contatto meno energetico e conclusivo del volo. Le condizioni meteorologiche erano tali da non poter rappresentare un fattore determinante nell'evento e nessuna evidenza porta a ritenere che queste abbiano contribuito all'accadimento dello stesso.

L'analisi dei dati dell'ECU e dei 3 FCC ha permesso di constatare l'assenza di messaggi di avaria e nel contempo di verificare che l'incidente non fosse frutto di una impropria manovra da parte dell'equipaggio. Infatti, il calo di giri che ha portato all'aumento di velocità verticale si è verificato in assenza di comandi impartiti sulla *throttle*. Dallo studio del parametro passo collettivo, registrato dai 3 FCC, è stato possibile verificare le azioni effettuate dal *Safety Pilot*: a seguito del calo di giri è stato comandato l'aumento del passo collettivo delle pale del rotore principale. Tuttavia, nelle condizioni in cui si trovava l'aeromobile, tale azione non ha consentito di ridurre la velocità verticale oramai acquisita. Le dichiarazioni testimoniali ricevute confermano lo scenario ricostruito mediante i dati registrati.

La procedura di emergenza prevista nel *Manuale di volo*, applicabile al caso di "*RPM low/high*", prevede l'atterraggio appena possibile. Nel caso di specie, le azioni intraprese dal *Safety Pilot* volte alla riduzione della velocità verticale sono risultati coerenti con una manovra volta a riprendere il controllo dell'elicottero, verosimilmente prima di eseguire l'atterraggio.

Le oscillazioni di passo collettivo registrate nella parte finale del volo sono riconducibili all'effetto con l'impatto col suolo.

Le analisi dei carbolubrificanti hanno permesso di escludere che la qualità degli stessi abbia potuto indurre il malfunzionamento manifestatosi.

Il test dell'impianto di alimentazione ha dimostrato che le condizioni dei filtri erano tali da non indurre un bloccaggio degli stessi ed ha consentito quindi di escludere che l'incidente possa essere legato a tali componenti o ai residui rinvenuti nel serbatoio.

L'investigazione sul motore ha evidenziato il danneggiamento significativo di una lamella di una delle due *reed valve*. Il danneggiamento consisteva nella mancanza di una parte della lamella per una superficie di circa 1 cm². La parte mancante non è stata rinvenuta durante lo smontaggio del motore. È presumibile, data la posizione e funzionamento della *reed valve*, che la parte distaccatasi sia finita in camera di combustione e, essendo costituita da sottile lamina in fibra di carbonio, sia andata combusta essa stessa. Tale processo ha verosimilmente indotto il malfunzionamento temporaneo del motore che ha

portato all'incidente.

Le viti di fissaggio alla base delle lamelle della *reed valve* danneggiata si presentavano non serrate. Tale anomalia generava, di fatto, una maggiore escursione delle lamelle. È pertanto probabile che ciò abbia indotto il danneggiamento progressivo della lamella fino al distacco di un pezzo della stessa.

La suddetta ipotesi è coerente con il degradamento delle prestazioni del motore osservato nei voli antecedenti all'incidente.

Infine, l'inchiesta ha evidenziato che l'aeromobile in questione, in caso di avaria motore, non è in grado di impostare in automatico una manovra di riduzione del livello energetico all'impatto col suolo, come invece avviene per gli elicotteri *manned*, in cui il pilota ha la possibilità di avviare una manovra di autorotazione. L'assenza di tale dispositivo, classificabile come *emergency recovery capability*, non costituirebbe, attualmente, un limite alla certificazione dell'aeromobile, in quanto, nel "*Policy Statement Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS) - E.Y013-01*" dall'EASA, non è indicato tra le dotazioni obbligatorie.

Cause

Alla luce delle evidenze acquisite, la causa dell'incidente è attribuibile al fattore tecnico. In particolare, l'evento è stato causato dal danneggiamento di una delle lamelle della *reed valve*, ragionevolmente indotto da un inadeguato assemblaggio del componente in questione.

La mancanza di un sistema automatico in grado di limitare la velocità di discesa ha reso l'impatto col suolo altamente energetico, provocando i danni riscontrati.

Raccomandazioni di sicurezza

Alla luce delle considerazioni esposte nella presente relazione, l'ANSV ritiene opportuno emanare la seguente raccomandazione di sicurezza.

Raccomandazione ANSV-3/518-16/1/A/17

Tipo della raccomandazione: SRGC.

Motivazione: in condizioni analoghe di piantata motore su un elicottero *manned*, il pilota ai comandi avrebbe la possibilità di avviare una manovra di autorotazione, per limitare la velocità verticale di discesa. L'elicottero *unmanned* in questione non era provvisto di un dispositivo automatico che consentisse di contenere la velocità verticale di discesa e conseguentemente di ridurre gli effetti dell'impatto con il suolo. Al riguardo, va evidenziato che il "*Policy Statement, Airworthiness Certification of Unmanned Aircraft Systems (UAS) - E.Y013-01*" dell'EASA, al paragrafo 7.1 "*Emergency Recovery Capability*", nell'indicare quali siano gli strumenti di solito utilizzati per consentire il salvataggio di un aeromobile *unmanned* in emergenza, precisa, però, quanto segue: «no mandatory airworthiness requirement to fit or configure systems to provide an emergency recovery capability».

Destinataria: EASA.

Testo: alla luce di quanto rappresentato nella predetta motivazione, si raccomanda di valutare la possibilità che gli elicotteri a pilotaggio remoto siano obbligatoriamente equipaggiati di dispositivi automatici (*emergency recovery capability*) che riescano a limitare la velocità verticale acquisita a seguito di piantata motore, con conseguente riduzione degli effetti dell'impatto con il suolo.

Elenco allegati

Allegato "A":

foto e documentazione richiamate nel testo.

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.

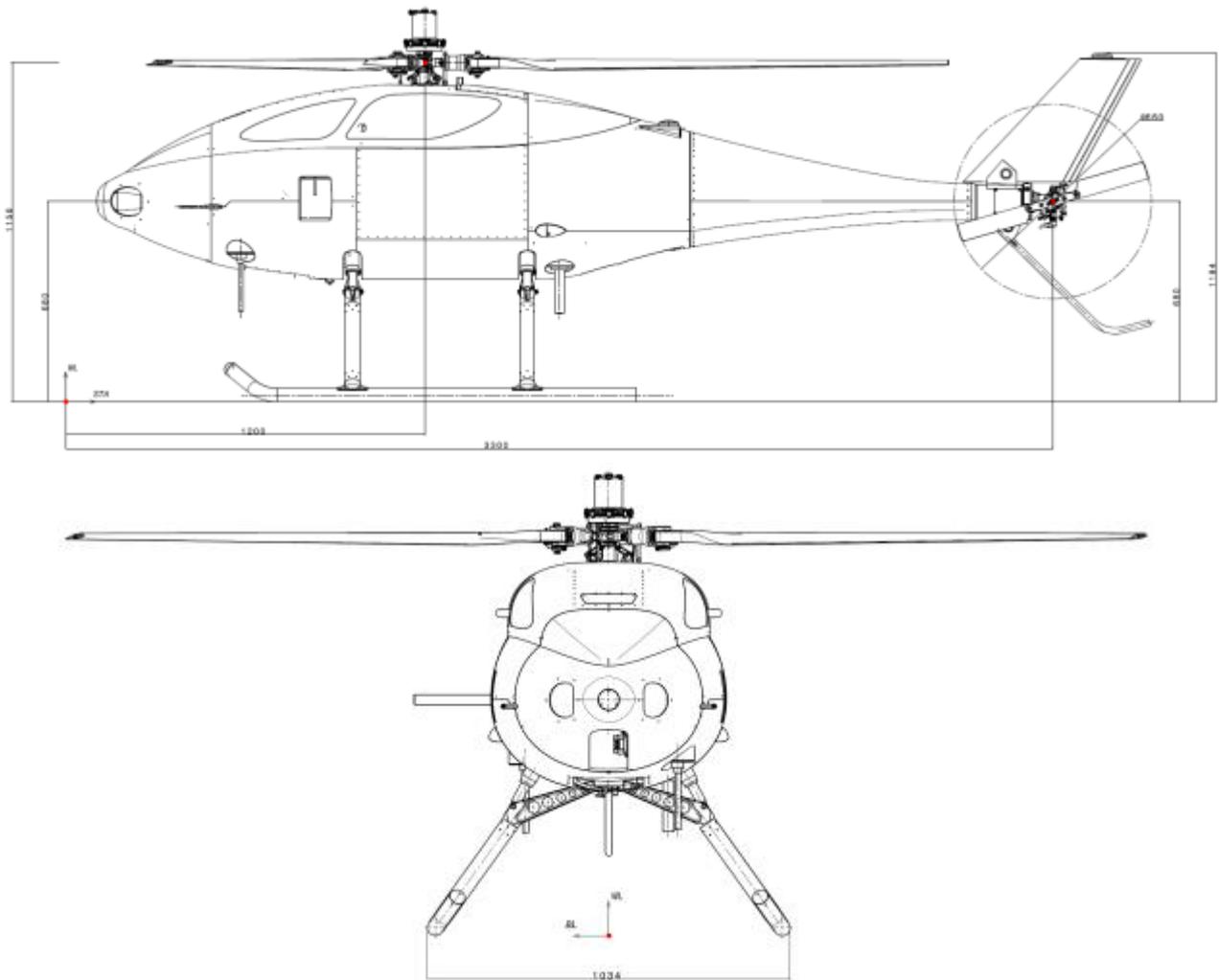


Figura 1: schemi quotati RUAS SD-150 HERO.

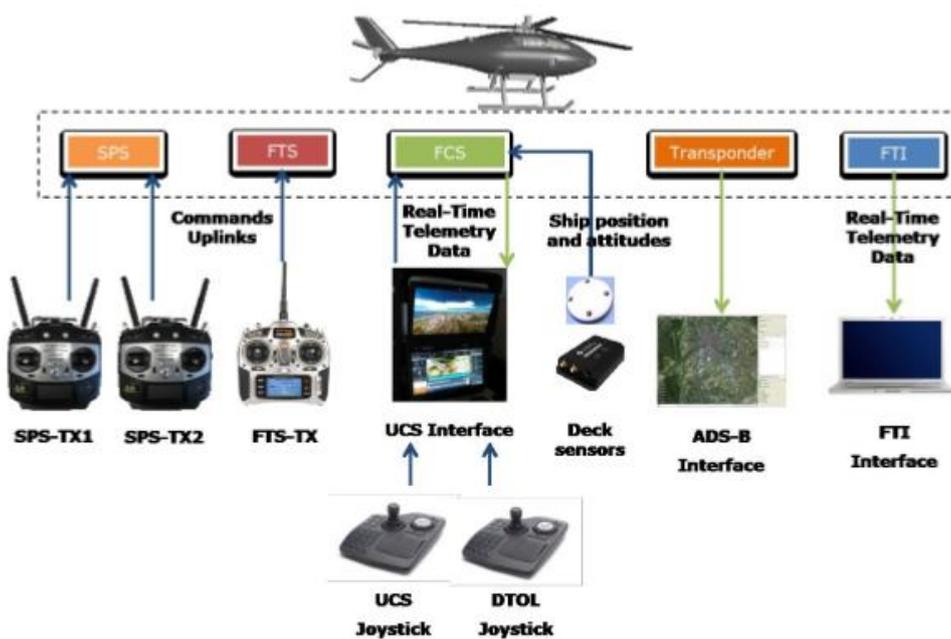


Figura 2: logiche di comando.



Foto 1: relitto dell'aeromobile I-UASC sul luogo dell'incidente.



Foto 2: primo piano del relitto dell'aeromobile I-UASC.

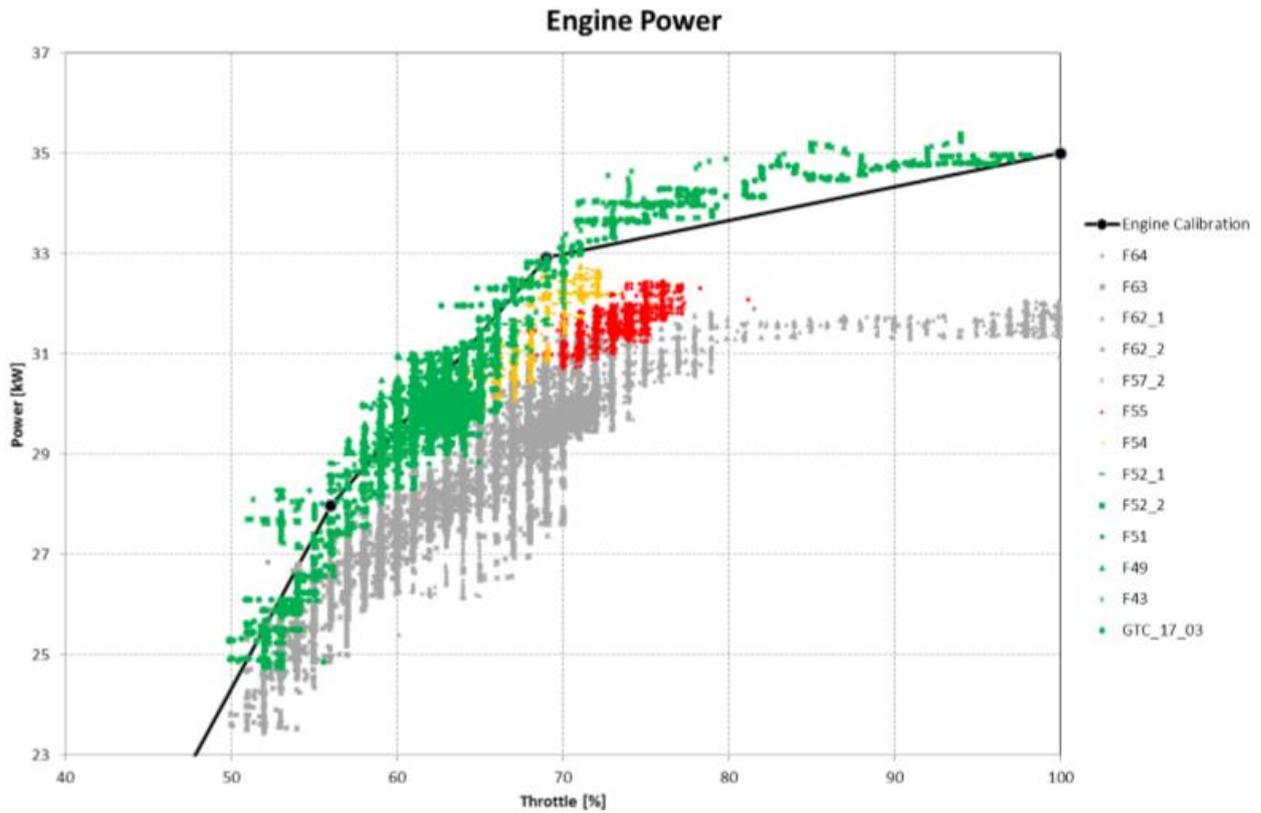


Figura 3: analisi storica delle prestazioni del propulsore.

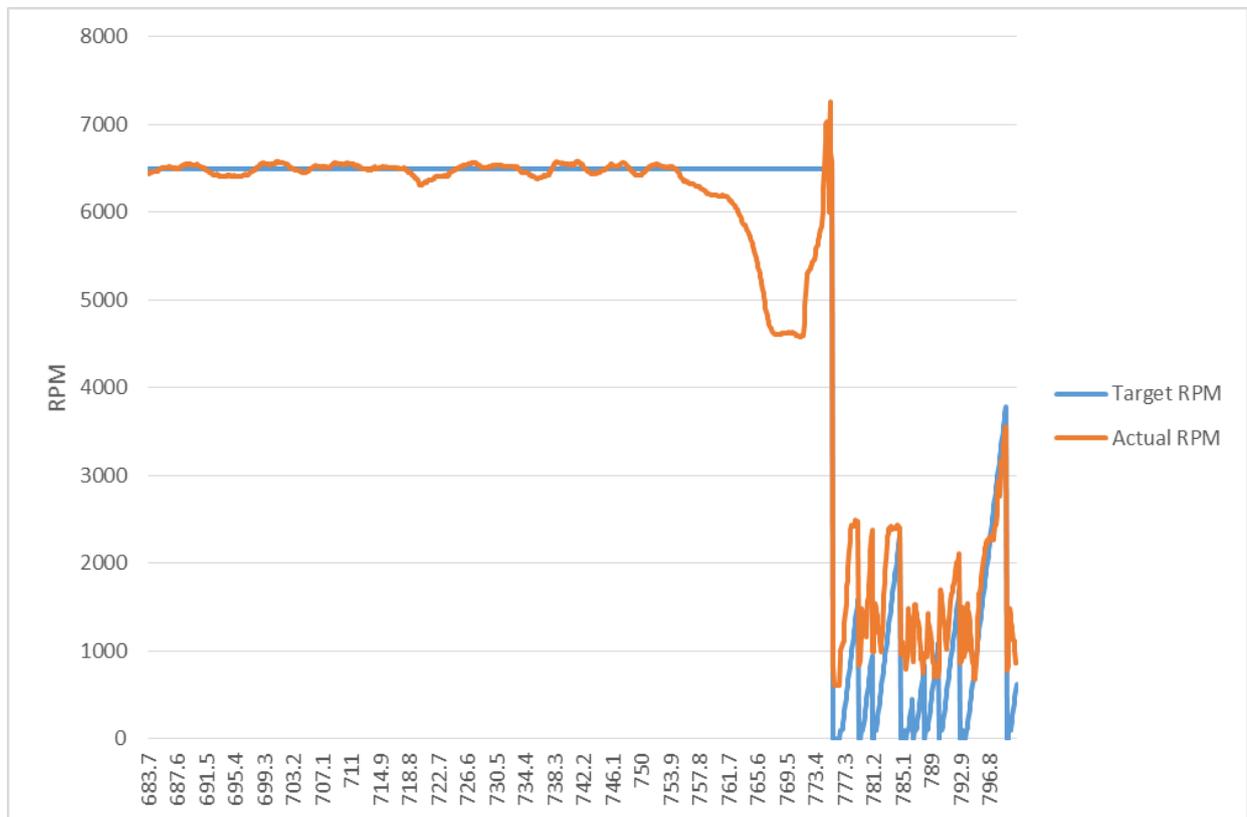


Figura 4: grafico RPM/tempo.

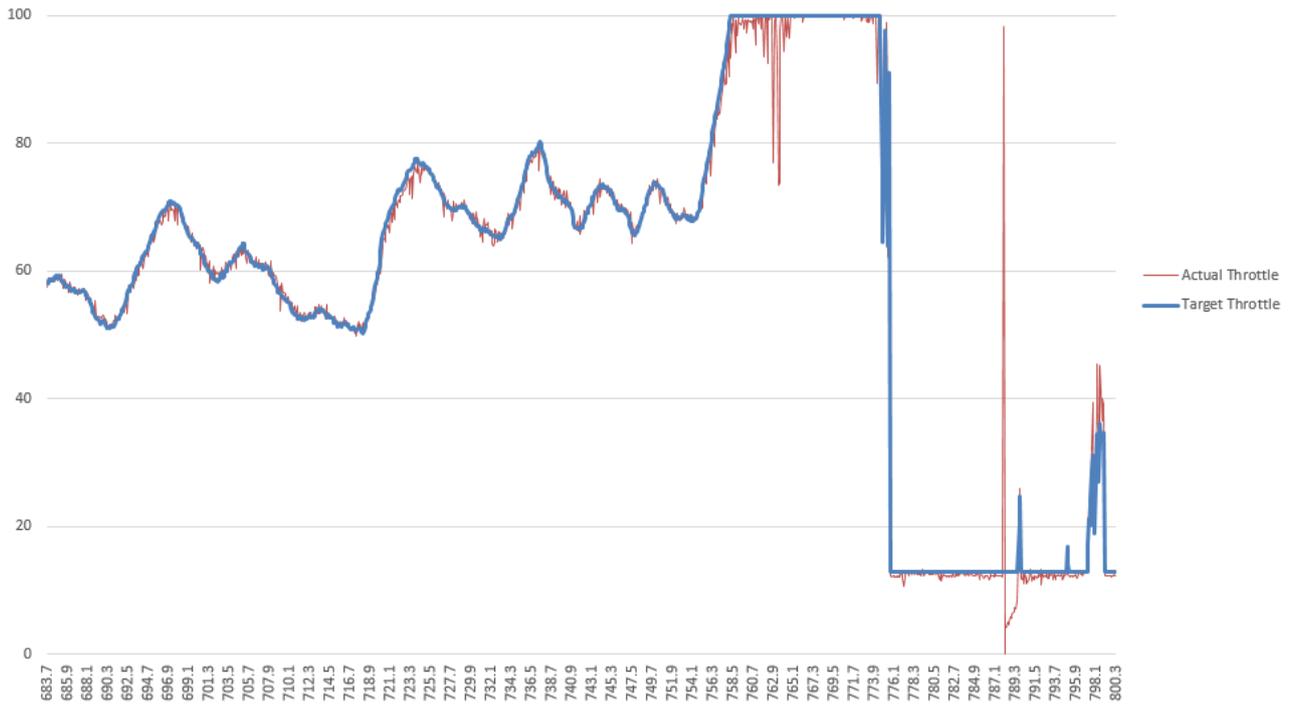


Figura 5: grafico % throttle/tempo.

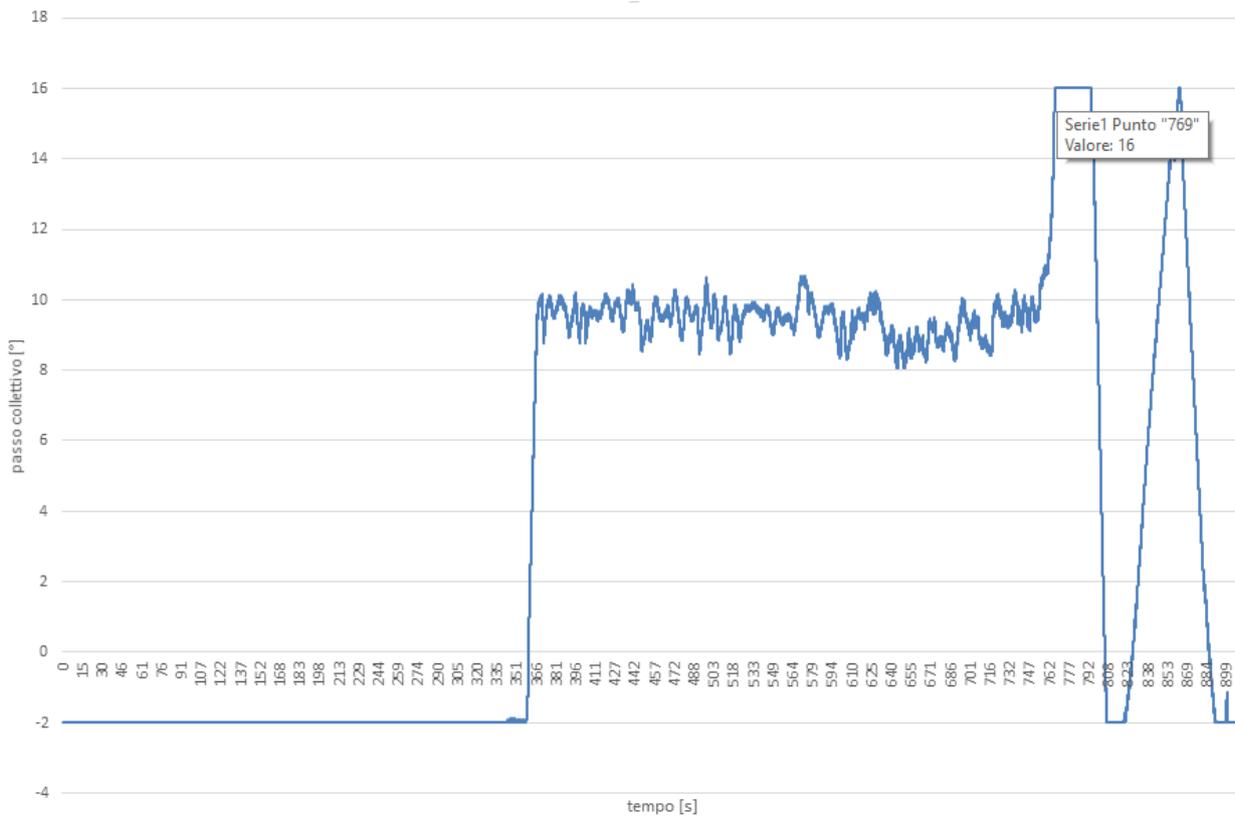


Figura 6: grafico passo collettivo/tempo.

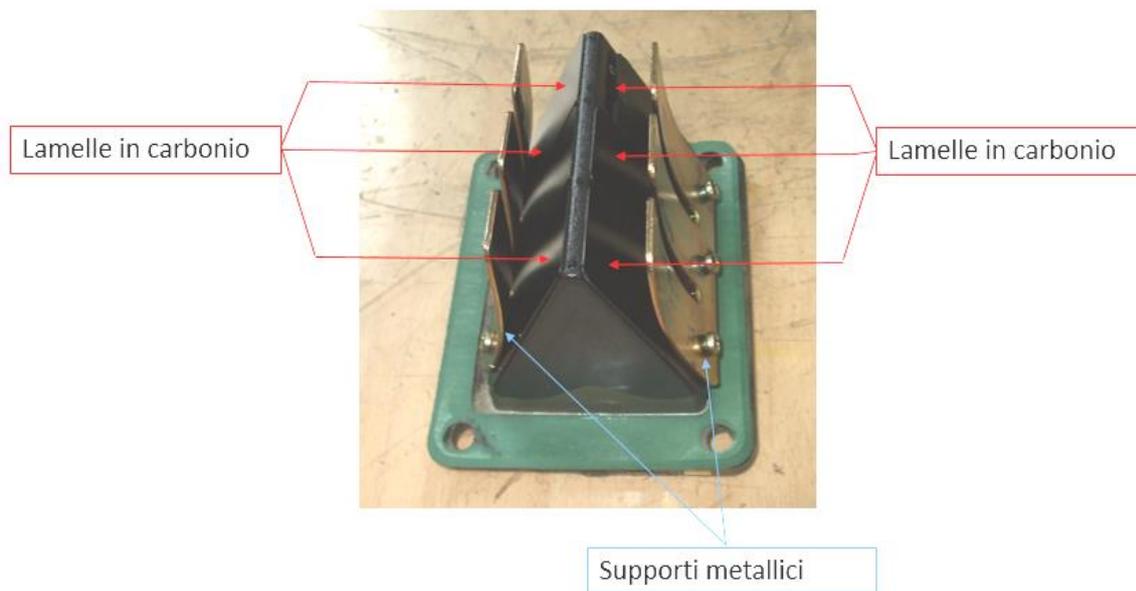


Foto 3: reed valve.

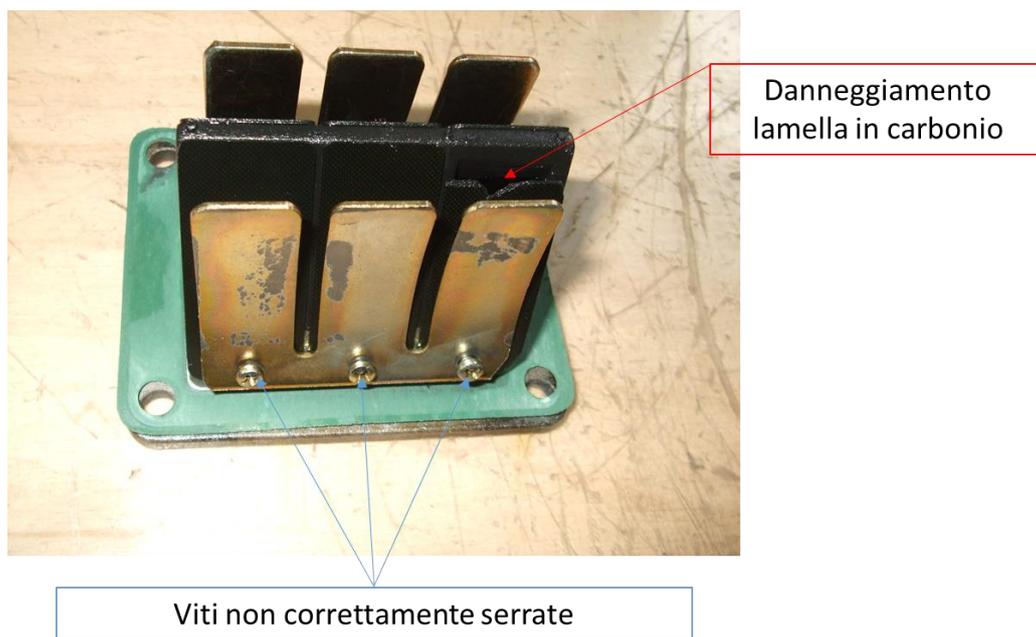


Foto 4: reed valve cilindro n° 2.



Foto 5: residui presenti nel serbatoio.

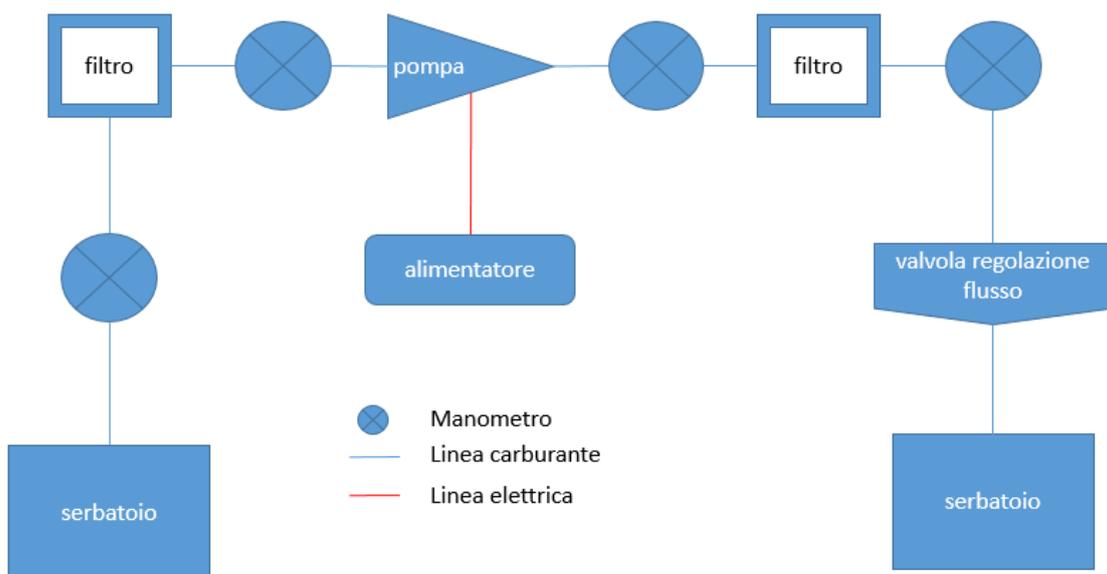


Figura 7: schema *set up* sperimentale impianto alimentazione carburante.