

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE

**Elicottero Robinson R66 marche di identificazione RA-07370
6NM Sud Ovest isola di Gorgona 22 luglio 2019**

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV), istituita con il decreto legislativo 25 febbraio 1999 n. 66, è 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, 4 e 5 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.
AOIS: Aeronautical Operational Information System.
ARO: Air traffic services Reporting Office, Ufficio informazioni dei servizi del traffico aereo.
ASTM: American Society for Testing and Materials.
ATC: Air Traffic Control, controllo del traffico aereo.
AVGAS: Aviation Gasoline.
CAVOK: condizioni di visibilità, copertura nuvolosa e fenomeni del tempo presente migliori o al di sopra di soglie o condizioni determinate.
CJT: cold junction temperature.
CVR: Cockpit Voice Recorder.
EMU: engine monitoring unit, unità di monitoraggio del motore.
ENAV SpA: Società nazionale per l'assistenza al volo.
FCU: Fuel Control Unit.
FDR: Flight Data Recorder.
FIC: Flight Information Center, Centro informazioni di volo.
FEW: Few, da 1 a 2 ottavi di nubi.
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.
HTL: Helicopter Technical Log.
ICAO: International Civil Aviation Organization, Organizzazione dell'aviazione civile internazionale.
KIAS: IAS espressa in nodi (kt).
KT: Knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.
MGT: measured gas temperature (nella sezione turbina).
N1: engine gas producer turbine RPM, rotazione gas producer turbine.
N2: engine output shaft (power turbine) RPM, rotazione power turbine.
Nr: rotazione rotore principale.
NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
NOSIG: No Significant Changes, assenza di variazioni significative.
Pc: compressor discharge air pressure.
PSI: Pound-force per Square Inch, libbra per pollice quadrato.
PTG: Power Turbine Governor.
SHP: Shaft Horse Power.
S/N: Serial Number.
RPM: Round Per Minute, giri al minuto.
STC: Supplemental Type Certificate.
TMOP: torquemeter oil pressure sensor (torque).
TSN: Time Since New, ore di funzionamento da nuovo.
UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.
Vne: Velocity Never Exceed, velocità da non superare mai
VVF: Vigili del fuoco.

Tutti gli orari riportati nella presente relazione d'inchiesta, se non diversamente specificato, sono espressi in **ora UTC** (Universal Time Coordinated, orario universale coordinato), che, alla data dell'evento, corrispondeva all'ora locale meno due ore.

INCIDENTE

Elicottero Robinson R66 marche RA-07370

6NM Sud Ovest isola di Gorgona 22 luglio 2019

Tipo dell'aeromobile e marche

Robinson R66 marche di identificazione RA-07370 (nazionalità russa).

Data e ora

22 luglio 2019, 13:57'.

Luogo dell'evento

Mar Tirreno a circa 6 NM a Sud Ovest dell'isola di Gorgona (foto 1).



Foto 1: il relitto del Robinson R66 marche di identificazione RA-07370 mantenuto in superficie dai galleggianti di emergenza in dotazione (pop out floats gialli) e da boe dei VVF (bianca). Sullo sfondo, a circa 6 NM, l'isola di Gorgona.

Descrizione dell'evento

L'elicottero era decollato da Massa Cinquale (LIQL), dove aveva fatto scalo e rifornimento, diretto ad una piazzola di atterraggio per elicotteri privata a Porto Cervo (SS). Nel corso della navigazione VFR, condotta a circa 500 piedi di altezza, l'elicottero precipitava in mare distruggendosi. Il relitto dell'elicottero veniva individuato dai mezzi di ricerca e soccorso, parzialmente mantenuto in superficie dai galleggianti di emergenza (*pop out floats*). Il passeggero deceduto all'impatto veniva rinvenuto dai soccorritori all'interno dell'elicottero mentre il pilota risultava disperso.

Esercente dell'aeromobile

Pilota proprietario al 51% dell'elicottero.

Natura del volo

Turismo.

Persone a bordo

Pilota (nazionalità russa) e passeggero (nazionalità russa). Il pilota è risultato disperso. Il passeggero deceduto. Dall'esame autoptico della salma del passeggero è risultato che non vi era presenza di

sostanze di interesse tossicologico che possano aver causato uno stato di alterazione psicofisica o che possano aver svolto un ruolo concausale nel decesso.

Danni all'aeromobile

Elicottero distrutto.

Informazioni relative al personale di volo

Pilota di nazionalità russa e di anni 37. Era comproprietario dell'elicottero coinvolto nell'incidente, dal dicembre 2016. In possesso di licenza di pilota privato di elicottero rilasciata dall'autorità aeronautica della Federazione Russa nel 2016 ed in corso di validità. In possesso di certificato medico di seconda classe in corso di validità. In possesso di abilitazione su elicottero R44 e R66 dal 2017. Livello conoscenza lingua inglese ICAO 5.

Non è stato possibile ottenere il dato delle ore volate complessive e su R66, né informazioni circa l'iter addestrativo né circa l'attività di volo passata o recente.

Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore

Il Robinson R66 è un elicottero a cinque posti (due anteriori, tre posteriori), singolo rotore principale, singolo motore *turbo shaft* a turbina libera Rolls Royce 250 C300/A1 (denominazione commerciale RR300). L'elicottero è costruito principalmente in metallo con alcune parti in fibra di vetro e materiali termoplastici ed è dotato di carrello di atterraggio a pattini. Le due pale del rotore principale sono interamente in metallo e utilizzano un longherone dal bordo d'attacco in acciaio inossidabile, un rivestimento in alluminio e un'anima a nido d'ape.

Dimensioni e peso, limiti

L'elicottero Robinson R66 ha le seguenti dimensioni (Figura 1):

lunghezza: 459 in (11,66 m);

altezza: 137 in (3,48 m);

larghezza: 90 in (2,29 m);

raggio rotore: 198 in (5,03 m);

diametro rotore di coda: 60 in (1,52 m);

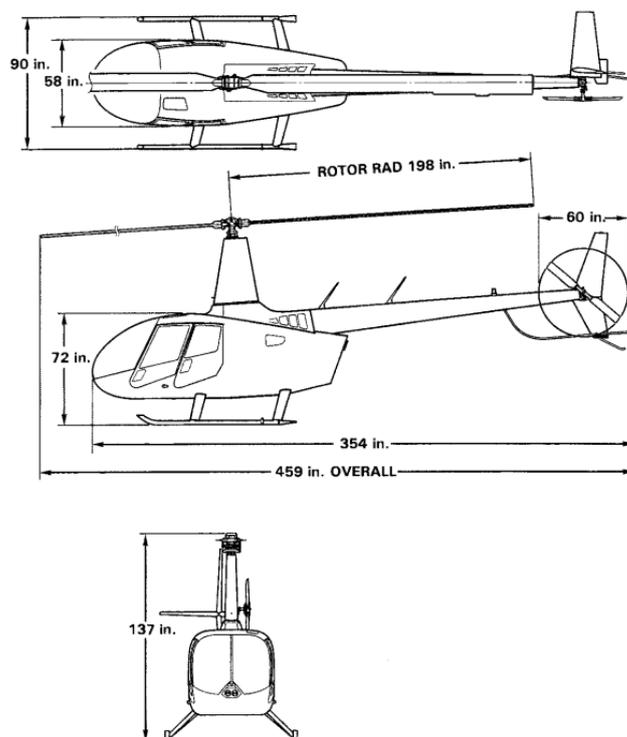


Figura 1: trittico dell'elicottero R66 (R66 Pilot's Operating Handbook).

Il *maximum gross weight* è di 2700 lb (1225 kg) mentre il *minimum gross weight* è di 1400 lb (635 kg).

Il supplemento al manuale di volo (per elicotteri immatricolati CIS¹) con pop out float installati prevede i seguenti limiti di velocità:

- *never exceed airspeed* (Vne) con i galleggianti stivati è pari a 130 KIAS (241 km/h);
- velocità massima in autorotazione è pari a 100 KIAS (185 km/h);
- velocità massima con i galleggianti armati (*safety catch* in posizione “ready”) è 115 KIAS (213 km/h);
- velocità massima per il gonfiaggio dei galleggianti e per il volo con galleggianti gonfi è 80 KIAS (148 km/h).

Il manuale di volo definisce tramite il diagramma altezza-velocità (Figura 2) le aree da evitare onde garantire l'effettuazione senza conseguenza di una autorotazione².

¹ Il manuale di volo riporta un supplemento per gli elicotteri immatricolati in Russia e negli Stati facenti parte in passato della ex Unione Sovietica (CIS - Commonwealth of Independent States) in quanto questi possono essere equipaggiati con altimetri calibrati in metri, indicatori di velocità calibrati in chilometri orari ed indicatori di velocità verticale calibrati in metri al secondo.

² The height/velocity (H/V) diagram shows the combinations of airspeed and height above the ground, which will allow an average pilot to successfully complete a landing after an engine failure. - Helicopter Flying Handbook (FAA-H-8083-21B) Chapter 7.

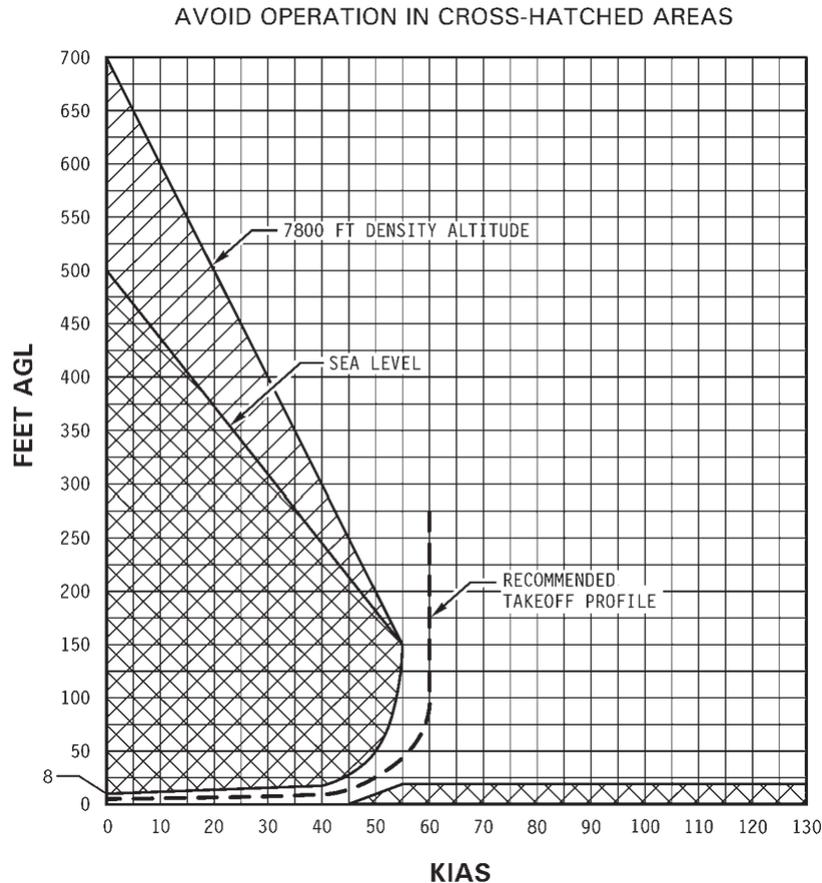


Figura 2: diagramma altezza velocità per il R66.

Il motore è un turboshaft a flusso inverso, composto da un generatore di gas costituito da un compressore centrifugo a stadio singolo e da una turbina a due stadi (N1) e da una turbina libera di potenza anche essa a due stadi (N2). Ogni stadio della turbina è composto da uno statore e da un rotore.

Il primo e secondo stadio turbina sono riferiti ai due stadi della turbina del generatore di gas mentre il terzo e quarto stadio sono riferiti ai due stadi della turbina di potenza.

Il motore ha una potenza in uscita pari a 300 SHP.

Al 100% di N1 (gas producer) 50.970 RPM.

Al 100% di N2 (power turbine) 33.290 RPM.

Al 100% output shaft 6.016 RPM.

La temperatura massima MGT (Measured Gas Temperature) è di 782°C.

Dalla documentazione tecnica consultata risulta che il motore RR300 può funzionare in condizioni di emergenza anche con carburante ASTM-D-910 (*all grades*) ovvero con benzine di tipo AVGAS.

Tra i componenti del sistema di alimentazione del carburante di interesse per la trattazione si riportano i seguenti:

- *gas producer fuel control*;
- *power turbine governor*;
- *fuel pump* e filtro;
- *fuel nozzle*.

Il *gas producer fuel control* (di tipo pneumatico-meccanico) insieme al *power turbine governor* regola la velocità di rotazione della turbina di potenza N2 e protegge da *overspeed* sia il *gas producer N1* che la turbina di potenza N2. Il sistema *fuel control* monitora la *N1 gas producer speed*, la *N2 power turbine speed*, *compressor discharge air pressure* (Pc), gli input del collettivo e la posizione della

throttle. Questi input permettono al sistema di regolare e mantenere un flusso di carburante tale da produrre e mantenere la potenza necessaria erogata dal motore per una velocità costante di rotazione del rotore principale. Il PTG, montato sulla scatola accessori, sente la velocità di rotazione della turbina di potenza (N2). Quando rileva una condizione differente dalla velocità prevista (*off-speed*) fornisce il segnale al *gas producer fuel control unit* che varia la velocità di rotazione del generatore di gas (N1) per eliminare la condizione di *off speed*.

La pompa del carburante attraverso il filtro alimenta il *fuel control* con carburante in pressione prelevato dal serbatoio.

Il carburante misurato dal *fuel control* passa attraverso una *check valve* per poi venire spruzzato, atomizzato, nella camera di combustione dalla *fuel nozzle*.

Comandi motore

La *throttle* è posizionata sulla leva del collettivo che aziona a sua volta la leva dell'*engine fuel control unit*, per il tramite di un cavo *push/pull*. La *throttle* viene impostata in posizione completamente chiusa (*idle*) o completamente aperta (*flight*) nelle operazioni a terra ed in volo.

Quando la *throttle* è in posizione aperta, un *governor* pneumatico-meccanico ha il compito di mantenere il 100% del numero di giri dell'albero di uscita del motore (N2). Il collegamento tra *governor* della turbina di potenza e comando collettivo permette di anticipare variazioni nella richiesta di potenza.

Sulla parte anteriore della console (Foto 2) è presente un comando di tipo *push/pull* di interruzione del carburante (*fuel cut off*) che agisce sulla *fuel cut off lever* del *fuel control unit* (FCU).



Foto 2: indicato dalla freccia rossa su modello di elicottero analogo il comando fuel cut off in posizione estratta (cut off).

Altri comandi del motore includono un pulsante di avviamento sul collettivo ed un interruttore a chiave. L'interruttore a chiave quando è in posizione ENABLE consente, in seguito alla pressione del pulsante START, la normale sequenza di avviamento, con innesto del motorino di avviamento e attivazione delle candele (*igniter*); ad avviamento avvenuto, può essere posizionato su OFF senza pregiudicare il funzionamento del motore.

A tal proposito occorre sottolineare che il posizionamento della chiave su OFF ad avviamento avvenuto, sebbene non pregiudichi il regolare funzionamento del motore, non è una pratica raccomandata dal costruttore dell'elicottero: infatti nell'ipotesi che un riavviamento in volo (*air start*) si renda necessario, il pilota deve posizionare la chiave su ENABLE prima di procedere alla riaccensione.

Il sistema di alimentazione del motore è costituito da un serbatoio del tipo *bladder*, resistente agli urti, che fornisce il flusso di carburante al motore per gravità. La capacità di tale serbatoio è di 282 litri dei quali 279 utilizzabili.

Anche il sistema di alimentazione carburante ha un comando di interruzione, *fuel pull-off*, del tipo push/pull posto tra i due sedili anteriori, che agisce sulla shut off valve del serbatoio (Figura 3, Foto 3).

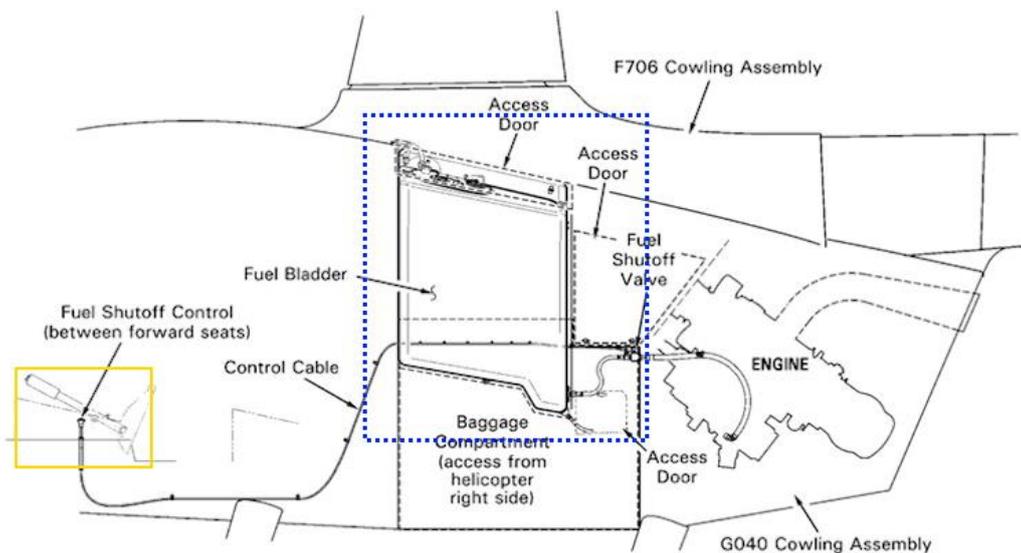


Figura 3: il sistema di alimentazione del motore. All'interno del riquadro giallo, indicato dalla freccia, il comando fuel pull off (nella figura denominato fuel shutoff) che agisce sulla fuel shut off valve. In blu il serbatoio fuel bladder.



Foto 3: fuel pull-off (indicato dalla freccia rossa, in posizione estratta OFF).

Procedure di emergenza e normali

Il manuale riporta tra le altre le procedure relative alla *power failure* nella *section 3: emergency procedure*:

- *power failure general*;
- *power failure above 500 ft agl*;

- *power failure between 8 feet and 500 feet agl;*
- *power failure below 8 feet agl;*
- *maximum glide distance configuration;*
- *minimum rate of descent configuration;*
- *airstart procedure;*
- *emergency water landing power off.*

Il manuale inoltre riporta *alla section 9: supplements*, il *supplement POP-OUT floats*, ove oltre ai limiti applicabili per la configurazione sono descritte tra le altre le procedure relative alla *power failure*:

- *power failure general;*
- *power failure above 500 ft agl;*
- *power failure between 8 feet and 500 feet agl;*
- *power failure below 8 feet agl;*
- *maximum glide distance configuration;*
- *minimum rate of descent configuration;*
- *emergency water landing power off.*

La *section 9: supplements* del manuale, sempre relativa alla configurazione con *POP-OUT float* inoltre, alla *section 4: Normal Procedures* riporta tra gli altri:

- *daily or preflight checks;*
- *float inflation;*
- *operation on water;*
- *practice autorotation to water.*

La *section 9: supplements* del manuale, sempre relativa alla configurazione con *POP-OUT float*, infine, alla *section 7: Systems description* illustra le modalità di azionamento del comando per il gonfiaggio dei galleggianti di emergenza.

La *section 9: supplements* del manuale relativa agli elicotteri immatricolati in CIS riporta alla *section 3: emergency procedures* le medesime procedure riportate alla *section 3* del manuale con valori di altezza e velocità rispettivamente in metri e chilometri orari.

Si riportano di seguito informazioni ed estratti dal manuale di volo dell'elicottero di interesse per la presente trattazione.

Le informazioni generali relative alla *power failure* (figura 4) indicano come questa possa essere causata o da un malfunzionamento del motore o del sistema di trasmissione e viene indicata dall'avviso acustico di bassi giri rotore (low RPM).

Una avaria al motore può essere indicata da un cambio nel livello di rumorosità dello stesso, da una imbardata a sinistra, dall'accensione della spia di bassa pressione olio motore o dalla diminuzione di dei giri al minuto N1 o N2.

Una avaria al sistema di trasmissione invece può essere indicata da un rumore inconsueto o da vibrazioni, da una imbardata a sinistra o a destra, dalla diminuzione di giri del rotore principale con aumento dei giri N2.

In caso di *power failure* occorre abbassare immediatamente il collettivo ed entrare in autorotazione, e ridurre la velocità alla *Vne power-off* o al di sotto. Una *caution* avvisa circa la necessità di applicare il ciclico all'indietro (*aft*) quando il collettivo viene abbassato ad alta velocità.

Una ulteriore *caution* applicabile agli elicotteri dotati di *pop out floats* specifica che il gonfiaggio dei galleggianti può impiegare fino a tre secondi; pertanto, la procedura deve essere iniziata per tempo,

senza eccedere però la velocità di 80 kt come specificato poi dalla nota successiva nella procedura specifica.

POWER FAILURE – GENERAL

A power failure may be caused by either an engine or drive system failure and will usually be indicated by the low RPM horn. An engine failure may be indicated by a change in noise level, nose left yaw, an engine oil pressure light, or decreasing N_1 or N_2 RPM. A drive system failure may be indicated by an unusual noise or vibration, nose right or left yaw, or decreasing rotor RPM while N_2 RPM is increasing.

In case of power failure, immediately lower collective to enter autorotation and reduce airspeed to power-off V_{ne} or below.

CAUTION

Aft cyclic is required when collective is lowered at high airspeed. |

CAUTION

Do not apply aft cyclic during touchdown or ground slide to prevent possible blade strike to tailcone.

Figura 4: informazioni generali inerenti alla perdita di potenza (Robinson Helicopter Company – R66 Pilot's Operating Handbook).

La procedura di emergenza prevista per la condizione di volo in cui si trovava l'elicottero prevede la manovra di autorotazione³ (Figura 5), ovvero: 1) abbassare il collettivo immediatamente per mantenere i giri rotore; 2) ridurre la velocità sotto 80 KIAS; 3) regolare il collettivo per mantenere i giri rotore tra il 95% ed il 106%; 4) se la quota lo permette manovrare per posizionarsi contro vento; 5) gonfiare i galleggianti; 6) a circa 40 ft AGL iniziare la richiamata con il comando ciclico; 7) a 8 ft AGL circa applicare ciclico in avanti e sollevare il comando collettivo, contattare la superficie con un assetto leggermente cabrato e con la prua allineata alla direzione del moto; 9) mantenere il ciclico nella posizione di contatto e non abbassare il collettivo completamente fino a quando non è arrestata la traslazione orizzontale.

³ L'autorotazione è la manovra che viene effettuata dal pilota in caso di malfunzionamento del motore. Il rotore principale viene trascinato dal vento relativo e mantenuto in rotazione, generando così la forza portante sufficiente a frenare la discesa ed effettuare l'atterraggio di emergenza.

SECTION 3: EMERGENCY PROCEDURES

POWER FAILURE – GENERAL

CAUTION

Lowering collective rapidly or applying excessive forward cyclic while helicopter is moving forward on water can cause floats to submerge and helicopter to nose over.

CAUTION

Float inflation may take up to three seconds. Squeeze inflation lever early enough to allow full inflation before water contact.

POWER FAILURE ABOVE 500 FEET AGL

Autorotation to land: Same as in basic manual.

Autorotation to water:

1. Lower collective immediately to maintain rotor RPM.
2. Reduce airspeed to below 80 KIAS.
3. Adjust collective to keep RPM between 95 and 106% or apply full down collective if light weight prevents attaining above 95%.
4. If altitude permits, maneuver into wind.
5. Inflate floats.

CAUTION

Do not inflate floats above 80 KIAS. Do not exceed 80 KIAS with floats inflated.

6. At about 40 feet AGL, begin cyclic flare.
7. At about 8 feet AGL, apply forward cyclic and raise collective just before touchdown. Touch down in slight nose high attitude with nose straight ahead.
8. Maintain cyclic in touchdown position and do not lower collective full down until forward motion has stopped.

FAA APPROVED: 9 OCT 2015

9-3.6

Figura 5: procedura di emergenza Power failure above 500 feet AGL (Robinson Helicopter Company – R66 Pilot's Operating Handbook).

Il manuale di volo (Robinson Helicopter Company – R66 Pilot's Operating Handbook) alla Section 10 Safety Tips riporta il Safety Notice SN-10 dal titolo Fatal Accidents Caused by Low RPM Rotor Stall, in cui viene sottolineata la criticità per gli elicotteri leggeri con rotore a bassa inerzia del mancato mantenimento dei giri del rotore principale come causa di incidenti catastrofici e l'assoluta importanza per il pilota di condizionare i propri riflessi in modo che in qualsiasi evenienza o emergenza questi agisca sulla throttle e, contemporaneamente, abbassi il collettivo per mantenere i giri del rotore principale.

No matter what causes the low rotor RPM, the pilot must first roll on throttle and lower the collective simultaneously to recover RPM before investigating the problem. It must be a conditioned reflex. In forward flight, applying aft cyclic to bleed off airspeed will also help recover lost RPM.

Il motore viene arrestato, in procedura normale (Figura 6), da *ground idle* (62% N1) posizionando il selettore *fuel (control) cut off* in posizione off (estratto). Tale azione porta la valvola *fuel control cut off* situata nel *gas producer fuel control* in posizione di chiusura, arrestando così il flusso di carburante

al motore. La P2 check valve (che garantisce la generazione di una sovrappressione al fine di permettere l'ingresso del carburante nella camera di combustione solo ad una pressione adeguata all'atomizzazione) si chiude quando la pressione scende circa 20 psi, impedendo così il passaggio di ulteriore carburante alla *fuel nozzle* e di qui alla camera di combustione. Il motore, quindi, continua a ruotare per inerzia, fino all'arresto.

ROBINSON MODEL R66	SECTION 4 NORMAL PROCEDURES
SHUTDOWN PROCEDURE	
Collective down	Friction ON
Throttle closed	N ₁ deceleration check
Cyclic and pedals neutral	Friction ON
Cool down	Two minute idle
Fuel cutoff	Pull OFF, monitor MGT
CAUTION	
Rapid MGT increase following shutdown indicates residual fire in combustor. Follow "Engine Fire During Start or Shutdown" procedure per Section 3.	
Sprag clutch check	Verify N ₂ /R needles split
Wait one minute	Apply rotor brake
Avionics, generator, battery, igniter switches	OFF

Figura 6: procedura normale per lo spegnimento del motore (Robinson Helicopter Company – R66 Pilot's Operating Handbook).

Informazioni specifiche sul R66 marche RA-07370

L'elicottero coinvolto nell'incidente era il Robinson R66 marche di identificazione RA-07370 s/n 0742, data di costruzione 11 ottobre 2016.

Alla data del 23 aprile 2019, in occasione della ispezione e manutenzione annuale programmata, l'elicottero aveva totalizzato un totale di 569,89 ore di volo con un totale di 553 accensioni motore. L'elicottero era equipaggiato con un serbatoio ausiliario (non STC e del quale non è stato possibile reperire alcuna documentazione) dalla capacità di 200 litri. L'ultima pesata riportava un *basic empty weight* pari a 1463,46 libbre. Era dotato di sistema di galleggiamento di emergenza (*pop out floats*). Dalla documentazione tecnica fornita, solo parzialmente con estratto di pagine dell'HTL, risultano le seguenti verifiche di manutenzione:

- 30 novembre 2017: sostituzione dell'indicatore di velocità (TSN elicottero 332,65);
- 27 febbraio 2018: 100 ore elicottero e 400 ore motore (TSN elicottero e motore 400,51);
- 01 novembre 2018: 100 ore elicottero/12 mesi (TSN elicottero e motore 548,66);
- 23 aprile 2019: 100 ore elicottero/12 mesi e 200 ore motore/12 mesi (TSN elicottero e motore 569,89).

I comandi di volo ciclico e collettivo del posto di sinistra (lato passeggero) erano del tipo rimovibile. A bordo non erano installati registratori FDR e CVR, in quanto non previsti dalle normative vigenti per la tipologia dell'elicottero in questione.

Informazioni sul luogo dell'evento

L'incidente è occorso in mare aperto (Mar Tirreno) all'incirca in punto di coordinate 43°19'51" N 009°49'51" E (Figura 7). Il punto ove è stato rinvenuto il relitto è a circa 6 NM a Sud Ovest dell'isola di Gorgona, 16 NM a Nord dell'isola di Capraia e a circa metà tra la costa tirrenica italiana e la Corsica (23 NM W-SW di Livorno, 27 NM E-NE della Corsica).



Figura 7: rappresentazione su Google Earth della rotta dal punto di decollo (Massa Cinquale) al punto dell'incidente. Indicati dalle frecce l'isola di Gorgona e il punto previsto di destinazione.

Informazioni meteorologiche

L'incidente è occorso in condizioni di visibilità diurne e condizioni meteorologiche caratterizzate da ottima visibilità, assenza di copertura nuvolosa significativa e di fenomeni atmosferici previsti o in atto.

Il METAR di Sarzana (LIQW) alle 13.55' riportava: 11006KT 9999 FEW030 30/21 Q1020

Il METAR di Pisa (LIRP) alle 13.45' riportava: 30009KT CAVOK 30/17 Q1021 NOSIG

Il METAR di Bastia (LFKB) alle 13.30' riportava: 03007KT 350V080 CAVOK 30/21 Q1020 NOSIG

Stato del relitto

Il relitto è stato ritrovato nel Mar Tirreno a Sud dell'isola di Gorgona da una nave di soccorso. L'elicottero veniva rinvenuto mantenuto in superficie dai galleggianti di emergenza.

I VVF hanno poi assicurato il relitto a sacche di galleggiamento (Foto 4, Foto 5). Il giorno successivo all'incidente (23 luglio 2019) il relitto dell'elicottero è stato recuperato da una nave di soccorso (Vigili del Fuoco).



Foto 4: il relitto capovolto e tenuto in superficie dai galleggianti (pop out floats) e dalle sacche di galleggiamento posizionate dai VVF prima del recupero.



Foto 5: il relitto capovolto e tenuto in superficie dai galleggianti (pop out floats) e dalle sacche di galleggiamento posizionate dai VVF prima del recupero.

Le riprese effettuate dai VVF quando il relitto era ancora in acqua evidenziavano un notevole livello di distruzione della cabina, della parte frontale e dei pattini di atterraggio oltre ad evidenti deformazioni e segni di strisciata sulla parte inferiore dell'elicottero (Figura 8, Foto 6).

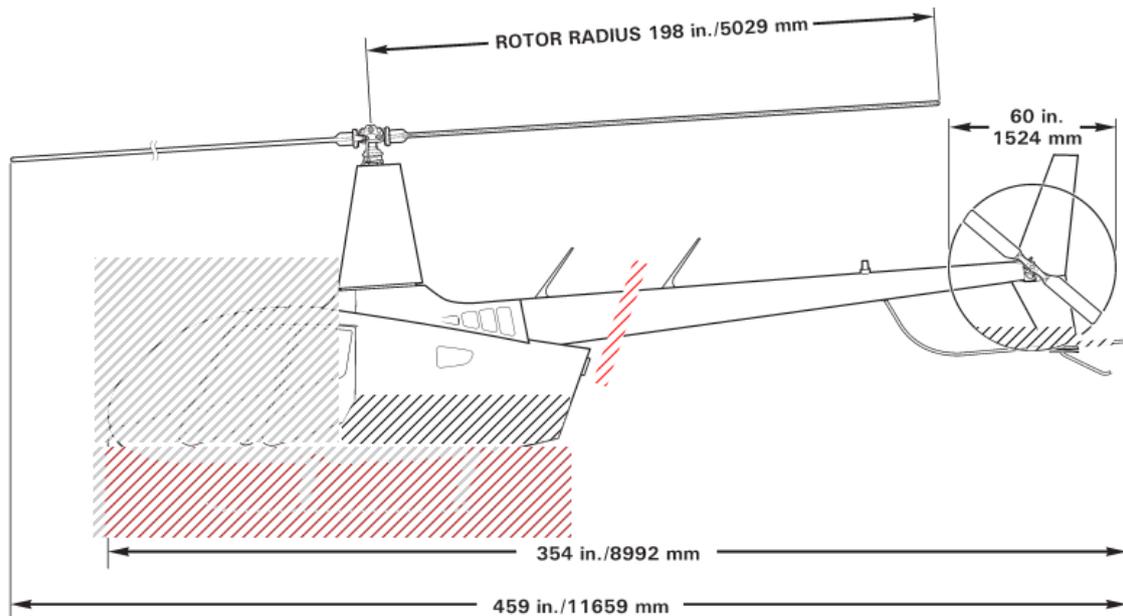


Figura 8: le linee tratteggiate indicano le aree ove si sono registrate deformazioni sostanziali o separazioni (Robinson Helicopter Company – R66 Pilot’s Operating Handbook).

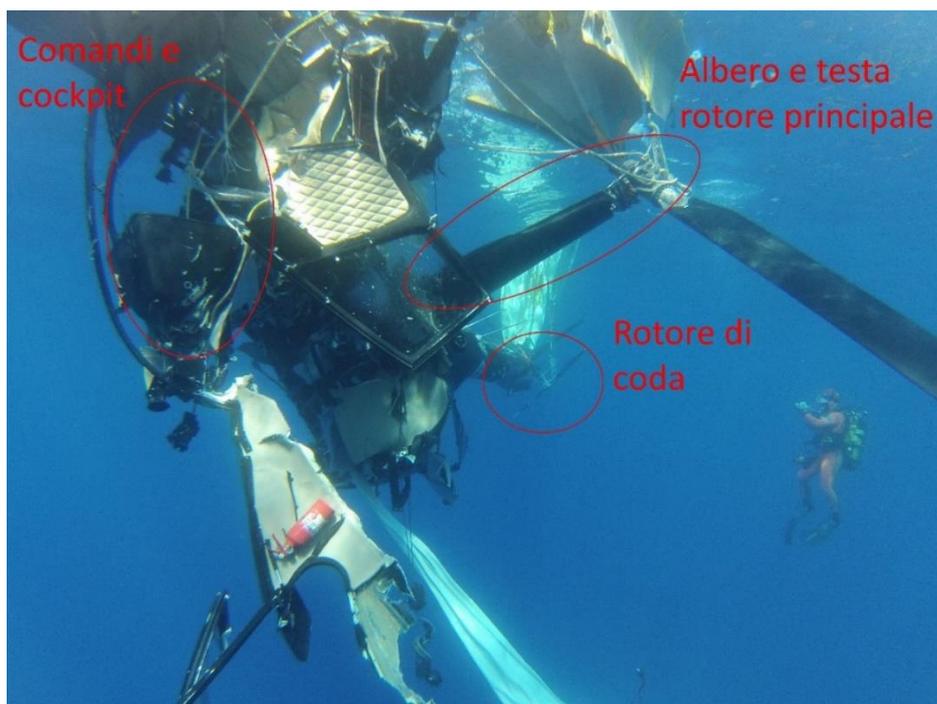


Foto 6: ripresa subacquea del relitto.

Le due pale del rotore principale erano complete ed ancora vincolate alla testa del rotore. Non presentavano segni di impatto sul bordo di attacco, fatta eccezione per una deformazione da compressione sull’estremità di una pala e un piegamento da flessione sull’altra pala (Foto 7, Foto 8).

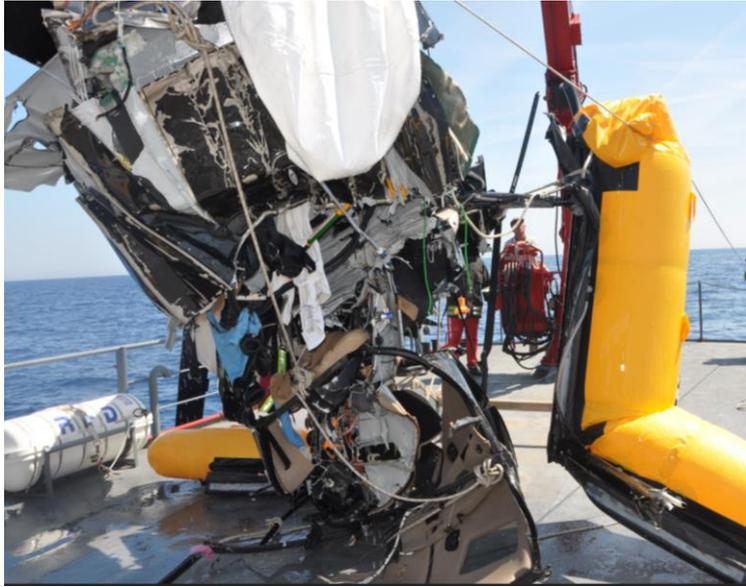


Foto 7: fase del recupero del relitto a bordo di imbarcazione dei VVF.



Foto 8: dettaglio delle pale del rotore principale.

La testa del rotore (Foto 9) presentava segni sui fermi elastomerici (*teeter stop*) e separazione per sovraccarico dei collegamenti di cambio passo.



Foto 9: dettaglio della testa del rotore principale (main rotor hub), segni su fermi elastomerici (teeter stop).

Il complessivo superiore dei comandi di volo (*push-pull tubes - upper*) risultava in posizione e regolarmente collegato (Figura 9, Foto 10, Foto 11).

Il complessivo inferiore dei comandi di volo (*push-pull tubes - lower*) costituito da aste di comando e cinematismi, ha subito un maggiore livello di distruzione e non risultava continuo. In particolare, l'asta di comando inferiore del servo anteriore sinistro non è stata rinvenuta (Figura 9).

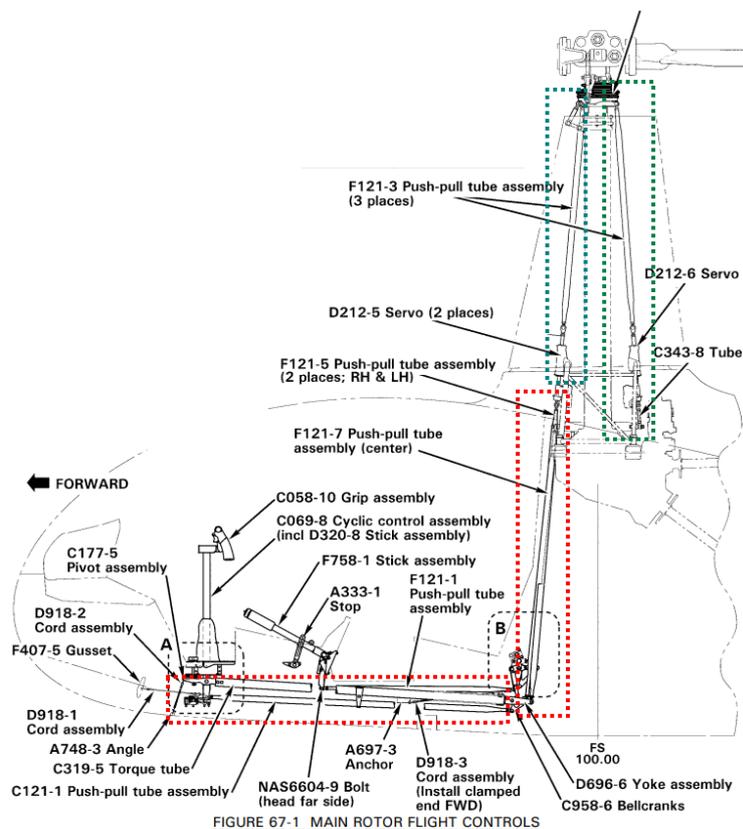


Figura 9: comandi di volo rotore principale. Nei riquadri verdi ove è stata osservata la continuità. Nei riquadri rossi ove la continuità non era presente.



Foto 10: push-pull tubes – upper.



Foto 11: push-pull tubes – upper.

La linea di comando del rotore di coda presentava, nella parte frontale dell'elicottero, un elevato livello di distruzione con rotture che pregiudicavano la continuità dei cinematismi (Figura 10).

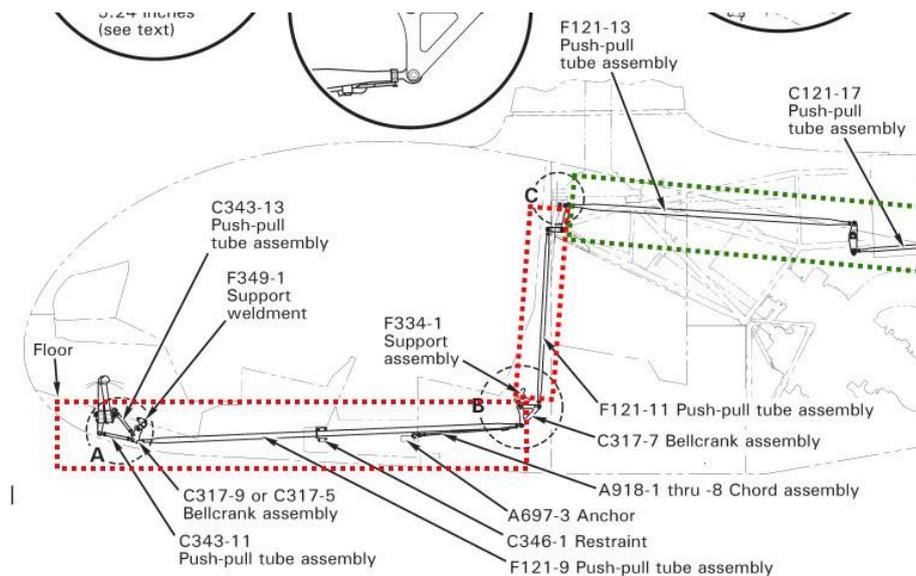


FIGURE 67-3 TAIL ROTOR FLIGHT CONTROLS

Figura 10: comandi di volo rotore di coda. Nei riquadri verdi ove è stata osservata la continuità. Nei riquadri rossi ove la continuità non era presente.

La trave di coda presentava danni limitati ed il rotore di coda, comprensivo della scatola ingranaggi, appariva integro. Segni di impatto erano presenti sulla superficie aerodinamica verticale inferiore. Una volta recuperato il relitto, la trave di coda si presentava separata al livello della stazione n° 3 (Foto 12, Foto 13).



Foto 12: trave di coda separata alla stazione n° 3.



Foto 13: scatola ingranaggi del rotore di coda.

Il vano motore (Figura 11) è stato interessato a sua volta dall'impatto con deformazioni diffuse sui vari componenti ed accessori del motore, quali la camera di combustione, il radiatore, lo scarico, lo *starter generator* e la *fuel pump* (Foto 14, Foto 15).

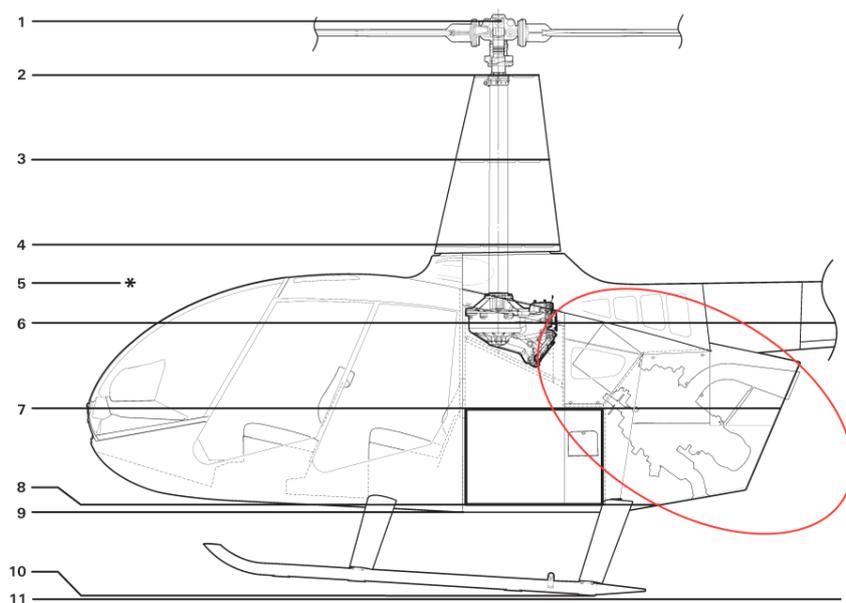


Figura 11: nell'ovale rosso viene evidenziato l'orientamento di installazione del motore (37° nose up attitude).

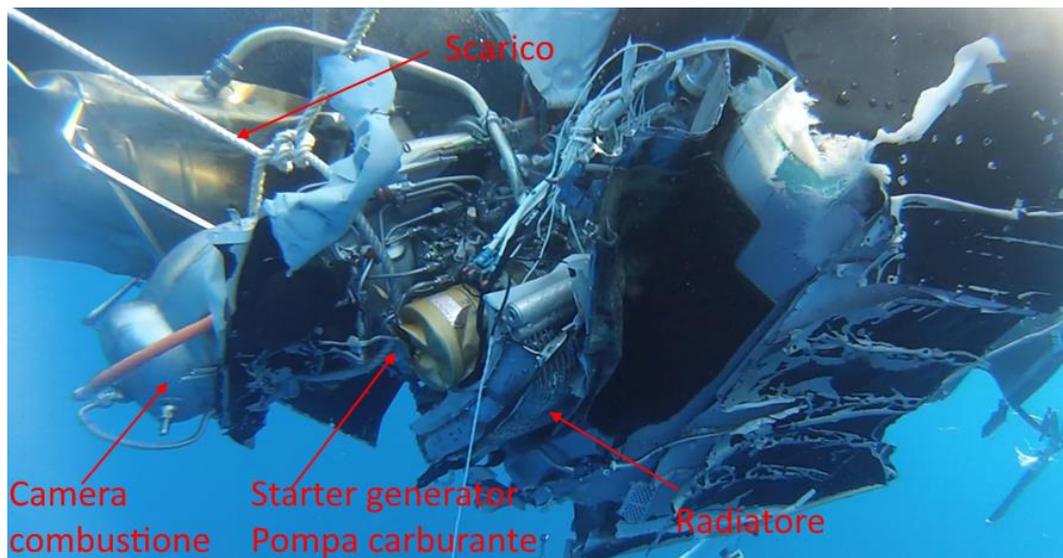


Foto 14: fotogramma da ripresa subacquea che evidenzia i danni riportati sulla parte inferiore dell'elicottero in corrispondenza del motore, con deformazione da impatto dell'area dove tra l'altro è installata la fuel pump.

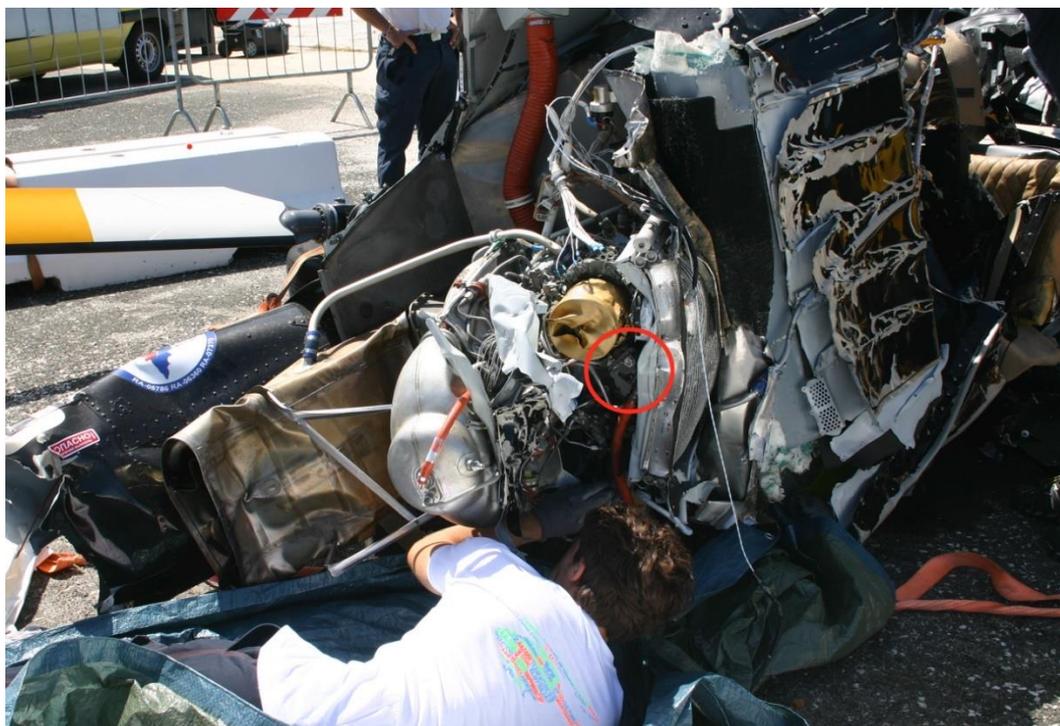


Foto 15: fase di disassemblaggio da parte di personale tecnico, dettaglio dei danni subiti dal motore all'impatto con la superficie dell'acqua. Nel cerchio rosso è evidenziata la pompa del carburante.

L'engine monitoring unit (EMU) veniva rinvenuta regolarmente collegata al motore e perfettamente integra (Foto 16).



Foto 16: engine monitoring unit.

Gli alberi di trasmissione del moto dal motore alla trasmissione principale e da questa al rotore di coda apparivano integri e privi di deformazioni (Foto 17, Foto 18, Foto 19, Foto 20).



Foto 17: in basso il power input shaft dal motore alla trasmissione principale, in alto dalla trasmissione principale al rotore di coda.



Foto 18: power output shaft (clutch assembly).



Foto 19: power input from engine (yoke) alla main rotor gearbox.

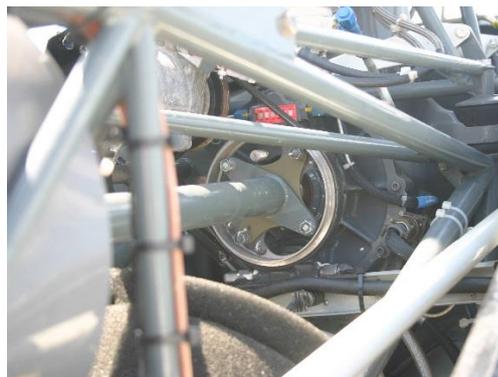


Foto 20: tail rotor power shaft alla main rotor gearbox (MRGB).

La scatola ingranaggi della trasmissione principale era integra, conteneva olio al livello previsto ed i tappi magnetici risultavano puliti e privi di particolato metallico (Foto 21, Foto 22).



Foto 21: main rotor gearbox assembly.



Foto 22: tappo magnetico della trasmissione principale, pulito e privo di particolato metallico.

La cintura di sicurezza dal lato del pilota, quello maggiormente danneggiato, è stata rinvenuta ancora agganciata al sistema di vincolo (cintura allacciata). Il passeggero è stato rinvenuto ancora assicurato al sedile e la cintura è stata sganciata per la rimozione dai sommozzatori. Il selettore *fuel shut off* posto tra i due sedili anteriori, che comanda la chiusura del flusso di carburante dal serbatoio, era completamente inserito ovvero in posizione di apertura (Foto 23).

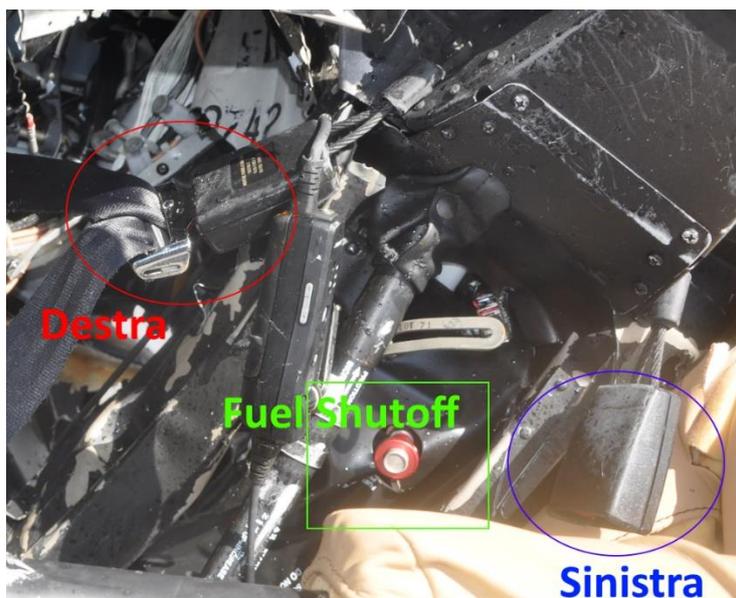


Foto 23: nel cerchio rosso la cintura di sicurezza del posto di destra (pilota), ancora agganciata. Nel cerchio blu il punto di aggancio della cintura di sicurezza del posto di sinistra (passaggero) sganciata dai soccorritori per liberare il corpo. Nel quadrato verde il selettore fuel shut off completamente inserito.

La *throttle* era posizionata su “*flight*”. Dall’analisi del sistema di attivazione dei galleggianti di emergenza, la maniglia non risultava essere stata azionata. Il meccanismo di sicurezza era in posizione “*locked*”, la leva in sede ed il cavo in posizione di riposo (Foto 24, Foto 25).

I comandi di volo ciclico e collettivo (rimovibili) del posto di sinistra (lato passeggero) non erano presenti e risultavano essere stati quindi rimossi.



Foto 24: pop out float lever.



Foto 25: selettore sicura pop out float lever in posizione "locked".

La chiave del selettore *igniter* era in posizione "OFF"; il selettore per lo spegnimento del motore *fuel cutoff pull off* era completamente inserito ovvero in posizione di apertura (Foto 26).

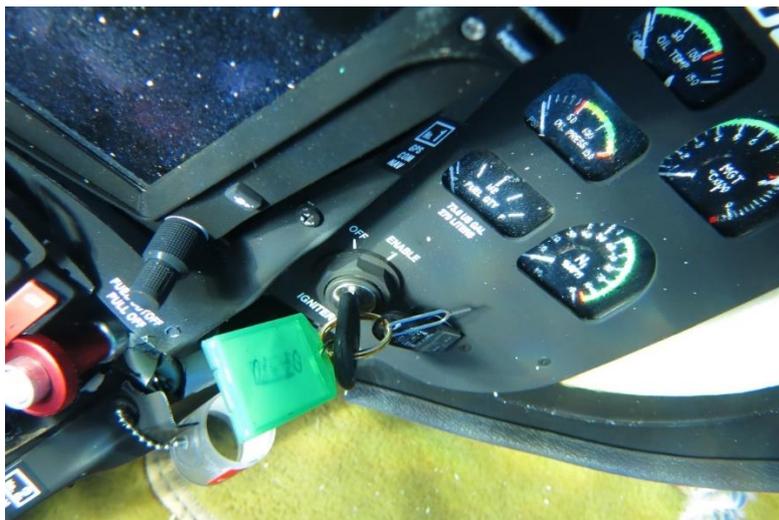


Foto 26: al centro chiave consenso accensione in posizione "OFF". A sinistra in basso (di colore rosso) il comando fuel cut off pull off completamente inserito (aperto).

Il serbatoio principale conteneva ancora carburante (Foto 27). A bordo era presente un serbatoio ausiliario, distruttosi all'impatto (Foto 28).

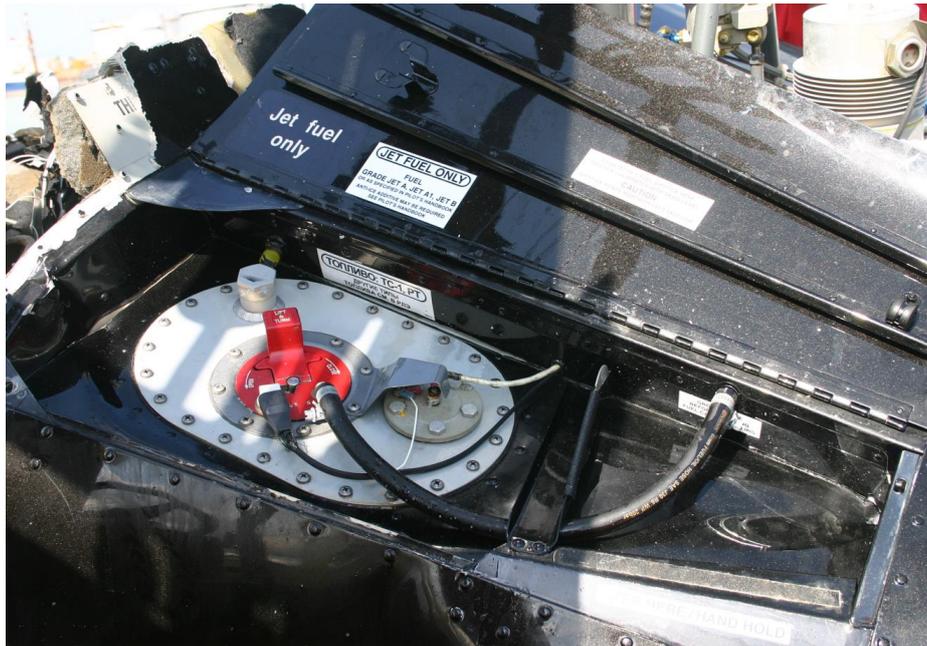


Foto 27: tappo serbatoio principale.



Foto 28: dettaglio del serbatoio ausiliario.

Indagini sul propulsore e sugli accessori del motore

Il motore, a causa dell'immersione in acqua salata, all'atto delle indagini presentava notevole corrosione della scatola ingranaggi (*accessory gearbox*), il cui alloggiamento e copertura (*housing e cover*) risultavano a tratti sgretolato tanto che gli ingranaggi interni apparivano esposti ed ossidati (Foto 29, Foto 30).



Foto 29: vista del lato destro il motore RR300 prima del tear down.



Foto 30: vista del lato sinistro il motore RR300 prima del tear down.

Le seguenti sezioni sono state soggette ad indagine (Figura 12):

- compressore;
- scatola accessori (accessory gearbox assembly);
- camera combustione;
- turbina;
- alberi di trasmissione;
- impianto lubrificante;
- impianto carburante;
- sistema pneumatico;
- FCU e Governor.

ENGINE CUTAWAY SCHEMATIC

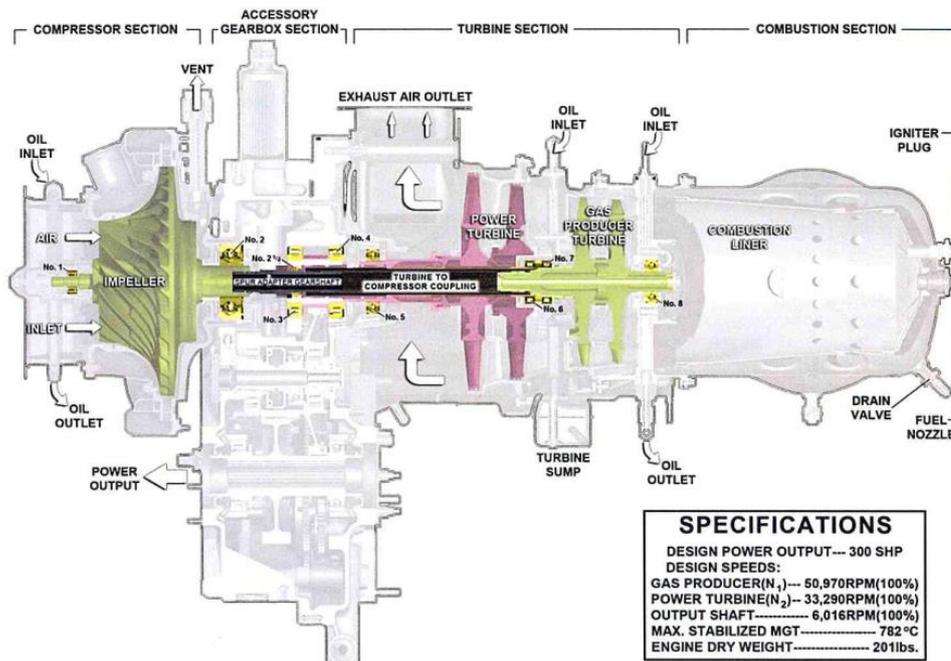


Figura 12: schema dei principali componenti del motore (fonte Rolls Royce).

Sezione compressore (compressor assembly)

L'esame visivo dell'esterno del modulo del compressore non ha rivelato danni visibili da impatto. Il compressore non poteva essere ruotato manualmente prima o dopo la separazione dal motore a causa della corrosione. Il *compressor front support* (Foto 31, Foto 35) era regolarmente posizionato ed era visivamente normale, con ogiva e le tre alette di guida (*inlet guide vanes*) prive di danni. Lo smontaggio ha rivelato che il rotore centrifugo (*impeller*, Foto 32) e la sua copertura (*shroud*, Foto 33) erano in posizione e non presentavano danni. Il diffusore del compressore (*diffuser*, Foto 34), il supporto posteriore erano tutti in posizione e, a parte una leggera corrosione, non presentavano danni.



Foto 31: la sezione del compressore.



Foto 32: impeller.



Foto 33: shroud.



Foto 34: shroud e diffuser (in basso).



Foto 35: compressor scroll (al centro) e front support (in alto a destra).

Sezione scatola ingranaggi (accessory gearbox assembly)

La scatola degli ingranaggi (*accessory gearbox*) presentava una forte corrosione dovuta all'immersione in acqua salata. Non poteva essere ruotata manualmente a causa della corrosione che interessava sia la copertura (*cover* Foto 36) che l'alloggiamento (*housing* Foto 37). Non sono stati rilevati danni da impatto.

L'esame visivo di tutti gli ingranaggi interni della trasmissione N1 e N2 e degli ingranaggi a ruota libera ha rivelato che tutti erano posizionati correttamente e, sebbene tutti fossero pesantemente ricoperti di materiale corroso della scatola degli ingranaggi e del coperchio, non vi era evidenza di danni.



Foto 36: accessory gearbox cover.



Foto 37: accessory gearbox housing.

Sezione camera combustione

L'involucro esterno della camera combustione (*outer combustion case* Foto 38, Foto 39) era regolarmente collegato al motore e mostrava segni di schiacciamento da impatto sulla parte inferiore. Il rivestimento interno della camera di combustione (*combustion liner* Foto 40, Foto 41) mostrava danni da impatto sul lato inferiore, con andamento simile a quello dell'involucro esterno della camera di combustione. L'esame visivo del rivestimento interno non ha rivelato alcuna traccia di bruciature anomale. Il tubo sinistro di scarico dell'aria del compressore (*left discharge tube*) presentava pesanti danni da schiacciamento da metà della sua lunghezza in poi. Il tubo destro di scarico dell'aria del compressore (*right discharge tube*) era in sede e presentava danni da impatto sulla parte inferiore verso il lato posteriore (Foto 42).



Foto 38: vista esterna dell'outer combustion case.



Foto 39: vista interna dell'outer combustion case.

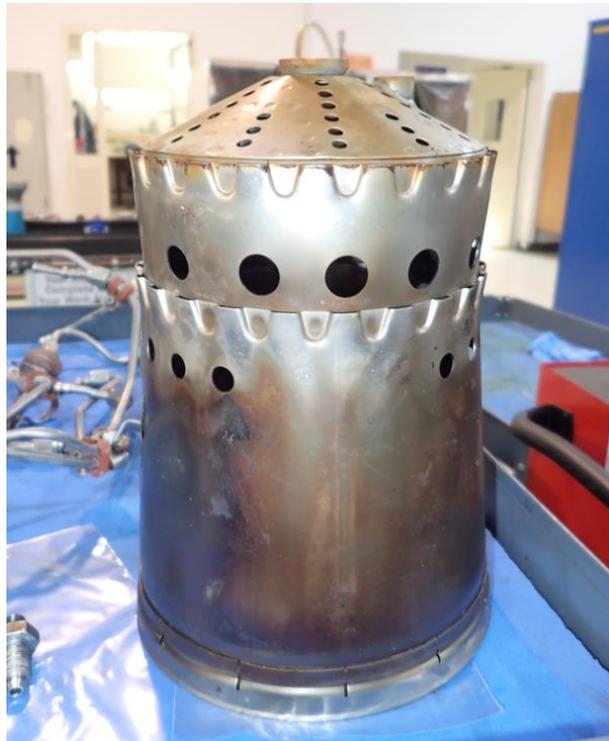


Foto 40: combustion liner (esterno).



Foto 41: combustion liner (interno).



Foto 42: compressor discharge air tubes.

Sezione turbina (turbine assembly)

I supporti della turbina del generatore di gas e della turbina di potenza erano regolarmente in sede e non presentavano danni visibili da impatto esterno (Foto 43 Foto 44, Foto 45) . Il cablaggio delle termocoppie era in posizione e non presentava danni visibili, e tutte le sonde mostravano assenza di segni di bruciature o di esposizione a temperature eccessive (Foto 46). Durante lo smontaggio della turbina è stata notata la presenza di acqua in tutta la linea di passaggio dei gas e sulle superfici delle palette, delle alette e linee di scorrimento (*vanes*).

I due stadi rotorici della turbina del generatore di gas ed i due stadi rotorici della turbina di potenza sono stati rimossi. Tutti e quattro gli stadi della turbina avevano un aspetto normale e non presentavano danni (da Foto 47 a Foto 55).

Il rivestimento dello statore del secondo stadio della turbina del generatore di gas (*second stage nozzle gas producer turbine rotor assembly*) ha mostrato una deformazione verso l'interno del bordo esterno in corrispondenza dell'apertura di uno dei fori della sonda della termocoppia, ma non sono stati riscontrati danni ai componenti circostanti (Foto 49).

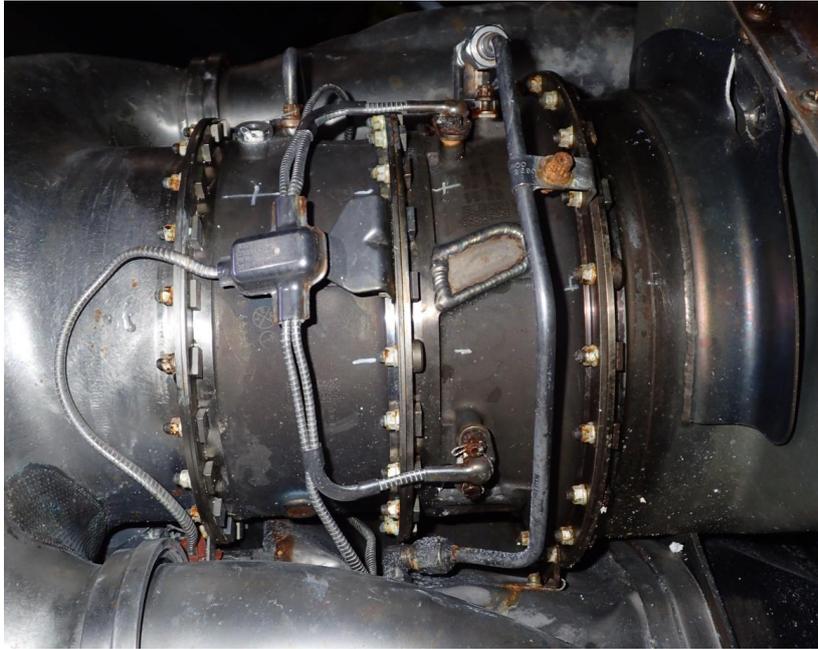


Foto 43: la sezione della turbina in posizione originaria.



Foto 44: i supporti della turbina del generatore di gas e della turbina di potenza con il quarto stadio della turbina di potenza ed albero della turbina di potenza (power turbine outer shaft).



Foto 45: rivestimento dello statore primo stadio (Nozzle shield).



Foto 46: termocoppie e cablaggio rimossi dalla sezione della turbina.



Foto 47: statore primo stadio.



Foto 48: rotore primo stadio.

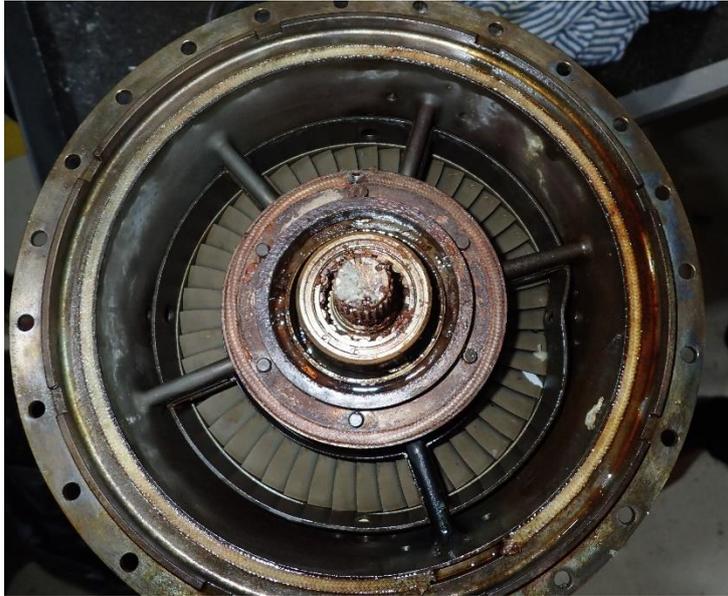


Foto 49: deformazione del rivestimento dello statore del secondo stadio della turbina del generatore di gas (second stage nozzle gas producer turbine rotor assembly).



Foto 50: statore secondo stadio.



Foto 51: rotore secondo stadio.



Foto 52: statore terzo stadio.



Foto 53: rotore terzo stadio.



Foto 54: statore quarto stadio.



Foto 55: rotore quarto stadio.

Albero motore

La rimozione e l'esame dell'albero N1, costituito dall'albero dell'adattatore (Foto 56) e dall'accoppiamento turbina-compressore (Foto 57), ha rivelato che ciascuno di essi era correttamente in sede e, a parte la corrosione dovuta all'immersione in mare, in normali condizioni.



Foto 56: spur adapter gear shaft.



Foto 57: turbine to compressor coupling.

L'esame dell'albero N2, costituito dall'albero esterno della turbina di potenza (Foto 58), dall'albero interno della turbina di potenza (Foto 59) e dall'ingranaggio di collegamento dalla turbina di potenza al pignone (Foto 60), ha rivelato che ciascuno di essi era correttamente posizionato e, a parte la corrosione, di aspetto normale.



Foto 58: power turbine outer shaft.



Foto 59: power turbine inner shaft.



Foto 60: power turbine to pinion gear coupling.

Sistema dell'olio lubrificazione e cuscinetti del motore

Le tubazioni dell'olio di lubrificazione del motore erano nelle previste posizioni e di aspetto normale. Durante la rimozione delle tubazioni dell'olio, tutti i dadi "B" sono stati trovati serrati e non presentavano segni di perdite. Il raccordo della scatola degli ingranaggi per il condotto di lavaggio del cuscinetto n. 1 è stato trovato allentato, senza però che si notassero segni di perdite. L'alloggiamento del filtro dell'olio era in posizione normale. La pompa dell'olio motore non è stata rimossa, ma è stata ispezionata visivamente ed era in posizione corretta, sebbene fortemente corrosa. Lo schermo in linea sul raccordo a "T" della linea di pressione del cuscinetto #6/7 era pulito e visivamente privo di detriti. Il tubo di mandata dell'olio del cuscinetto #6/7 e il tubo di mandata dell'olio del cuscinetto #8 erano in posizione corretta, visivamente liberi da ostruzioni e non danneggiati.

I cuscinetti del motore costituiti da n. 1, 2, 2 ½, 3, 4, 5, 6, 7 e 8 sono stati tutti esaminati visivamente e tattilmente. Ognuno di essi è stato trovato in posizione corretta con tutte le sfere e i rulli in posizione. A parte vari livelli di corrosione, tutte le sfere o i rulli dei rispettivi cuscinetti non presentavano segni di danni o cedimenti.

Il tappo magnetico (*chip detector*) superiore era in stato apparentemente normale con un basso livello di ossidazione e privo di qualsiasi evidenza di particolato metallico (Foto 61). Il tappo magnetico inferiore mostrava corrosione ed era privo di particolato metallico visibile (Foto 62).



Foto 61: chip detector superiore.



Foto 62: chip detector inferiore.

Sistema pneumatico

Non è stato possibile effettuare controlli al sistema pneumatico a causa del livello di danneggiamento. Il raccordo a “T” del regolatore della turbina di potenza si è rotto a causa dell’impatto. Il dado “B” sul lato sinistro del raccordo “T” è stato notato con una coppia inferiore a quella specificata. Il dado “B” era inserito ma poteva essere rimosso a mano. L’insieme delle linee pneumatiche era serrato almeno a mano. Le linee tra il regolatore della turbina di potenza e l’unità di controllo del carburante presentavano danni da schiacciamento dovuti all’impatto.

Sistema di alimentazione e pompa carburante

La pompa del carburante era ancora nella sua posizione normale. La flangia di fissaggio inferiore era rotta (Foto 63). Tutte le tubazioni del carburante tra la pompa del carburante, l’unità di controllo del carburante e l’ugello del carburante erano in posizione con tutti i dadi “B” delle tubazioni del carburante e i relativi raccordi serrati. L’ugello del carburante (fuel nozzle) presentava corrosione dovuta all’esposizione all’acqua salata (Foto 64). Il condotto aveva un aspetto normale e lo schermo dell’ugello era privo di detriti (Foto 65).



Foto 63: dettaglio della pompa del carburante ancora installata sul motore che evidenzia la rottura di una flangia di fissaggio.



Foto 64: fuel nozzle.



Foto 65: fuel nozzle screen.

Accessori motore

Il regolatore della turbina di potenza (PTG Foto 66) e l'unità di controllo del carburante (Gas Turbine Fuel Control o Fuel Control Unit FCU, Foto 67) avevano un aspetto normale, ad eccezione di un inizio di corrosione, e non presentavano danni visibili. La leva che aziona la valvola *fuel cut off* era in posizione di apertura, coerentemente con il comando in cabina. Una volta separati dal motore è stato possibile osservare che l'azionamento manuale del braccio di accelerazione dell'unità di controllo del carburante (FCU) aveva un funzionamento regolare da un fondo corsa all'altro (Foto 68). A causa della copiosa presenza di corrosione ed ossidazione il braccio di comando del regolatore della turbina di potenza (PTG) non poteva essere azionato manualmente e si trovava in una posizione di circa 30 gradi (Foto 69). Sia l'alberino di trasmissione principale del regolatore della turbina che quello dell'unità di controllo del combustibile non mostravano segni di rotazione.

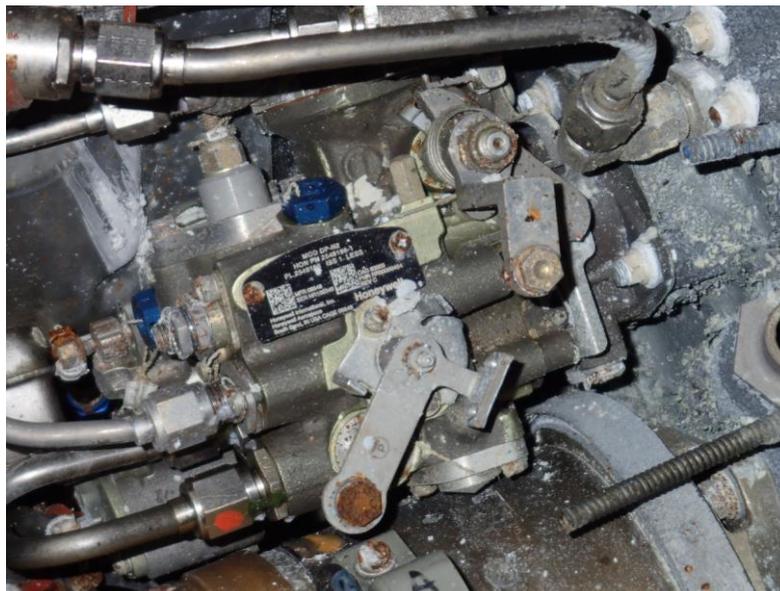


Foto 66: Gas Producer Fuel Control Unit prima della rimozione dal motore.



Foto 67: power turbine governor prima della rimozione dal motore. In primo piano la frattura del raccordo della tubazione T-fitting.

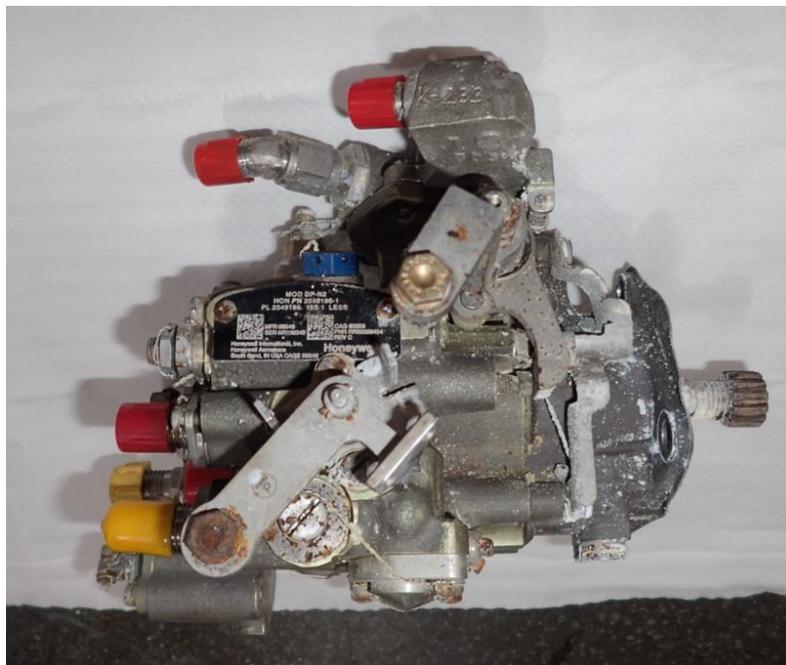


Foto 68: FCU dopo la rimozione.



Foto 69: PTG dopo la rimozione.

È stato effettuato lo smontaggio e l'esame dei componenti meccanici della pompa del carburante, dell'unità di controllo del carburante (FCU) e del regolatore della turbina di potenza (PTG).

Power Turbine Governor

Il PTG (Foto 70, Foto 71, Foto 72) è stato smontato e i cuscinetti di ingresso erano in buone condizioni. Le condizioni del PTG non indicavano alcun guasto meccanico preesistente o presenza di danni o anomalie pregressi all'impatto tali da impedirne il normale funzionamento. In considerazione delle condizioni, caratterizzate da diffusa corrosione ed ossidazione, il componente non ha potuto però essere testato al banco.

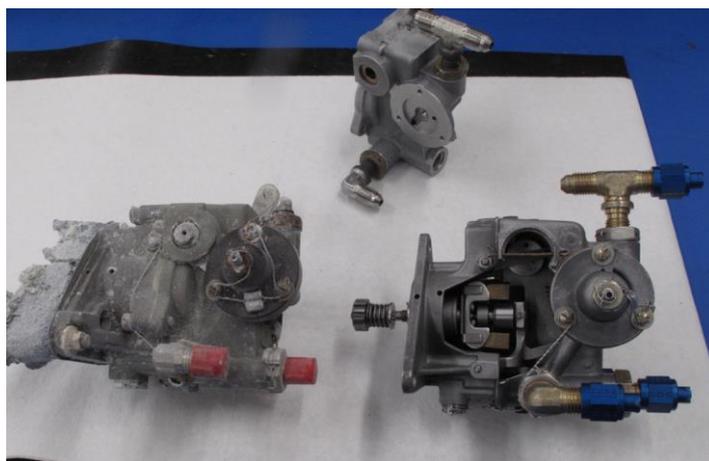


Foto 70: PTG appartenente al motore dell'elicottero RA-07370 (a sinistra) confrontato con componente esplicativo prima dello smontaggio (a destra).

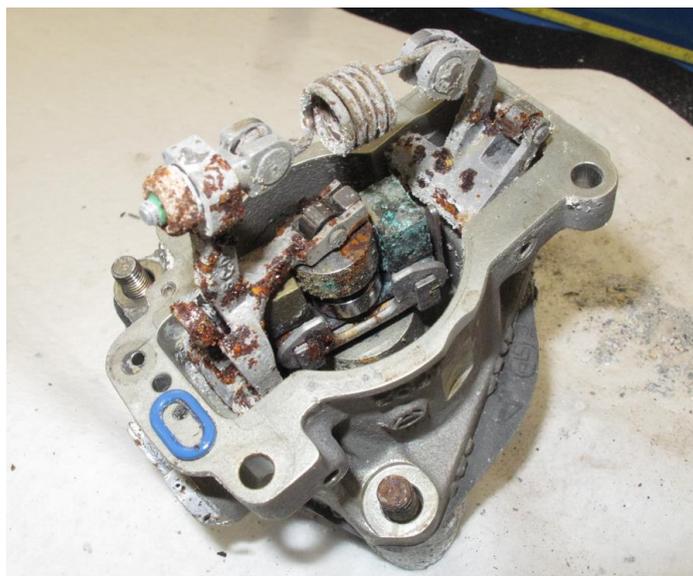


Foto 71: dettaglio del drive body del PTG con evidenze di corrosione ed ossidazione.



Foto 72: regulator section del PTG incorporato nella copertura.

FCU

L'unità di controllo è stata smontata e non sono stati identificati guasti meccanici preesistenti. All'interno dell'unità sono stati trovati corrosione e detriti riconducibili all'ingresso di acqua di mare. I componenti del carburante (filtro, valvola di bypass e gruppo valvola di dosaggio) erano in buone condizioni, prive di ostruzioni e quando sono stati smontati, si poteva apprezzare un forte odore di carburante. Anche in questo caso, in considerazione delle condizioni, caratterizzate da diffusa corrosione ed ossidazione, il componente non ha potuto essere testato al banco.

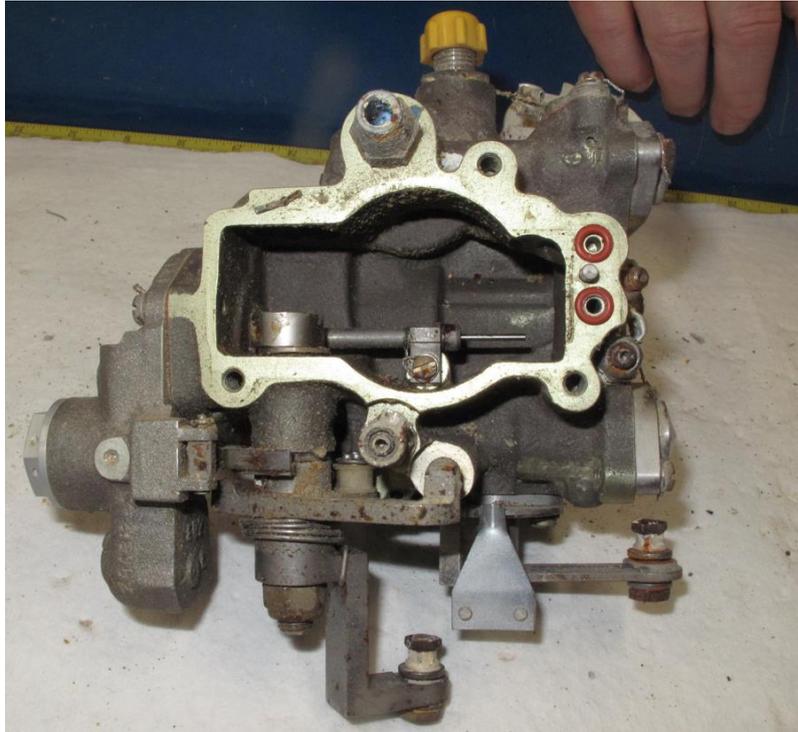


Foto 73: FCU.

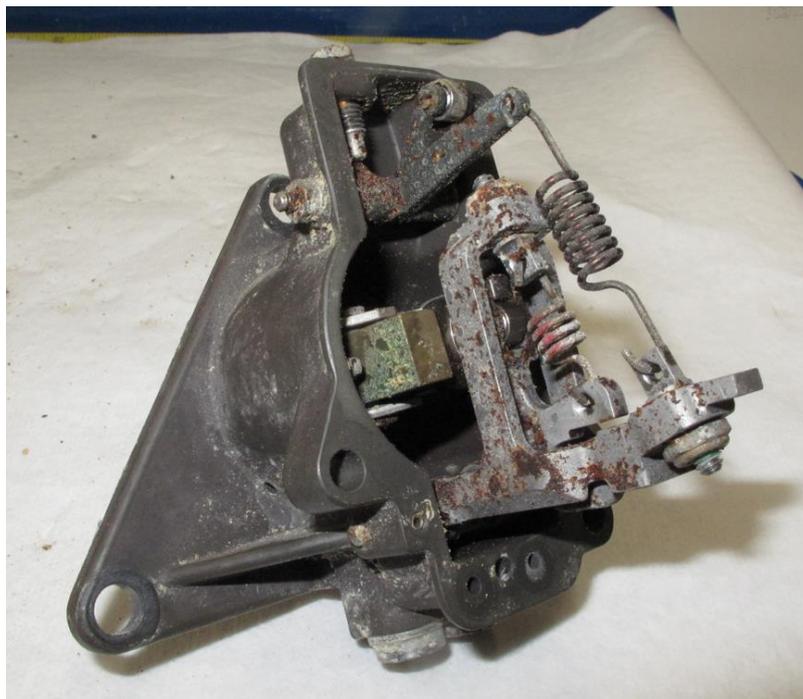


Foto 74: FCU drive body assembly.

Fuel Pump

L'albero di ingresso e la guarnizione in carbonio erano visibilmente disassati e una delle tre alette di montaggio era rotta. L'albero è stato smontato e trovato rotto in una sezione sottosquadro, tra la base e lo stelo. Gli ingranaggi della pompa del carburante non potevano essere ruotati per l'evidente copiosa presenza di corrosione ed ossidazione. All'interno degli stessi non vi erano corpi estranei ed i denti risultavano intatti.

L'osservazione condotta a maggiori ingrandimenti della superficie di rottura ha mostrato una morfologia associabile ad un carico d'urto verosimilmente avvenuto quando l'elicottero ha impattato il mare.

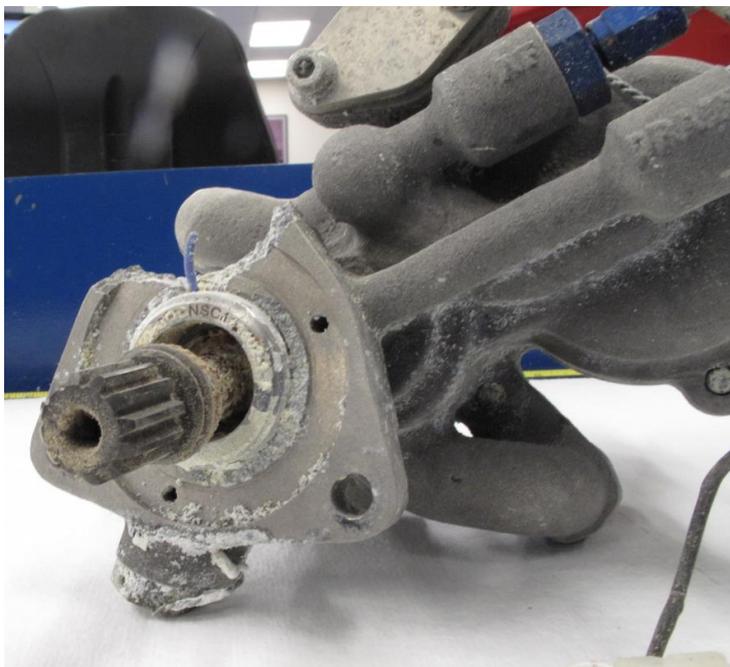


Foto 75: dettaglio della flangia di fissaggio al motore della pompa del carburante dopo la separazione dal motore.



Foto 76: vista dell'alberino della pompa carburante rotto (sotto) confrontato con analogo efficiente (sopra).



Foto 77: dettaglio degli ingranaggi della pompa del carburante, privi di danni ma con evidente ossidazione.



Foto 78: dettaglio del filtro della pompa carburante.



Foto 79: particolare della superficie di rottura della base dell'alberino.



Foto 80: particolare delle superficie di rottura dello stelo dell'alberino.

Carburante e fluidi lubrificanti

L'analisi dei vari campioni di carburante prelevati dai serbatoi e dal filtro dell'elicottero ha evidenziato copiosa presenza di acqua marina. L'analisi gascromatografica ha evidenziato una frazione organica con distribuzione degli idrocarburi tipica dei keroseni.

L'analisi dei campioni di olio prelevati dalla trasmissione principale (MGB) e dal filtro di questa, hanno restituito valori in accordo con quanto previsto dalle specifiche del Mobil 629 o equivalente e non è stata rilevata presenza di particolato in sospensione.

L'analisi dei campioni di olio motore hanno fornito valori in accordo con quanto previsto da un olio motore tipo Mobil Jet Oil 254 o equivalente e anche in questo caso non è stata rilevata presenza di particolato in sospensione.

Volo precedente e rifornimento carburante

Dall'analisi dei dati presenti sul sito Flight Radar 24 risulta che l'elicottero fosse giunto a Massa Cinquale intorno alle 12.35', provenendo dall'area di Como dove risultava essere in volo alle 11.27' circa.

Nel corso della sosta di circa un'ora a Massa Cinquale l'elicottero era stato rifornito con 273 litri di Jet A1. Non sono state rinvenute né su Flight Radar 24 né dai dati di ENAV evidenze radar o di piano di volo relativi al primo volo della giornata registrato dall'EMU.

Piano di volo

Dalla documentazione AOIS risulta che il pilota avesse compilato tramite Skydemon il piano di volo VFR con decollo previsto da LILQ alle 13.40' e destinazione le coordinate 41° 07' N 009° 32' E, dopo 01.42' di volo. L'orario di decollo effettivo registrato era alle 13.33'.

```
ZCZC IDX1415 221337
FF LIIRZEZX LIRRZFZX LIMMZFXZ LIRFZPZX LIEOZPZX
221337 LIRPZPZX
(FPL-RA07370-VG
-R66/L-V/S
-LILQ1340
-N0114VFR DCT EVROG DCT DOBIM DCT DOKAR DCT ASKAG DCT FA DCT EF DCT
EON2 DCT 4107N00932E
-ZZZZ0142
-DEST/..... 4107N00932E DOF/190722
EET/LIRR0028 LFMM0113 LIRR0135
RMK/PILOT [REDACTED], CREATED BY SKYDEMON, SUPP INFO
RQS KBLIHAEX
-E/0525 P/2 R/U S/M J/L D/02 020 A/BLACK C/[REDACTED])
NNNN
```

Figura 13: piano di volo RA-07370.

Comunicazioni radio.

Il volo era in contatto con Milano Informazioni (Milano FIC) con il quale stabiliva il contatto iniziale alle 13.35'35".

Comunicava di essere decollato da LILQ (Massa Cinquale) verso la Sardegna con uno stimato alle 14.06' sul punto EVROG ad una altezza di 1000 piedi richiedendo l'apertura del piano di volo.

Da 13.35'35" a 13.36'05":

RA-07370: *Milano, Romeo Alfa Zero Seven Three Seven Zero?*

FIC: *Romeo Alfa Zero Seven Three Seven zero called Milano.*

RA-07370: *Hello, Robinson Romeo sixty-six from Lima India Lima Quebec to Sardinia private helipad, next reporting point EVROG, one four zero six, one thousand feet, can you open my flight plan please?*

Da 13.36'06" a 13.36'28":

FIC: *Romeo Alfa confirm your full callsign, seven-three-seven-zero?*

RA-07370: *Romeo Alfa Zero Seven Three Seven zero.*

FIC: *Roger, Romeo Alfa Zero Seven Three Seven Zero, we open your flight plan at one- three- three-six.*

RA-07370: *thank you sir.*

L'operatore del FIC chiedeva quindi presso quale ARO fosse stato presentato il piano di volo in quanto inizialmente non veniva rinvenuto nel sistema.

Il pilota comunicava di avere compilato il piano di volo tramite l'applicativo Sky Demon dal proprio iPad e seguivano alcuni coordinamenti per l'apertura del piano di volo. Inizialmente avevano luogo i

coordinamenti per la predisposizione di un nuovo piano di volo. In tale contesto il pilota comunicava la destinazione punto BRIVE (Bravo- Romeo- India- Victor- Echo) verosimilmente intendendo PEVERO come riportato sulla copia del piano di volo. Il FIC comunicava al pilota di essere riuscito ad individuare il piano di volo presentato nel sistema. Il pilota ringraziava.

Da 13.36'49" a 13.39'31":

FIC: *Romeo Alfa Zero Seven Three Seven Zero Milano, we don't have your flight plan in our system. Confirm you filled a flight plan with which ARO, Pisa or Linate?*

RA-07370: *Say again your transmission, Seven-Zero?*

FIC: *Seven Zero, we don't have your flight plan in our system. Or you will proceed via Italy airspace, no flight plan, or we have to fill another flight plan.*

RA-07370: *Can you fill another flight plan, please.*

FIC: *Copied, Romeo Alfa Three Seven Zero, but you filled the flight plan with which unit?*

RA-07370: *Using my iPad and the Sky Demon application, I can refile it again.*

FIC: *Copied, via Sky Demon. And you sent to Milan Linate or Pisa?*

RA-07370: *I can double check that, but I don't remember*

FIC: *Roger, Sir. So you would like to fill an IFR plan?*

RA-07370: *Can you do it for me?*

FIC: *Yes, Three- Seven-Zero, confirm your destination?*

RA-07370: *Destination is private helipad, it's called point BRIVE. Bravo Romeo, India, Victor, Echo.*

FIC: *BRIVE copied Seven Three Seven Zero, I call you back in a while for more information for fill the flight plan.*

FIC: *Romeo Alfa Zero Seven Three Seven Zero, Milano, now we found your flight plan, no problem.*

RA-07370: *thank you sir.*

FIC: *Do you have an estimate time with... with.. sorry... Do you have an estimate time for the next point?*

RA-07370: *Next point EVROG one four zero one, Three- Seven- Zero.*

L'ultima comunicazione tra FIC ed elicottero si è registrata alle 13.39'51" quando l'operatore del FIC chiedeva al pilota dell'elicottero RA-07370 se dopo il punto EVROG avrebbe interessato l'area di Roma Informazioni oppure avrebbe proceduto verso Bastia (Corsica, Francia). Il pilota confermava che dopo il punto EVROG avrebbe proceduto verso Bastia.

Dalle 13.39'51" alle 13.40'04"

FIC: *Romeo Alfa Zero Seven Three Seven after EVROG do you proceed with Roma Information, or you fly direct to Bastia?*

RA-07370: *Direct to Bastia.*

FIC: *Copied.*

Alle 13.57'04" si registra una comunicazione in frequenza attribuibile al RA-07370, della durata di un secondo circa, incomprensibile ed enunciata in modo estremamente concitato.

Tracciati radar ATC

Il volo dell'elicottero è stato registrato dai radar del provider dei servizi di assistenza alla navigazione aerea ENAV SpA dalle 13.33'20" alle 13.57'25" con una battuta ogni 5 secondi. La prima battuta radar corrisponde all'incirca all'attraversamento della linea di costa dopo il decollo da Massa Cinquale. Da tale tempo l'elicottero ha seguito su mare la linea di costa con orientamento Sud Est fino al traverso di Forte dei Marmi (13.34'41" circa), quando l'elicottero ha virato a destra assumendo una prua verso Sud Ovest (205° circa) transitando al traverso Ovest dell'isola di Gorgona alle 13.54' circa a meno di un miglio nautico. L'elicottero ha volato con andamento rettilineo ad una quota di

300 ft indicati dal transponder (che fornisce indicazioni riferita a 1013 hPa) ovvero a circa 500 ft di altezza sulla superficie del mare e ad una velocità al suolo uniforme sempre prossima o superiore a 110 nodi. Le velocità dei rilevamenti radar riferiti agli ultimi cinque minuti di volo indicano un valore costante di 113 nodi di *ground speed*. Le ultime quattro battute radar dopo il tempo 13.57'05" sono "navigate"⁴.



Figura 14: percorso al suolo da 13.33'20" (pochi secondi dopo il decollo), lungo costa fino alla virata a destra verso punto EVROG (trasposto su Google Earth).

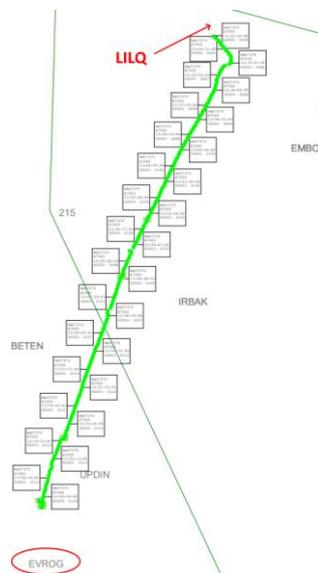


Figura 15: tracciato radar complessivo, dalla partenza all'impatto. Evidenziato in rosso il punto EVROG.

⁴ Quando un radar perde la detezione di una traccia, il sistema di tracking continua ad elaborare per alcuni cicli consecutivi la posizione della traccia persa presentando quella che viene definita traccia navigata corrispondente ad una predizione del sistema. La traccia "navigata" è quindi il simbolo di presentazione corrispondente a mancanza di risposta radar registrata.

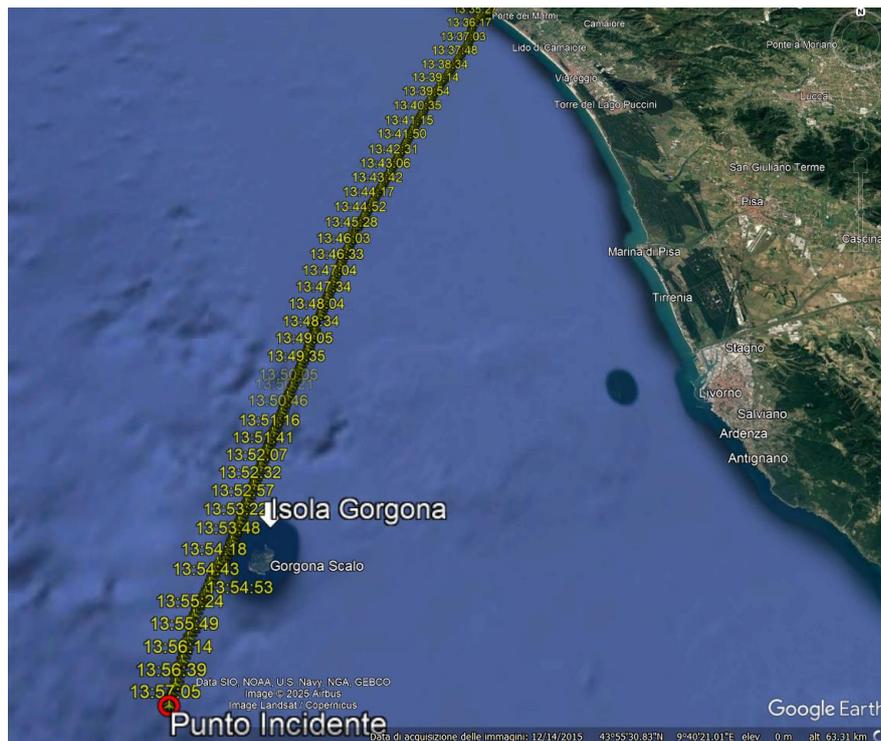


Figura 16: tracciato radar con i tempi dal momento della virata a destra dal traverso di Forte dei Marmi verso il punto EVROG (trasposto su Google Earth).

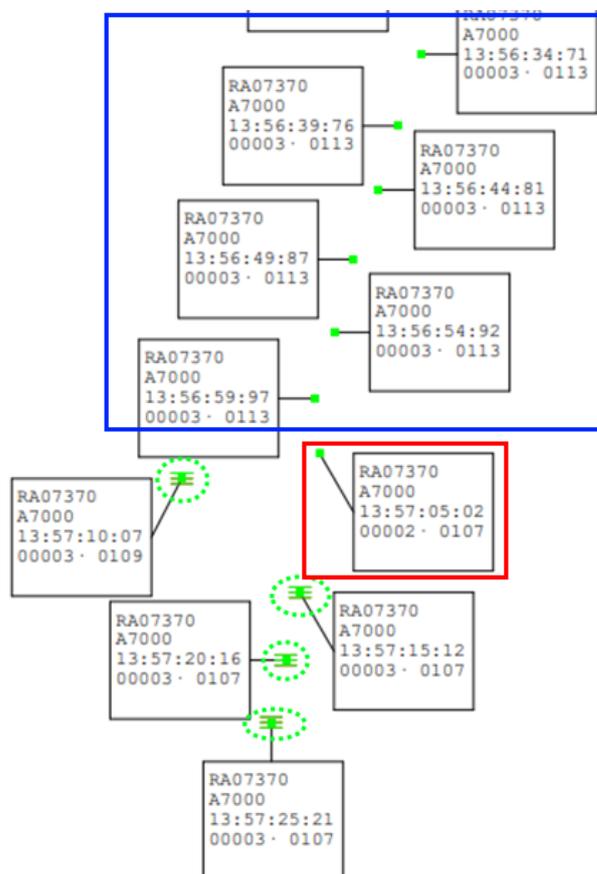


Figura 17: plottato radar degli ultimi 30 secondi di volo circa (nel riquadro blu e rosso l'ultima battuta). Indicate dagli ovali verdi le quattro tracce "navigate".

Dati EMU motore

L'EMU registra per finalità manutentive i seguenti parametri con campionamento 1Hz (un dato al secondo):

- Data e Orario.
- N1 (% max): engine gas producer turbine RPM.
- N2 (% max): engine output shaft (power turbine) RPM.
- MGT (Deg F): measured gas temperature (in turbine section).
- CJT (Deg F): cold junction temperature.
- TMOP (%Q): torquemeter oil pressure sensor (torque).
- Voltage.

L'orario viene regolato sull'EMU presso la ditta in fase di installazione sul motore e non è necessariamente rappresentativo dell'orario UTC. Nel caso dell'incidente era più avanti di 4 ore rispetto all'orario UTC.

Il 22 luglio 2019 l'EMU ha registrato dati motore relativi a tre cicli:

- Volò 1059: dalle 06.13'58" alle 06.35'58" (ovvero 10.13'58"- 10.35'58" UTC)
- Volò 1060: dalle 07.17'25" alle 08.39'29" (ovvero 11.17'25"- 12.39'29" UTC)
- Volò 1061: dalle 09.28'30" alle 09.57'02" (ovvero 13.28'30"- 13.57'02" UTC)

La registrazione relativa al volo dell'incidente è la n°1061, datata 22 luglio 2019. Il primo parametro è registrato al tempo 09.28'30" in corrispondenza della fase di avviamento (19,97 V in aumento) mentre l'ultimo dato è registrato al tempo 09.57'02" (21,89 V in diminuzione). Il tempo di funzionamento del motore nel volo dell'incidente dalla fase di avviamento allo spegnimento in volo registrato dall'EMU è stato di 28'33".

Come detto, i tempi non corrispondono né ad un orario locale né UTC ma permettono, mediante comparazione con orario UTC delle registrazioni radar di tracciare la linea temporale. Si ricordi che alle 13.57'05" UTC corrisponde l'ultimo dato radar "non navigato".

Al tempo 09.32'10" si registra un valore di TMOP di 75% con N1 al 94% e N2 al 99,4%.

Il motore ha funzionato normalmente fino alle 9.56'45"; dal secondo successivo i valori N1, N2, MGT e la coppia del motore sono diminuiti a un ritmo costante per 17" fino al tempo 09.57'02", ultimo dato registrato dall'EMU.

L'EMU non ha registrato eccedenze nei valori di N1, N2, MGT o torque nel corso dei voli analizzati. Sono stati analizzati i dati riferiti ai due voli precedenti al fine di registrare le tempistiche degli spegnimenti con riferimento al dato N1 ed N2. Da questi risultano:

- volo 1059 (due voli prima dell'incidente): 12 secondi da 62% N1 (con N2 62%) a 19% N1;
- volo 1060 (volo prima dell'incidente): 12 secondi da 63% N1 (con N2 62%) a 19% N1;
- volo 1061 (volo dell'incidente): 15 secondi da 59% N1 (con N2 76%) a 19% N1.

Time	N1(% Max)	N2(% Max)	MGT(Deg F)	CJT(Deg F)	TMOP(% Q)	Voltage
6:35:26.500 AM	63.517	63.385	847.9	95.5	8.722	27.99
6:35:27.500 AM	63,51	63.278	845.9	95.5	8.696	27.98
6:35:28.500 AM	63.489	63.197	847.2	95.5	8.734	27.98
6:35:29.500 AM	63.531	63.116	850.5	95.5	8.772	27.96
6:35:30.500 AM	63.531	63.035	850.5	95.5	8.835	27.98
6:35:31.500 AM	63.496	62.954	850.5	95.5	8.861	27.98
6:35:32.500 AM	63.524	62.981	850.5	95.5	8.873	27.97
6:35:33.500 AM	63.517	62.901	847.8	95.5	8.899	27.98
6:35:34.500 AM	63.496	62.847	849.8	95.5	8.899	27.98
6:35:35.500 AM	63.489	62.820	847.8	95.5	8.899	27.98
6:35:36.500 AM	62.935	62.389	808.7	95.5	8.380	27.93
6:35:37.500 AM	54.155	59.346	600.1	95.5	3.646	27.48
6:35:38.500 AM	47.203	54.069	484.0	95.5	1.848	25.53
6:35:39.500 AM	41.955	48.656	417.9	95.4	1.177	25.44
6:35:40.500 AM	37.696	43.567	380.7	95.5	0.899	25.32
6:35:41.500 AM	34.151	39.097	356.7	95.4	0.785	25.32
6:35:42.500 AM	31.118	35.355	341.3	95.4	0.759	25.27
6:35:43.500 AM	28.514	31.800	330.0	95.4	0.759	25.23
6:35:44.500 AM	26.216	28.758	322.3	95.4	0.759	25.23
6:35:45.500 AM	24.187	26.065	315.3	95.4	0.759	25.27
6:35:46.500 AM	22.366	23.722	309.7	95.4	0.785	25.25
6:35:47.500 AM	20.745	21.730	306.2	95.4	0.747	25.24
6:35:48.500 AM	19.284	20.033	303.4	95.4	0.785	25.2
6:35:49.500 AM	17.969	18.418	299.8	95.4	0.747	25.23
6:35:50.500 AM	16.764	16.937	298.5	95.4	0.747	25.22
6:35:51.500 AM	15.670	15.590	296.3	95.4	0.709	25.19
6:35:52.500 AM	14.687	14.352	294.3	95.4	0.709	25.21
6:35:53.500 AM	13.800	13.221	294.3	95.4	0.709	25.21
6:35:54.500 AM	12.983	12.198	294.3	95.4	0.684	25.2
6:35:55.500 AM	12.242	11.201	292.9	95.4	0.671	25.15
6:35:56.500 AM	11.550	10.313	291.5	95.4	0.684	25.2
6:35:57.500 AM	10.899	9.478	291.5	95.4	0.684	25.19
6:35:58.500 AM	10.297	8.670	291.5	95.4	0.646	25.19

Tabella 1: estratto dei parametri EMU relativi allo spegnimento del volo n°1059, ovvero due voli prima dell'incidente. Nel riquadro rosso i tempi di spool down da inizio spegnimento (circa 63%) a 19% N1 (12 secondi).

Time	N1(% Max)	N2(% Max)	MGT(Deg F)	CJT(Deg F)	TMOP(% Q)	Voltage
8:38:57.375 AM	63.780	62.685	846.0	88.1	9.785	27.97
8:38:58.375 AM	63.801	62.631	846.7	88.1	9.823	27.96
8:38:59.375 AM	63.794	62.685	846.1	88.1	9.823	27.97
8:39:00.375 AM	63.815	62.685	846.1	88.1	9.835	27.98
8:39:01.375 AM	63.815	62.685	845.4	88.1	9.835	27.95
8:39:02.375 AM	63.815	62.685	846.1	88.1	9.835	27.98
8:39:03.375 AM	63.822	62.685	846.7	88.1	9.823	27.97
8:39:04.375 AM	63.815	62.685	846.7	88.1	9.835	27.97
8:39:05.375 AM	63.836	62.712	847.4	88.1	9.861	27.94
8:39:06.375 AM	63.822	62.685	848.7	88.1	9.823	27.97
8:39:07.375 AM	63.787	62.685	847.4	88.1	9.785	27.96
8:39:08.375 AM	58.462	61.070	683.7	88.1	5.861	27.68
8:39:09.375 AM	49.931	56.277	525.5	88.1	2.696	25.94
8:39:10.375 AM	43.817	50.622	437.8	88.1	1.519	25.11
8:39:11.375 AM	39.053	45.183	388.0	88.1	1.025	24.98
8:39:12.375 AM	35.134	40.282	359.1	88.1	0.848	24.88
8:39:13.375 AM	31.817	36.189	340.9	88.1	0.759	24.78
8:39:14.375 AM	28.992	32.527	326.8	88.1	0.759	24.77
8:39:15.375 AM	26.548	29.323	318.4	88.1	0.759	24.80
8:39:16.375 AM	24.415	26.496	311.4	88.1	0.759	24.90
8:39:17.375 AM	22.511	24.045	305.1	88.1	0.747	24.96
8:39:18.375 AM	20.808	21.811	300.8	88.1	0.709	25.00
8:39:19.375 AM	19.312	19.953	297.4	88.1	0.709	24.99
8:39:20.375 AM	17.941	18.283	294.6	88.1	0.709	24.97
8:39:21.375 AM	16.688	16.775	291.8	88.1	0.722	24.99
8:39:22.375 AM	15.587	15.402	290.5	88.1	0.709	24.99
8:39:23.375 AM	14.576	14.136	288.4	88.1	0.709	24.99
8:39:24.375 AM	13.662	12.925	287.4	88.1	0.709	24.94
8:39:25.375 AM	12.845	11.902	286.3	88.1	0.709	24.99
8:39:26.375 AM	12.083	10.878	285.6	88.1	0.709	24.98
8:39:27.375 AM	11.384	9.963	284.2	88.1	0.709	24.98
8:39:28.375 AM	10.733	9.128	285.6	88.1	0.709	24.93
8:39:29.375 AM	10.130	8.347	284.9	88.1	0.709	24.98

Tabella 2: estratto dei parametri EMU relativi allo spegnimento del volo n°1060, ovvero il volo prima dell'incidente. Nel riquadro rosso i tempi di spool down da inizio spegnimento (circa 63%) a 19% N1 (12 secondi).

Time	N1(% Max)	N2(% Max)	MGT(Deg F)	CJT(Deg F)	TMOP(% Q)	Voltage
9:56:30.063 AM	93.264	99.171	1180.9	89.2	66.975	28.26
9:56:31.063 AM	93.216	99.198	1179.6	89.2	66.835	28.26
9:56:32.063 AM	93.174	99.144	1180.2	89.2	66.734	28.25
9:56:33.063 AM	93.174	99.171	1180.9	89.2	66.696	28.26
9:56:34.063 AM	93.167	99.117	1181.5	89.2	66.696	28.26
9:56:35.063 AM	93.181	99.090	1182.2	89.2	66.759	28.26
9:56:36.063 AM	93.243	99.090	1182.2	89.2	66.873	28.25
9:56:37.063 AM	93.236	99.171	1183.5	89.2	66.873	28.26
9:56:38.063 AM	93.250	99.171	1182.9	89.2	66.911	28.26
9:56:39.063 AM	93.209	99.198	1182.8	89.2	66.785	28.26
9:56:40.063 AM	93.132	99.144	1180.2	89.2	66.620	28.25
9:56:41.063 AM	93.146	99.063	1182.8	89.2	66.620	28.26
9:56:42.063 AM	93.202	99.144	1182.2	89.2	66.734	28.26
9:56:43.063 AM	93.209	99.144	1181.5	89.2	66.722	28.26
9:56:44.063 AM	93.202	99.036	1182.8	89.2	66.785	28.25
9:56:45.063 AM	93.250	99.090	1184.2	89.2	66.861	28.26
9:56:46.063 AM	85.502	94.459	963.3	89.2	50.367	28.2
9:56:47.063 AM	69.105	84.280	694.2	89.2	21.835	28.03
9:56:48.063 AM	59.134	75.691	575.6	89.2	9.228	27.75
9:56:49.063 AM	51.960	67.047	513.6	89.2	4.354	27.06
9:56:50.063 AM	46.414	59.158	478.5	89.2	2.380	25.4
9:56:51.063 AM	42.121	52.480	452.2	89.2	1.595	24.9
9:56:52.063 AM	38.596	46.879	434.7	89.2	1.177	24.6
9:56:53.063 AM	35.598	42.140	421.4	89.2	0.962	24.84
9:56:54.063 AM	32.856	37.967	411.6	89.2	0.848	24.84
9:56:55.063 AM	30.432	34.466	401.7	89.1	0.785	24.79
9:56:56.063 AM	28.307	31.369	394.7	89.2	0.759	24.88
9:56:57.063 AM	26.389	28.623	388.4	89.2	0.747	24.86
9:56:58.063 AM	24.671	26.307	383.4	89.1	0.759	24.8
9:56:59.063 AM	23.113	24.234	379.2	89.1	0.709	24.82
9:57:00.063 AM	21.701	22.349	375.7	89.2	0.848	24.86
9:57:01.063 AM	20.399	14.998	371.5	89.1	3.253	24.8
9:57:02.063 AM	19.257	7.943	368.6	89.1	3.759	21.89

Tabella 3: estratto dei parametri EMU relativi allo spegnimento del volo n°1061, ovvero del volo dell'incidente. Nel riquadro rosso il tempo totale dall'inizio dello spegnimento all'ultimo dato registrato. Nel riquadro tratteggiato il tempo a partire da 59% N1.

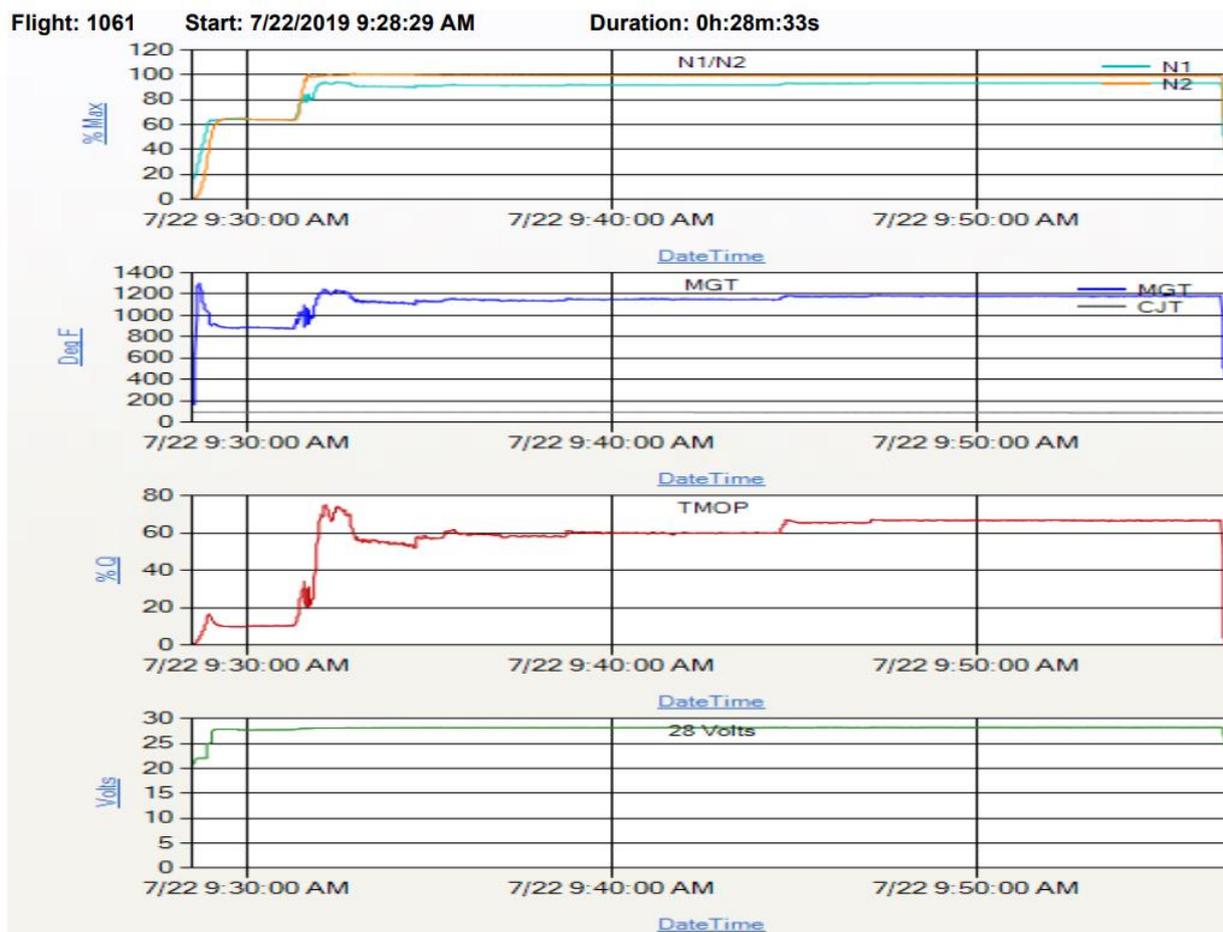


Figura 18: visualizzazione grafica dei dati EMU riferiti al volo dell'incidente.

Analisi

Condotta del volo

Il volo dell'incidente da analisi dei dati registrati dall'EMU, è stato il terzo della giornata. I due voli precedenti hanno avuto rispettivamente durata di 22 minuti e 1 ora e 22 minuti. Quest'ultimo ha avuto come aeroporto di arrivo Massa Cinquale ove il pilota era atterrato alle 12.39' circa con un passeggero a bordo.

Nella sosta, durata meno di un'ora, a Massa Cinquale (LIQL) tra il secondo volo ed il volo dell'incidente, il pilota aveva fatto rifornimento. Era poi partito alle 13.33" alla volta della Sardegna con a bordo il passeggero.

Il piano di volo presentato tramite l'applicazione *Skydemon* prevedeva una navigazione VFR da Massa Cinquale con destinazione le coordinate 41° 07' N 009° 32' E.

Dopo il decollo l'elicottero attraversava la linea di costa, virando a sinistra e volando parallelamente al litorale a circa 200 metri dalla spiaggia fino al traverso di Forte dei Marmi.

Da qui alle 13.35' virava a destra su una rotta di circa 205°, verosimilmente diretto al punto EVROG, come dichiarato via radio.

Il pilota era in contatto radio con Milano Informazioni, ente al quale richiedeva l'apertura del piano di volo. Comunicava di mantenere una altitudine di 1000 ft e che avrebbe proseguito lungo la rotta interessando lo spazio aereo francese (Bastia, Corsica).

La traiettoria di volo una volta lasciata la linea di costa si stabilizzava su rotta compresa tra 210° e 195° ad una altezza di 500 ft di altezza dalla superficie del mare ad una velocità al suolo di 113 kt.

L'ultima comunicazione radio con gli enti del controllo del traffico è stata registrata alle 13.40' circa ovvero 17 minuti prima dell'incidente. Le comunicazioni radio fino a quel momento erano state

indicative di operazioni normali. Alle 13.57'04" in corrispondenza dell'orario dell'incidente si è registrata una comunicazione in frequenza attribuibile al RA-07370, della durata di un secondo circa, incomprensibile ed enunciata in modo estremamente concitato.

I dati radar ATC mostrano che la durata del volo dell'incidente è stata di circa 28 minuti.

Al tempo 13.56'45", i dati dell'EMU indicano un valore di N1 stabile a 93%, N2 stabile al 99% ed un TMOP pari al 66,8% Q, mentre i dati radar indicavano una velocità al suolo di 113 nodi ad una altezza di 500 ft sul mare su una rotta di 195°. Al secondo successivo aveva inizio, senza alcun preavviso o irregolarità di funzionamento, lo *spool down* del motore

Dall'inizio dello spegnimento del motore all'ultimo parametro registrato dall'EMU, verosimilmente corrispondente con l'impatto, sono trascorsi circa 17 secondi.

È plausibile che l'interruzione della registrazione dell'EMU, ovvero l'ultimo dato registrato coincida con il momento dell'impatto con la superficie del mare mentre era ancora in atto lo *spool down* del motore.

Le tracce sul relitto sono indicative di un impatto ad alta energia a carico principalmente della parte frontale ed inferiore dell'elicottero. Il rotore principale era a basso regime di rotazione, se non nullo. È verosimile ritenere che ci fosse notevole velocità residua di avanzamento ed elevata velocità verticale.

Fattore tecnico

Non è stato possibile reperire all'estero la completa documentazione tecnica dell'elicottero e del motore (*helicopter technical logbook* HTL ed *engine logbook*) attestante il dettaglio della attività manutentiva svolta nel tempo. Dall'estratto dell'HTL, le annotazioni indicherebbero che le ultime ispezioni previste dal manuale di manutenzione dell'elicottero e del motore sarebbero state effettuate nelle tempistiche stabilite e che quindi l'elicottero sarebbe stato in condizioni di efficienza ed aeronavigabilità. L'elicottero rientrava verosimilmente nei limiti di peso e di centraggio.

I dati radar, seppur a frequenza di campionamento relativamente bassa, mostrano nella parte finale del volo l'andamento dell'elicottero è stato prevalentemente rettilineo a quota costante. Le evidenze raccolte sul relitto dimostrano danneggiamenti principalmente a carico della parte frontale ed inferiore dell'elicottero.

Si ritiene pertanto che la discontinuità nella linea dei cinematismi dei comandi di volo (localizzata specialmente nella parte frontale dell'elicottero) relativi al ciclico, al collettivo ed al rotore di coda, sia imputabile alle conseguenze dell'impatto e non preesistente ad esso.

L'elicottero era stato regolarmente rifornito; dalle analisi dei campioni prelevati dal relitto non sono state riscontrate anomalie del carburante, compatibile per caratteristiche al JetA1, eccezione fatta per la presenza dell'acqua salata dovuta all'immersione dopo l'impatto in mare.

Dalla documentazione tecnica consultata risulta che il motore RR300 può funzionare in condizioni di emergenza anche con carburante ASTM-D-910 (*all grades*) ovvero con benzine di tipo AVGAS. Ciò consente di escludere che il malfunzionamento del motore possa essere stato causato da un rifornimento con tipo di carburante AVGAS invece di JetA1, in seguito ad una ipotetica confusione nel modello di elicottero con un R44, equipaggiato con motore alternativo).

La presenza di un serbatoio ausiliario non certificato dal costruttore non dovrebbe in linea teorica interferire con l'alimentazione del motore in quanto il carburante contenuto viene travasato al serbatoio principale ed il quantitativo imbarcato in fase di rifornimento di 273 litri faceva sì che in nessuna condizione di distribuzione all'interno dei due serbatoi, dopo 25 minuti di volo potesse essere esaurito nel serbatoio principale.

Si esclude quindi anche un ipotetico esaurimento di carburante.

Le indagini si sono concentrate sul propulsore. Questo mostrava danni dovuti all'impatto e all'ossidazione conseguente all'immersione in acqua marina e successiva esposizione all'aria. Quanto sopra ha reso impraticabile la prova al banco dei vari componenti e delle linee pneumatiche.

In ogni caso tutti i componenti del motore sono stati sottoposti ad approfondite analisi, senza che siano state riscontrate evidenze di anomalie meccaniche, rotture o grippaggi.

Tutte le linee e condutture (carburante, lubrificante, pressioni) erano collegate e serrate. Le eccezioni erano riconducibili ai danni conseguenti all'impatto.

La *fuel pump* presentava la rottura dell'alberino (*shaft*), conseguenza plausibile delle sollecitazioni causate dall'impatto, così come testimoniato dalla coerenza delle deformazioni presenti su tutta l'area circostante alla pompa e dalla rottura della flangia di attacco di questa con il motore. Quest'ultimo, infatti, per posizione ed angolo di installazione, è stato sottoposto all'impatto proprio nella parte inferiore e posteriore, ove si trova la pompa carburante.

La deformazione del *stage two nozzle shield* non sembrerebbe il risultato dell'impatto e potrebbe essere stato quindi preesistente. Non si ritiene comunque che possa essere correlabile alla interruzione improvvisa del funzionamento del motore che è stata registrata dall'EMU.

Infatti, l'analisi dei dati scaricati dall'EMU ha evidenziato come, senza alcuna irregolarità di funzionamento precedente, si sia verificato uno spegnimento che potrebbe apparire compatibile con uno scenario di interruzione dell'alimentazione del carburante. Infatti, non sono state registrate eccedenze nei valori di N1, N2, MGT o torque nel corso dei voli analizzati.

In particolare, sono stati analizzati i dati riferiti ai due voli precedenti al fine di registrare le tempistiche degli spegnimenti con riferimento al dato N1 ed N2. Da questi risultano:

- volo 1059 (due voli prima dell'incidente): 12 secondi da 62% N1 (con N2 62%) a 19% N1
- volo 1060 (volo prima dell'incidente): 12 secondi da 63% N1 (con N2 62%) a 19% N1.
- volo 1061 (volo dell'incidente): 15 secondi da 59% N1 (con N2 76%) a 19% N1.

Considerando che nell'ipotesi di spegnimento in volo il sistema aveva una maggiore inerzia, si ritiene coerente il tempo di spegnimento registrato in volo con i normali spegnimenti registrati nei due voli precedenti (normali, al suolo).

Lo spegnimento normale del motore si realizza mediante l'attivazione della valvola cut off del fuel control unit che viene comandata dal selettore fuel cut off pull off in cabina. Al momento dell'impatto il selettore era inserito e quindi in posizione di apertura e non esiste il modo per verificare se questo sia stato precedentemente azionato.

In assenza di evidenze di anomalie meccaniche o nel sistema di alimentazione del motore, non è stato possibile stabilire cosa abbia comportato lo spegnimento del motore per la predetta repentina interruzione di carburante.

Fattore umano

Il pilota possedeva i requisiti previsti per il volo in questione (pilota privato dal 2016) anche se non è stato possibile ottenere informazioni circa il percorso addestrativo.

L'attività recente e totale nonché specifica sull'elicottero di cui era comproprietario da circa due anni e mezzo fanno ritenere che l'esperienza di volo fosse sufficiente in relazione al volo pianificato.

L'investigazione condotta porta a ritenere che si sia verificato uno spegnimento del motore in volo che potrebbe apparire compatibile con uno scenario di interruzione di alimentazione del carburante.

Il manuale di volo (*Robinson Helicopter Company – R66 Pilot's Operating Handbook*) alla Section 3 Emergency procedures riporta per la power failure above 500 ft AGL:

- 1- Lower collective immediately to maintain rotor RPM
- 2- Establish a steady glide at approximately 70 KIAS [omissis]
- 3- Adjust collective to keep RPM between 95 and 106% or apply full down collective if light weight prevents attaining above 95%
- 4- [omissis]

Il manuale di volo (*Robinson Helicopter Company – R66 Pilot's Operating Handbook*) alla Section 10 Safety Tips riporta il Safety Notice SN-10 dal titolo *Fatal Accidents Caused by Low RPM Rotor Stall*, in cui viene sottolineata la criticità per gli elicotteri leggeri con rotore a bassa inerzia del mancato mantenimento dei giri del rotore principale come causa di incidente catastrofici e l'assoluta importanza per il pilota di condizionare i propri riflessi in modo che in qualsiasi evenienza o

emergenza questi agisca sulla *throttle* e, contemporaneamente, abbassi il collettivo per mantenere i giri del rotore principale.

In considerazione della velocità e della altezza sulla superficie del mare registrati dal radar in relazione alla performance indicate nel diagramma altezza-velocità, il livello energetico dell'elicottero avrebbe dovuto permettere una transizione ad una manovra di autorotazione per un ammaraggio di emergenza.

I danneggiamenti riscontrati, invece, sono riconducibili ad una elevata componente di velocità traslazionale e verticale. Ciò sarebbe indicativo di una perdita di giri del rotore principale prima di avere iniziato una *flare* a 40 ft, come invece previsto dalle procedure di autorotazione in emergenza. Pertanto, si ritiene che non vi sia stata significativa riduzione della velocità di discesa e di avanzamento come sarebbe previsto applicando la corretta procedura di autorotazione.

Quanto sopra sarebbe ulteriormente avvalorato dal fatto che non si sia registrato sull'EMU un "decoupling" dei valori di N1 e di N2, come ci si aspetterebbe in una manovra di autorotazione. Questi sono progressivamente diminuiti in modo speculare, indicazione verosimile del fatto che il pilota non abbia repentinamente applicato un comando a cabrare sul ciclico (*aft cycling*) per evitare la caduta dei giri rotore principale.

È quindi verosimile che l'effetto sorpresa possa avere causato un ritardo nella risposta alla possibile criticità verificatasi a bordo.

Nel merito dei galleggianti, non si ha evidenza che il pilota li abbia azionati; verosimilmente il sistema si è attivato autonomamente in conseguenza dell'impatto.

Non risulta che sia stato effettuato un tentativo di riaccensione dal momento che la chiave del selettore *igniter* non era in *enable* bensì su OFF.

A tal proposito occorre sottolineare che il riposizionamento della chiave su OFF ad avviamento avvenuto, sebbene non pregiudichi il regolare funzionamento del motore, non è una pratica raccomandata dal costruttore dell'elicottero: infatti nell'evento che un riavviamento in volo (*air start*) si renda necessario, il pilota deve posizionare la chiave su ENABLE prima di procedere alla riaccensione. Tale procedura non è prevista dal manuale di volo, né praticata in addestramento.

Fattore ambientale

Le condizioni meteorologiche, caratterizzate da cielo sereno, con ottima visibilità ed assenza di copertura significativa, venti deboli e una temperatura di 30°C, non presentavano criticità per lo svolgimento del volo e non si ritiene abbiano contribuito in alcuna misura al verificarsi dell'incidente.

Cause

L'incidente si è verificato per una verosimile mancata o non adeguata transizione al volo in autorotazione nel contesto di un improvviso spegnimento del propulsore in volo. È possibile che l'effetto sorpresa possa avere causato un ritardo nella risposta alla criticità verificatasi a bordo. La causa dello spegnimento non è stata identificata.

Raccomandazioni di sicurezza

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