

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile
Enstrom 480B marche di identificazione N480W,
in località Fundres (BZ),
10 maggio 2017

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA	III
GLOSSARIO	IV
PREMESSA	V
CAPITOLO I - INFORMAZIONI SUI FATTI	01
1. GENERALITÀ	01
1.1. STORIA DEL VOLO	01
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	02
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	02
1.4. ALTRI DANNI	03
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	03
1.5.1. Equipaggio di condotta	03
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	04
1.6.1. Informazioni generali	04
1.6.2. Informazioni specifiche	05
1.6.3. Informazioni supplementari	06
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	08
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	09
1.9. COMUNICAZIONI	09
1.9.1. Servizio mobile	09
1.9.2. Servizio fisso	10
1.9.3. Trascrizione delle comunicazioni	10
1.9.4. Tracciati radar	11
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	11
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	11
1.11.1. Generalità	11
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO	12
1.12.1. Luogo dell'incidente	12
1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami	13
1.12.3. Esame del relitto	18
1.12.4. Dinamica di impatto	19
1.12.5. Avarie connesse con l'evento	21

1.13.	INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	29
1.14.	INCENDIO	29
1.15.	ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	29
1.16.	PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	30
1.16.1.	Azioni di sicurezza	33
1.17.	INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	35
1.18.	INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	35
1.18.1.	Testimonianze	35
1.18.2.	Attività manutentiva sul rotore principale	38
1.18.3.	Condizioni di ricovero dell'elicottero	39
1.18.4.	Limiti operativi di quota	41
1.19.	TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	41
CAPITOLO II - ANALISI		42
2.	GENERALITÀ	42
2.1.	QUALIFICHE DEL PILOTA	42
2.2.	PREPARAZIONE E CONDOTTA DEL VOLO	43
2.3.	FATTORE AMBIENTALE	44
2.4.	FATTORE TECNICO	44
2.5.	FATTORE UMANO	45
CAPITOLO III - CONCLUSIONI		46
3.	GENERALITÀ	46
3.1.	EVIDENZE	46
3.2.	CAUSE	47
CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA		48
4.	RACCOMANDAZIONI	48
4.1.	RACCOMANDAZIONE ANSV-12/539-17/1/A/20	48
ELENCO ALLEGATI		49

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, 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

AAIB (UK): Air Accident Investigation Branch (UK), Autorità investigativa del Regno Unito per la sicurezza dell'aviazione civile.

ACC: Area Control Centre o Area Control, Centro di controllo regionale o Controllo di regione.

AD: Airworthiness Directive, direttiva di aeronavigabilità.

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

AMM: Aircraft Maintenance Manual.

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

ATS: Air Traffic Services, servizi del traffico aereo.

COMET: Centro operativo per la meteorologia dell'Aeronautica militare.

CVR: Cockpit Voice Recorder, registratore delle comunicazioni, delle voci e dei rumori in cabina di pilotaggio.

ENAV SPA: Società nazionale per l'assistenza al volo.

FAA: Federal Aviation Administration, Autorità dell'aviazione civile statunitense.

FDR: Flight Data Recorder, registratore di dati di volo.

FIR: Flight Information Region, Regione informazioni di volo.

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

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).

NTSB: National Transportation Safety Board, Autorità investigativa statunitense per la sicurezza dei trasporti.

P/N: Part Number.

RWY: Runway, pista.

SDB: Service Directive Bulletin.

S/N: Serial Number.

UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.

VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.

PREMESSA

Il giorno 10 maggio 2017, alle ore 11.44' UTC (13.44' locali), durante un volo di trasferimento con piano di volo VFR dall'aeroporto di Bolzano (LIPB), da dove era decollato alle ore 11.05', all'aeroporto austriaco di Linz (LOWL), l'elicottero Enstrom 480B con marche di identificazione N480W precipitava in una zona rurale in località Fundres (BZ).

Il pilota, unica persona a bordo, perdeva la vita nell'incidente.

L'ANSV è stata informata dall'ENAV che Padova ACC aveva perso il contatto radio con l'elicottero N480W. Pochi minuti dopo, la notizia dell'incidente veniva confermata dalle autorità locali e l'ANSV inviava un proprio investigatore sul luogo dell'evento.

L'ANSV ha provveduto ad inviare la notifica dell'evento in questione, in accordo alla normativa internazionale e UE in materia (Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, regolamento UE n. 996/2010), ai seguenti soggetti:

- NTSB (USA), quale Stato di costruzione ed immatricolazione dell'aeromobile;
- AAIB (UK), per l'acquisizione di informazioni in merito alla manutenzione dell'elicottero, affidata ad una ditta inglese;
- Federal Office of Transport-Department Civil Aviation-Safety Investigation Branch (Austria), per l'acquisizione della documentazione del pilota (di nazionalità austriaca) e di eventuali comunicazioni radio intercorse con i competenti enti ATC austriaci.

Le suddette autorità hanno nominato propri rappresentanti accreditati, che si sono avvalsi della collaborazione di propri consulenti, così come previsto dalla sopra menzionata normativa.

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.

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

Di seguito vengono illustrati gli elementi oggettivi raccolti nel corso dell'inchiesta di sicurezza.

1.1. STORIA DEL VOLO

L'incidente è occorso durante un volo di trasferimento dalla località di Riparbella (PI), dove era stata regolarmente aperta una elisuperficie occasionale, all'aeroporto austriaco di Linz (LOWL), iniziato il giorno stesso dell'incidente con una sosta tecnica presso l'aeroporto di Bolzano (LIPB).

L'elicottero, dopo essere stato rifornito, era infatti decollato alle ore 11.05' dall'aeroporto di Bolzano, con piano di volo VFR, che prevedeva il decollo alle ore 11.00', con destinazione l'aeroporto di Linz (LOWL), seguendo la rotta BRENO (passo del Brennero), ELLNAU, GRIESENAU, con uno stimato del BRENO dopo 25' di volo.

Dalle informazioni estrapolate dal *tablet* del pilota, rinvenuto nella zona dell'incidente, risulta che l'elicottero, dopo il decollo, abbia seguito una rotta lungo la valle dell'Isarco in direzione di Bressanone, proseguendo in val Pusteria per Brunico e successivamente in val di Tures, dove effettuava una spirale guadagnando quota per superare la catena montuosa e riportarsi, presumibilmente, in direzione del Brennero, punto di riporto al confine FIR.

L'elicottero è stato visto sorvolare il paese di Dun (BZ) con una rotta da Nord verso Sud, in discesa lungo la vallata di Fundres, dove testimoni oculari hanno dichiarato di aver notato inizialmente un andamento "irregolare" ed il distacco di pezzi e successivamente un'esplosione. Il punto di impatto risultava fuori dal campo visivo dei testimoni. Una seconda esplosione veniva avvertita da quelli più prossimi alla zona dell'incidente.

Il corpo del pilota veniva ritrovato dai soccorritori nel relitto, privo di vita.

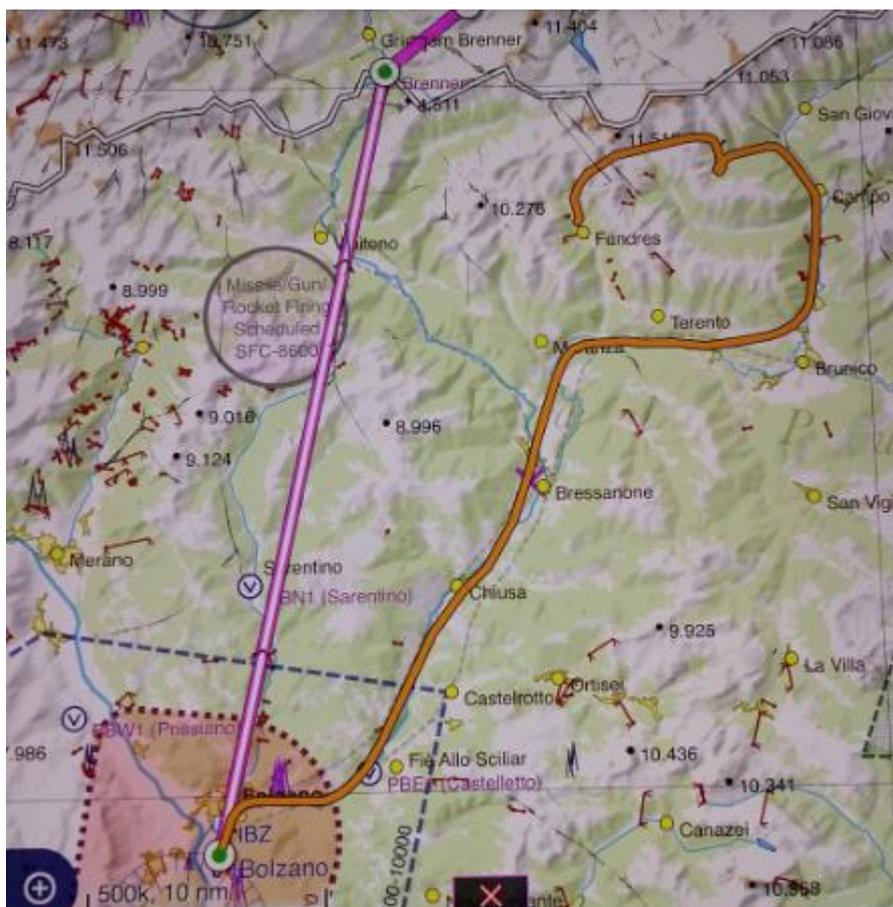


Figura 1: in fucsia la rotta pianificata; in arancione quella seguita dall'elicottero, registrata dal *tablet* del pilota, rinvenuto nel luogo dell'incidente.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

Lesioni	Equipaggio	Passeggeri	Totale persone a bordo	Altri
Mortali	1		1	
Gravi				
Lievi				
Nessuna				
Totali	1		1	

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

L'elicottero risultava completamente distrutto. La cabina e il gruppo motopropulsore avevano subito severi danneggiamenti a causa dell'impatto e dell'incendio, mentre la testa del rotore principale e le relative pale venivano rinvenute a una considerevole distanza e relativamente meno danneggiate.

1.4. ALTRI DANNI

Nessuno.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Pilota

Generalità: maschio, 75 anni di età, nazionalità austriaca.

Licenza/Abilitazioni: in possesso di una licenza di Commercial Pilot rilasciata dalla FAA il 16 aprile 2010. Nel corso dell'inchiesta è stato appurato che la licenza FAA era stata rilasciata a seguito della convalida di una licenza austriaca emessa nel novembre 1975; è risultato tuttavia impossibile reperire informazioni certe relativamente a quest'ultimo titolo¹. Sulla licenza in questione era annotato quanto segue: *Commercial Pilot* airplane single & multiengine land; instrument airplane; LR-JET; *Private Privileges* rotorcraft-helicopter.

English proficiency level: dalla licenza rilasciata dalla FAA risulta: “*English proficient*”.

Controlli periodici: non risulta agli atti della FAA alcun *Proficiency Check* successivo alla data di rilascio della licenza.

Controllo medico: dalla documentazione in possesso alla FAA risulta che il pilota avesse effettuato l'ultimo controllo medico in data 27 maggio 2016 (quindi in corso di validità al momento dell'incidente). In tale occasione gli era stato rilasciato un certificato di terza classe², con la limitazione di portare al seguito occhiali per la visione da vicino. Dalle evidenze mediche acquisite non risultano patologie particolari che possano indicare problematiche di salute. All'autorità per l'aviazione civile austriaca non risulta alcun documento relativo a certificati medici aeronautici del pilota.

¹ In merito va rilevato che il regolamento UE n. 1178/2011 della Commissione, allegato VI, parte ARA.GEN.220 (Tenuta di registrazioni), lettera c), prevede che le autorità competenti conservino tutte le registrazioni (ivi comprese quelle relative alle licenze di pilotaggio) per un periodo minimo di 5 anni.

² Il certificato medico di terza classe è previsto per gli allievi piloti e per i piloti privati (student, recreational and private pilot).

Esperienza di volo del pilota: dalla dichiarazione resa dalla moglie risulta che egli avesse una esperienza di volo ultra trentennale; ciò sarebbe confermato dalla licenza austriaca rilasciata nel 1975 e richiamata nella documentazione della FAA, di cui, tuttavia, non risultano tracce negli archivi austriaci. In occasione dell'ultima visita medica, il pilota aveva dichiarato 3425h di volo totali, di cui 35h nei precedenti 6 mesi. Sul luogo dell'incidente è stato rinvenuto un *pilot log book* in cui risultavano registrate circa 360h di volo totali, di cui 10h 30' nel periodo 26.9.2016-14.3.2017 relative a brevi voli locali e a due trasferimenti a Genova e San Vigilio (BZ).

L'attività di volo veniva condotta principalmente da un agriturismo in località Riparbella, per cui veniva comunicata alla locale stazione dei Carabinieri l'apertura di una elisuperficie occasionale, come previsto dalla Circolare ENAC APT-36³.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

L'Enstrom 480B è un elicottero monomotore leggero, cinque posti, prodotto dalla Enstrom Helicopter Corporation, certificato per il volo VFR ed eventualmente equipaggiato per il volo IFR. È dotato di un motore Rolls-Royce modello 250-C20W da 285 CV, ha un rotore principale tripala del diametro di 9,8 m, un rotore di coda a due pale ed un carrello di atterraggio costituito da pattini ad assorbimento di energia. Il MTOW è di 3000 lb (1360 kg). La fusoliera è costruita in fibra di vetro con la struttura in alluminio e un pilone tubolare in acciaio saldato che supporta la cabina, il carrello di atterraggio, il motore, la trasmissione e la coda, costituita da una semi-monoscocca in alluminio.



Foto 1: l'elicottero Enstrom 480B marche N480W coinvolto nell'incidente.

³ Circolare ENAC APT-36 "Avio-idro-elisuperfici: gestione e autorizzazione", datata 30.10.2013.

1.6.2. Informazioni specifiche

Aeromobile

Costruttore:	Enstrom Helicopter Corp.
Modello:	Enstrom 480B.
Numero di costruzione:	S/N 5110.
Anno di costruzione:	2007.
Marche di naz. e immatricolazione:	N480W.
Certificato di immatricolazione:	rilasciato il 26 luglio 2007.
Proprietario:	Bank of Utah trustee, Salt Lake City (UT), USA.
Certificato di navigabilità:	FAA N° 3300561 del 26 luglio 2007.
Ore totali:	273,6h al 10.5.2016, data dell'ultima ispezione. Non è stato possibile reperire le ore volate aggiornate, in quanto solo alcuni fogli del <i>log book</i> dell'elicottero sono stati rinvenuti nella zona dell'incidente. Una stima basata sulle ore dichiarate dal pilota in occasione dell'ultimo controllo medico e una pagina del suo <i>log book</i> ritrovata sul luogo dell'incidente e riferita al periodo 26.9.2016-14.3.2017 (circa 10h) farebbero ritenere che l'elicottero avesse tra le 20 e le 40h di volo dopo l'ultima manutenzione.
Programma di manutenzione:	la manutenzione dell'elicottero era devoluta ad una ditta inglese certificata Part-145, che utilizzava tecnici autorizzati dalla FAA per effettuare la manutenzione programmata, ispezioni, riparazioni e sostituzioni di componenti minori su cellula e motore, in accordo con il programma manutentivo del costruttore approvato dalla FAA.

Motore

Costruttore:	Rolls-Royce.
Modello:	250-C20W.

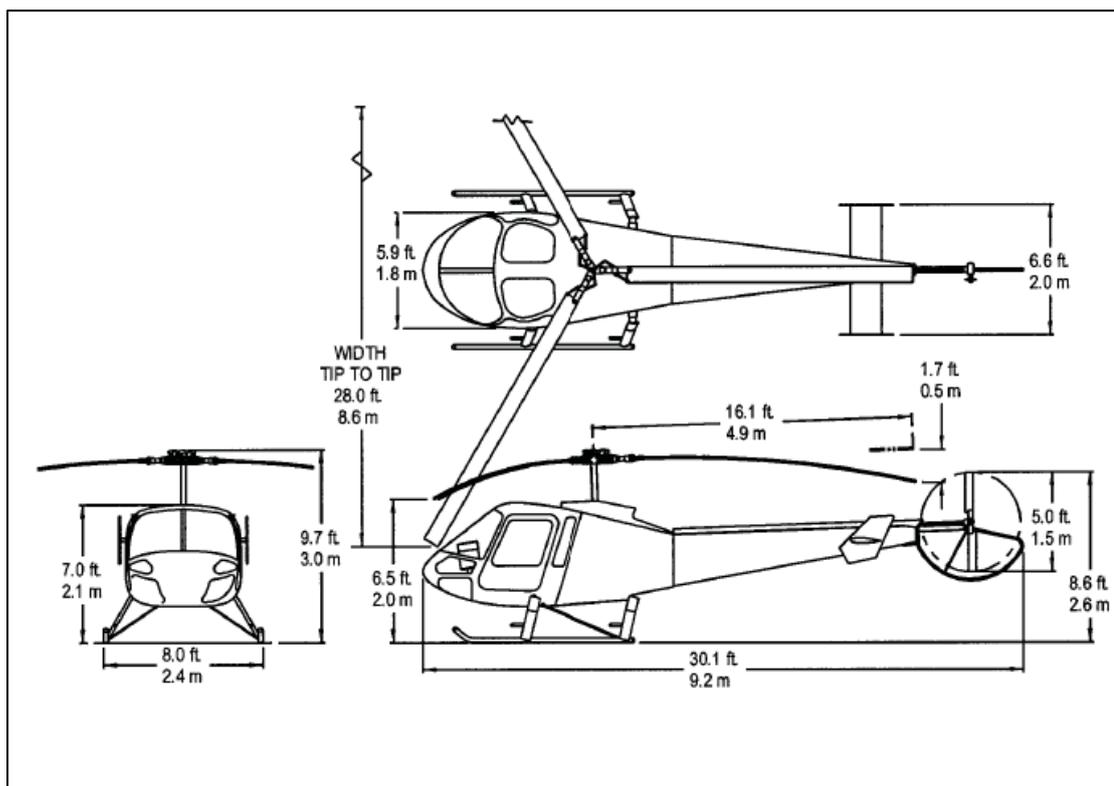


Figura 2: principali dimensioni dell'elicottero Enstrom 480B tratte dall'*Enstrom 480B Operator's Manual and FAA Approved Rotorcraft Flight Manual*.

Massa e centraggio

Da un documento rinvenuto nell'area dell'incidente risulta che l'elicottero avesse un Total Basic Weight di 1962,75 libbre.

Durate lo scalo tecnico presso l'aeroporto di Bolzano l'elicottero era stato rifornito con 198 l di carburante, presumibilmente riempiendo il serbatoio (347,08 l), portando così il peso dell'elicottero a circa 2800 libbre stimate (1962,75 libbre di Total Basic Weight + circa 600 libbre di carburante + circa 200 libbre di peso medio del pilota con bagaglio leggero).

1.6.3. Informazioni supplementari

Main Rotor System

Le seguenti informazioni, pertinenti all'inchiesta di sicurezza, relative al sistema del rotore principale, sono tratte dall'*Enstrom 480B Operator's Manual and FAA Approved Rotorcraft Flight Manual*.

- « 1. The main rotor assembly is a three bladed, high inertia, fully articulated rotor system.
2. Rotor Blades. The blades are of hollow construction consisting of an extruded leading edge spar, with a 7.25° twist, to which upper and lower aluminum skins are bonded. The root retention is composed of a bonded doubler assembly and a single retention pin

connecting the blade root to the blade grip and a non-adjustable drag brace connecting the trailing edge of the blade to the grip. A cap is riveted into the tip of each blade in which there are provisions for spanwise and cordwise balance weights. Two tracking tabs are riveted to the trailing edge of each blade.

3. Rotor Hub. The rotor head assembly is composed of two opposing forged aluminum hub plates separated by an aluminum spacer. Steel spline adapters mounted on the hub plates mate the hub assembly to the main rotor shaft. Three steel universal blocks are mounted in roller bearings that permit lead-lag motions. Laminated phenolic pads are used to limit blade travel in both the lead-lag and flapping axes. A thrust nut on the bottom of each universal block transfers vertical blade forces to both hub plates through the universal block. The rotor blades are secured to each universal block on the hub through retention assembly consisting of a forged aluminum blade grip which is in turn secured to a steel spindle assembly through a tension-torsion strap assembly and supporting bearings. Centrifugal blade loads are carried by a tension-torsion strap assembly mounted between the blade grip and the spindle. The flapping bearings in the universal blocks are oil lubricated verses grease lubrication used for the lead-lag bearings in the universal blocks and the feathering bearings in the retention assemblies. Oil reservoirs for the flapping bearings are mounted on the top of the main rotor hub. Either closed circuit hydraulic dampers are incorporated between each flapping pin and the rotor hub to limit the lead-lag velocity of the blades.».

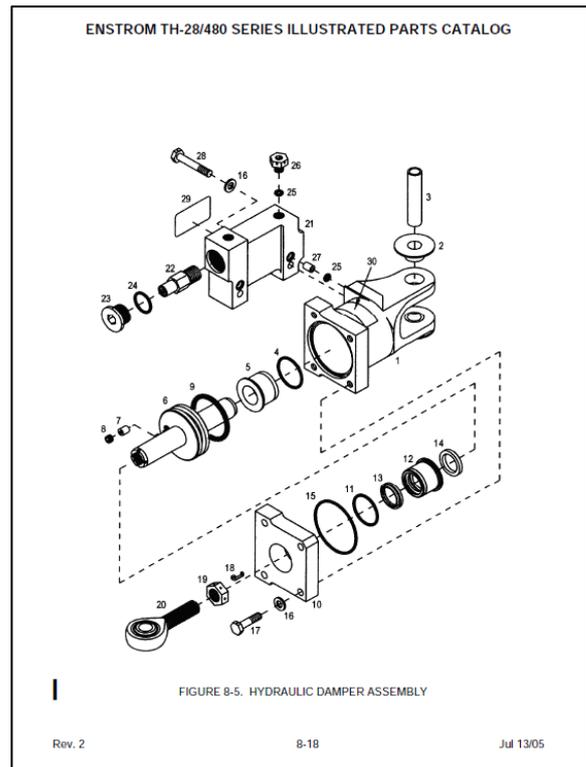
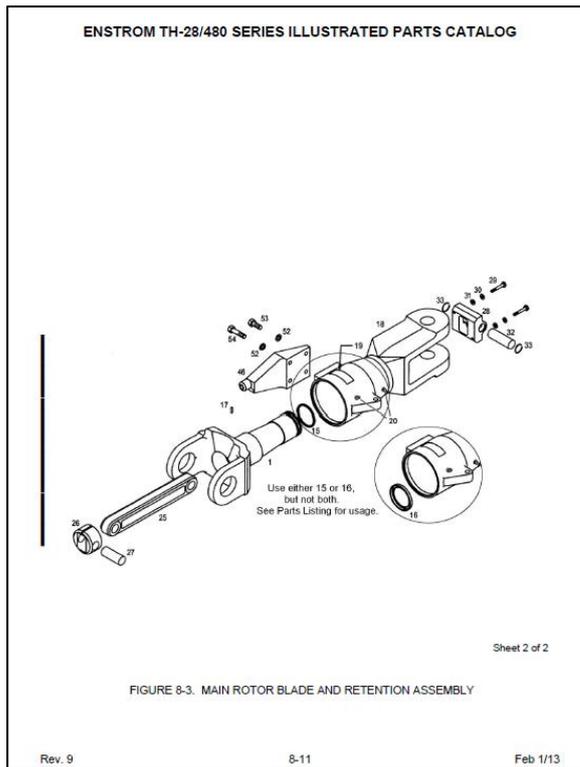


Figure 3 e 4: schema del gruppo di ritenzione della pala del rotore principale e del relativo *hydraulic damper* (tratto dall'*Enstrom TH-28/480 Series Illustrated Part Catalog*).

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Le condizioni meteorologiche che insistevano sull'aeroporto più vicino al luogo dell'evento (quello di Bolzano) erano quelle riportate dal METAR delle ore 11.50': vento da 170°, intensità 7 nodi; visibilità superiore ai 10 km; nubi fino a 2/8 di copertura del cielo a 8000 piedi; temperatura 21 °C.

L'immagine satellitare fornita dal COMET dell'Aeronautica militare e relativa all'ora dell'incidente non evidenzia fenomeni particolari nell'area di interesse.

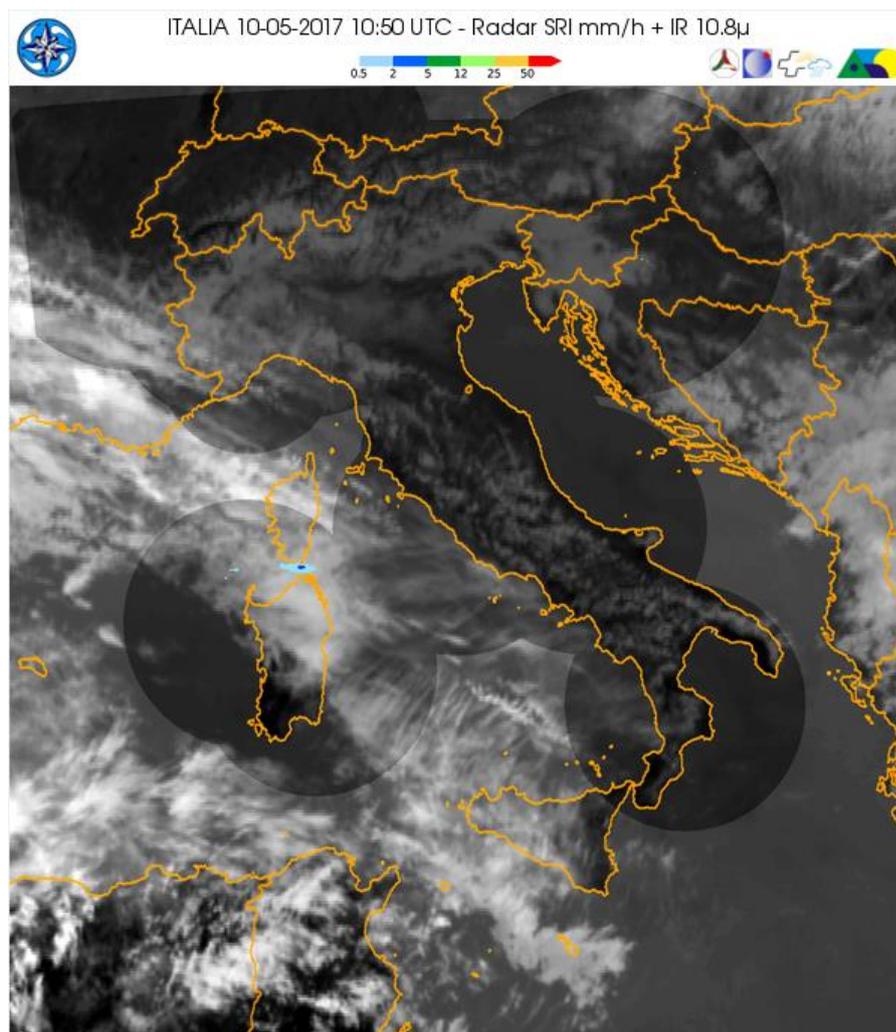


Foto 2: immagine satellitare radar + IR relativa all'orario di interesse.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

Non pertinente.

1.9. COMUNICAZIONI

In questo paragrafo sono riportate le informazioni di maggiore interesse relative ai mezzi disponibili per le comunicazioni e sul relativo stato di efficienza.

1.9.1. Servizio mobile

Non risulta alcuna problematica inerente l'efficienza dei sistemi di comunicazione terra-bordo-terra, in quanto utilizzati dal pilota e dagli enti del controllo del traffico fino al momento dell'incidente.

1.9.2. Servizio fisso

Non pertinente.

1.9.3. Trascrizione delle comunicazioni

Le comunicazioni radio intercorse tra il pilota del N480W e l'AFIU di Bolzano sono pervenute all'ANSV dall'ENAV SpA.

L'elicottero Enstrom 480, con nominativo radio N480W, è rimasto in contatto radio con l'AFIU di Bolzano per la messa in moto ed il decollo. Dopo il decollo il pilota ha comunicato all'AFIU l'intenzione di lasciare lo spazio aereo di Bolzano via N-E (punto di riporto PBE1, Castelletto, sintetizzato in Echo 1), anziché procedere direttamente a Nord verso il Brennero, confine FIR. L'ultima comunicazione veniva registrata alle ore 11.10' e conteneva l'istruzione di contattare Innsbruck APP.

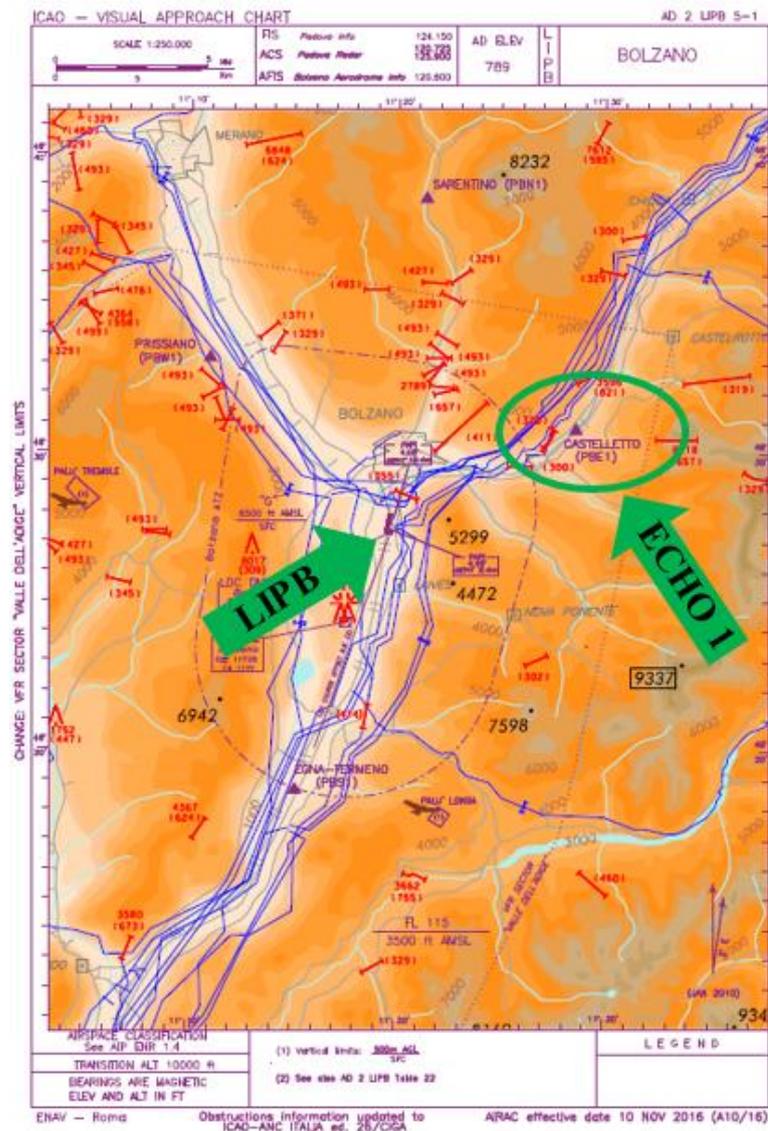


Figura 5: punti di riporto VFR relativi all'aeroporto di Bolzano (LIPB).

1.9.4. Tracciati radar

A seguito dell'analisi delle registrazioni radar, effettuata dall'Ufficio sicurezza operativa di Padova ACC, non è stato possibile correlare alcuna traccia al volo dell'incidente.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Bolzano, che ha una elevazione di 789 piedi, insiste in uno spazio aereo G ed è dotato di due piste:

- una RWY in asfalto, designazione 01/19, lunga 1294 m e larga 30 m;
- una RWY in erba, designazione 01GLD/19GLD, lunga 652 m e larga 20 m.

L'ente ATS è Bolzano AFIU.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

1.11.1. Generalità

L'aeromobile non era equipaggiato con registratori di volo (FDR/CVR), non richiesti dalla normativa in vigore per la categoria e l'impiego dell'aeromobile, né era installato a bordo alcun tipo di apparato in grado di registrare i parametri di volo.

È stato tuttavia rinvenuto sul luogo dell'incidente il *tablet* utilizzato dal pilota per la navigazione: da esso sono stati estrapolati i dati relativi alla rotta pianificata e a quella realmente effettuata fino al luogo dell'incidente.

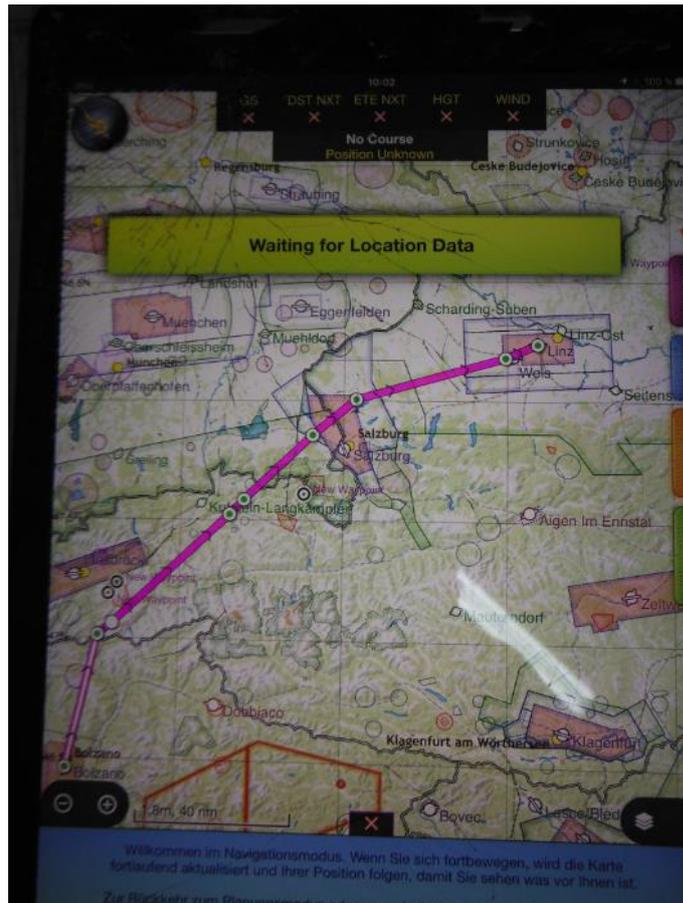


Foto 3: schermata del *tablet* del pilota raffigurante la rotta pianificata.

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO

In questo paragrafo sono riportate le informazioni acquisite dall'esame del relitto e del luogo dell'evento.

1.12.1. Luogo dell'incidente

Il corpo principale del relitto è stato ritrovato in coordinate $46^{\circ}53'54.64''N$, $11^{\circ}41'53.91''E$ e ad una altitudine di 4022 piedi (1226 m) sull'argine di un ruscello, mentre le pale del rotore principale, la testa del rotore stesso, parti della struttura in plexiglass del *cockpit* e documentazione sfusa si trovavano in una vasta area a Nord di suddetta posizione, lungo la vallata che dalla frazione di Dun porta al paese di Fundres, caratterizzata da prati erbosi, scarsa vegetazione e bassa densità abitativa.

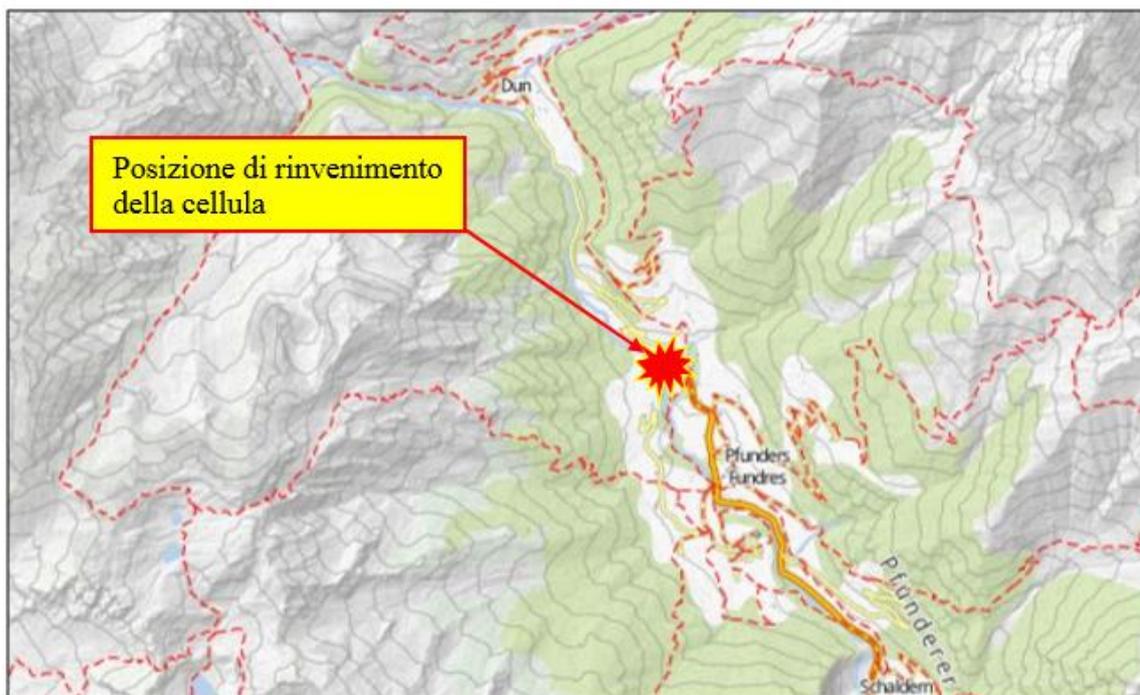


Figura 6: zona dell'incidente.

1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami

La distribuzione dei rottami copriva una superficie di circa 500 m di lunghezza per 200 m di ampiezza, come riportato nella figura sottostante.

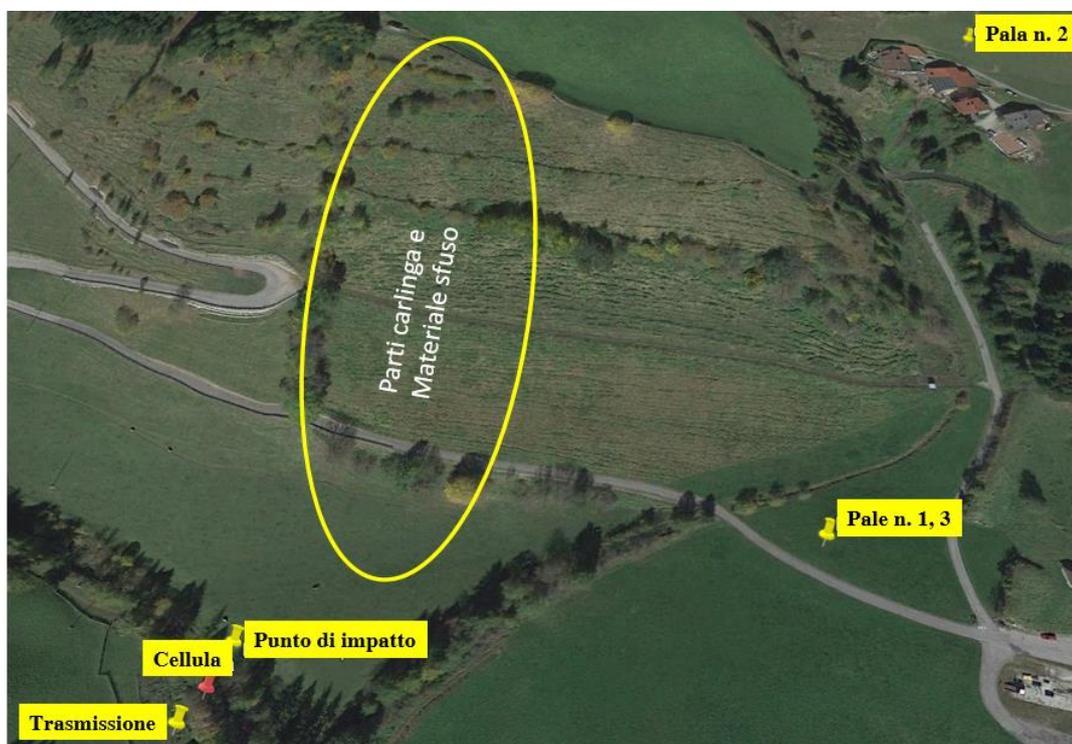


Foto 4: schema della distribuzione dei rottami (su supporto Google Earth).

Il reperto più lontano rispetto al punto di impatto con il terreno era costituito da una delle pale del rotore principale (pala n. 2), che si trovava a 500 m di distanza, spostato a sinistra rispetto alla rotta presumibilmente percorsa dall'elicottero ed in prossimità di una abitazione (foto 5).



Foto 5: particolare della pala n. 2 del rotore principale.

Le altre due pale del rotore principale sono state rinvenute a circa 300 m più a Sud della prima, anch'esse a sinistra rispetto alla rotta presunta.

Una delle due pale risultava ancora solidale alla testa del rotore, mentre l'altra era a pochi metri da essa (foto 6).



Foto 6: posizione di rinvenimento della testa del rotore principale e di due delle tre pale.

Una volta estratta dal terreno la testa del rotore principale, si è potuto constatare la rottura del *Tension and Torsion (T-T) strap* delle due pale che si erano separate. L'occhiello (*lug*) del *damper* relativo alla pala n. 1 si trovava in prossimità di quest'ultima, mentre il *damper* stesso risultava mancante.



Foto 7: testa del rotore principale e particolare del *T-T strap* della pala n. 2 (ovale rosso).

Altre parti dell'elicottero, facenti parte della cabina di pilotaggio e composte di materiale più leggero, come vetroresina e plexiglass, erano sparse nella zona delimitata dalle parti suddette e dalla cellula dell'elicottero, che costituiva il relitto principale.

Il corpo principale dell'elicottero risultava completamente distrutto e carbonizzato, capovolto sulla riva del ruscello, dove era rotolato rispetto al punto di impatto con il terreno, che si trovava sul ciglio della scarpata.



Foto 8: condizione di ritrovamento del relitto.

Il rotore di coda è stato ritrovato in prossimità del punto di impatto, con avvolta una porzione di un cavo di media tensione, agganciato nella fase finale della caduta.



Foto 9: particolare del rotore di coda.

Circa 10 m più a Sud del relitto principale veniva rinvenuto il blocco relativo alla trasmissione del moto al rotore principale.



Foto 10: particolare dell'albero di trasmissione del moto al rotore principale.

1.12.3. Esame del relitto

Il notevole grado di distruzione della cellula non ha consentito di recuperare alcuno strumento di volo atto a registrare i parametri di volo. Il pattino di atterraggio destro appariva ancora relativamente integro, così come anche la trave di coda dell'elicottero, che aveva subito danni minori rispetto alla parte anteriore.

L'intera struttura evidenziava segni di incendio post impatto. Non si può tuttavia escludere che l'incendio sia iniziato negli attimi precedenti all'impatto (direzionalità delle tracce e temperature raggiunte più elevate, indicate dalla fusione di alcuni materiali) e ciò parrebbe anche avvalorato dalle dichiarazioni dei testimoni.

Le aste dei comandi, gli alberi di trasmissione del moto al rotore principale e al rotore di coda presentavano deformazioni e rotture da sovraccarico, realizzatesi verosimilmente all'impatto.



Foto 11 e 12: particolari delle superfici di rottura dell'albero di trasmissione del moto al rotore principale (foto a sinistra) e al rotore di coda (foto a destra).

1.12.4. Dinamica di impatto

La ricostruzione della dinamica di impatto è avvenuta sulla base delle testimonianze (riportate al paragrafo 1.18.1.), delle tracce sul terreno, della distribuzione dei rottami e dei dati estrapolati dal *tablet* del pilota.

Alla luce delle evidenze acquisite, l'elicottero, nella sua fase finale, ha seguito una traiettoria balistica a seguito della separazione iniziale di una delle pale del rotore, seguita dal successivo distacco dell'intero gruppo rotore principale e conseguente disintegrazione della cellula, presumibilmente dovuta all'interferenza delle pale con la struttura dell'elicottero.

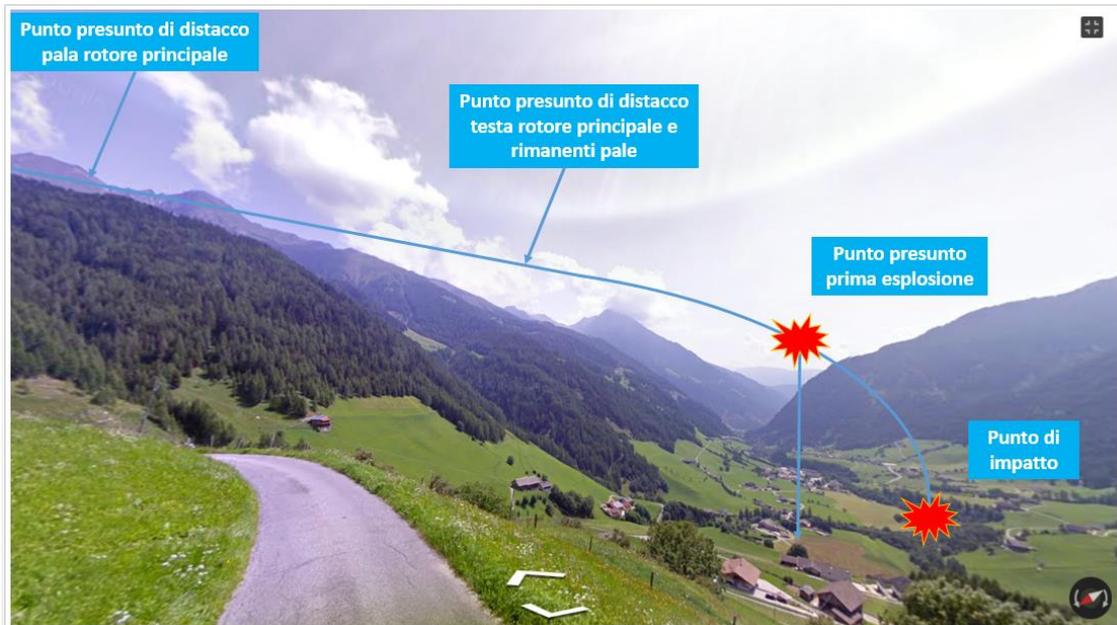


Foto 13: ricostruzione della traiettoria finale dell'elicottero dal punto di osservazione di uno dei testimoni oculari.

Durante la fase finale della caduta, l'elicottero intercettava, con la coda, i cavi di una linea elettrica, che correva lungo la scarpata, a ridosso del letto del ruscello.

Dall'analisi dei danni subiti dalla coda è stato possibile stabilire che, al momento dell'impatto con i cavi, l'elicottero avesse già un assetto rovesciato.

Considerando l'angolo di incidenza formato tra la linea elettrica e il punto di impatto sul terreno si può dedurre che l'elicottero fosse, nel tratto finale della sua traiettoria balistica, in caduta quasi verticale. Ciò è confermato dalla ridotta area di impatto evidenziata dalle tracce al suolo.



Foto 14: traiettoria finale di caduta verticale vista dal punto di ritrovamento del relitto.

1.12.5. Avarie connesse con l'evento

Le evidenze acquisite relativamente alla dinamica dell'incidente e alla distribuzione dei rottami hanno fatto ritenere che la distruzione dell'elicottero fosse iniziata mentre lo stesso era in volo. Le indagini si sono quindi immediatamente concentrate sui componenti che costituiscono il rotore principale e le relative pale, in quanto presentavano indizi di malfunzionamenti pre-impatto.

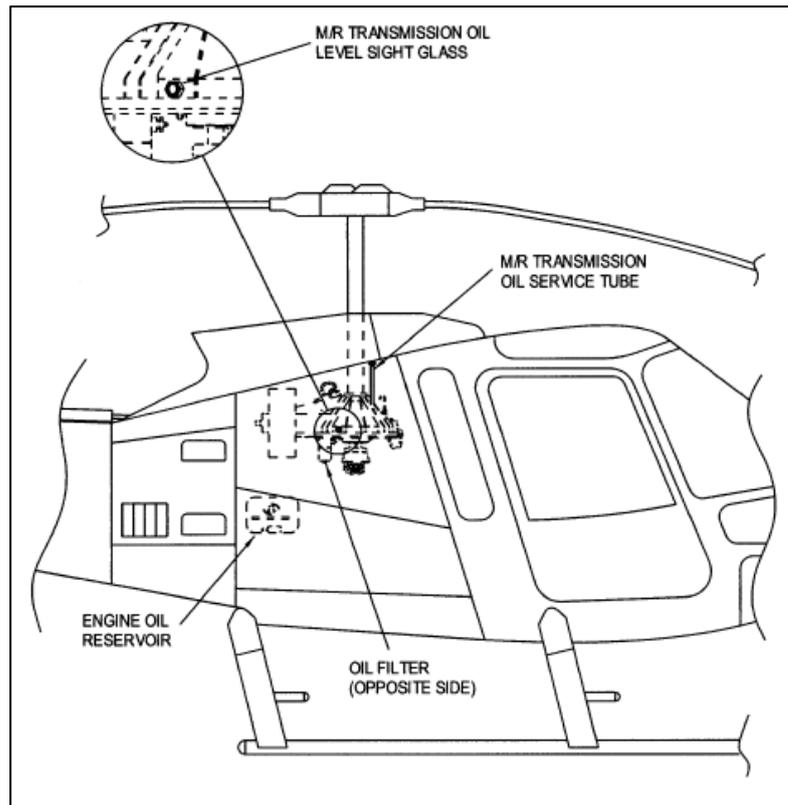


Figura 7: schema della testa del rotore principale tratto dall'AMM.

A seguito di tali sospetti, è stato condotto un secondo sopralluogo il giorno 26 maggio da parte dell'ANSV, durante il quale sono state prelevate le sezioni di interesse delle tre pale del rotore principale, la testa del rotore stesso ed il gruppo trasmissione del moto (*main gearbox*), per la successiva analisi presso i laboratori dell'ANSV.



Figura 8: particolare del *T-T strap* della pala n. 2 al momento del ritrovamento.

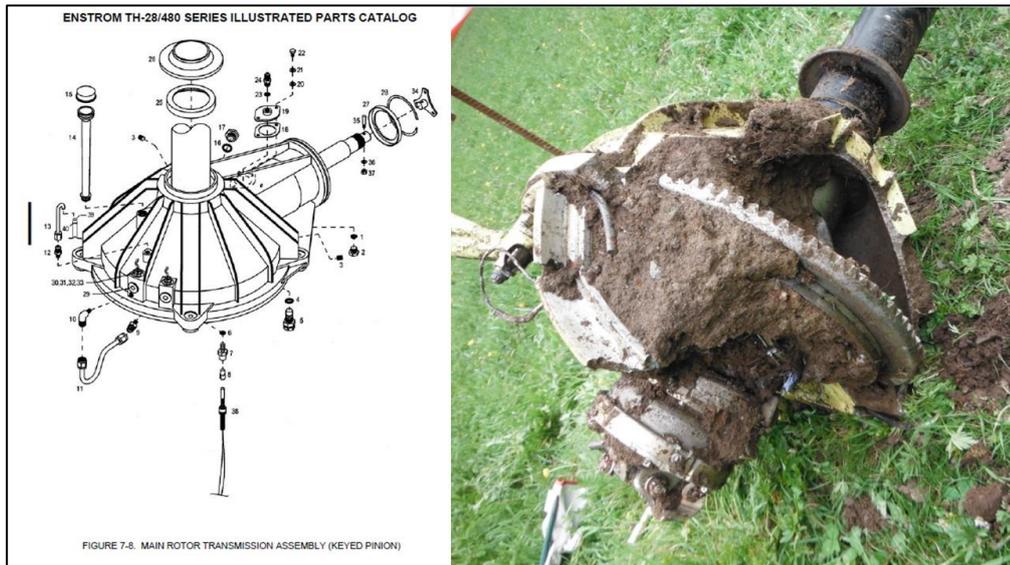


Figura 9: particolare del gruppo trasmissione al momento del ritrovamento.

Le parti sono state in seguito disassemblate, osservate ed analizzate tramite microscopio ottico.



Foto 15 e 16: particolare dei *T-T strap* delle pale n. 2 (foto a sinistra) e n. 3 (foto a destra).

L'analisi dei particolari, condotta presso i laboratori dell'ANSV, ha evidenziato quanto segue.

1) *T-T strap* relativo alla pala n. 2.

La geometria della superficie di rottura dei cavi che compongono il *T-T strap* suggerisce un cedimento dovuto, principalmente, a sollecitazioni di trazione. Non si sono notati segni visibili di torsione. Sulla maggior parte dei cavi si sono riscontrate superfici di rottura con piani di 45°.

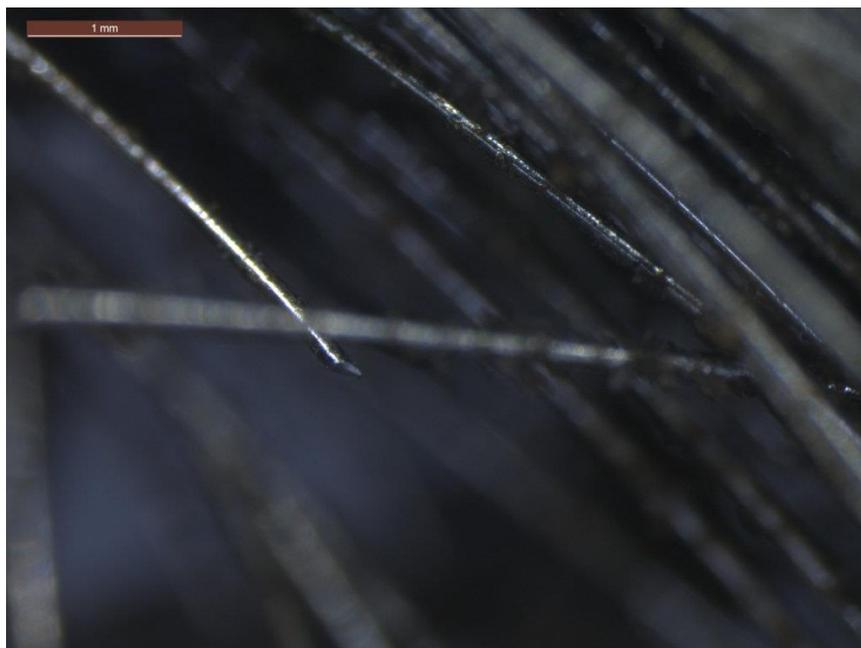


Foto 17: particolari delle superfici di rottura con piani di 45° dei cavi del *T-T strap* della pala n. 2.

2) *T-T strap* relativo alla pala n. 3.

La geometria della superficie di rottura dei cavi che compongono il *T-T strap* evidenzia una combinazione di sollecitazioni dovute a tensione e torsione.

3) *T-T strap* relativo alla pala n. 1.

Non è stato possibile analizzare il *T-T strap* della pala n. 1, in quanto i danneggiamenti alla testa del rotore principale non consentivano lo smontaggio dello stesso. Peraltro, non si è ritenuto necessario procedere ulteriormente con l'analisi di questo componente.

4) *Damper* della pala n. 1.

Il *damper* della pala n. 1 non è stato trovato sul luogo dell'incidente. Tale componente si posizionerebbe in corrispondenza del riquadro evidenziato in foto 18. Esso è vincolato al rotore principale mediante un occhiello [(*lug*), ovale rosso in foto 18], identificato con P/N ECD091-1, e un bullone, identificato con P/N NAS 626-58,

passante attraverso il corpo del rotore [(*bolt*), sede dello stesso evidenziata con la freccia in foto 18], come illustrato nello schema in figura 10. Un frammento del *damper bolt* è stato rinvenuto all'interno del corpo della struttura del rotore principale, nella sua sede. La morfologia della superficie della frattura è totalmente piatta, a grana molto fine e lucente. La superficie della frattura è stata osservata al microscopio ottico e appariva altamente martellata (foto 19). Una parte di essa era interessata da corrosione. La lunghezza del frammento rimanente del bullone risultava leggermente sporgente dall'assieme in cui era inserita.

Anche l'occhiello (*damper lug*) del *damper* mancante è stato ritrovato fratturato.



Foto 18: particolari della superficie della frattura osservata nei laboratori ANSV.

La morfologia della superficie della frattura è totalmente piatta con un grado molto elevato di corrosione (foto 20). Una piccola parte della superficie di frattura era su un piano diverso (più alto), non corrosivo e vistosamente martellato.

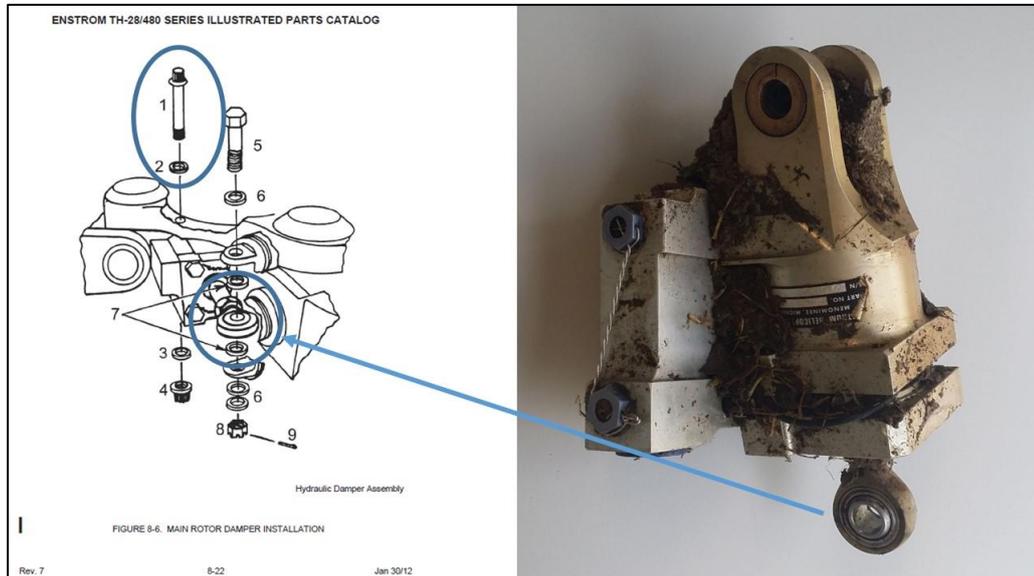


Figura 10: particolare del complesso *hydraulic damper* e uno dei due *damper* smontati dalla testa del rotore principale (evidenziati i componenti oggetto di analisi).



Foto 19 e 20: particolare delle superfici di rottura del *damper bolt* (a sinistra) e *damper lug* (a destra).

5) *Gearbox*.

L'albero di trasmissione del moto al rotore principale era fortemente deformato quindi non è stato possibile verificarne la libera rotazione. Tuttavia il *case* era rotto ed è stato possibile osservare gli ingranaggi interni. Questi, oltre alla corrosione generalizzata (verosimilmente generatasi dopo l'incidente), non hanno evidenziato alcun segno

particolare di danni. I denti erano apparentemente in buone condizioni. Sull'albero sono stati trovati segni di rotazione.



Foto 21 e 22: particolare della *gear box* della trasmissione (a sinistra) e albero di trasmissione (a destra).

Un ulteriore sopralluogo al relitto è stato effettuato in data 1 giugno insieme al *technical advisor* del NTSB (un tecnico del costruttore Enstrom), durante il quale sono stati ulteriormente esaminati:

- 1) i tronconi delle pale del rotore principale, che non evidenziavano sul bordo d'attacco alcun segno di contatto con oggetti esterni (cavi, rami, ecc.);



Foto 23: particolare del bordo d'attacco di due delle pale del rotore principale.

- 2) le deformazioni e le superfici di rottura della coda e del relativo rotore, che hanno permesso di confermare l'assetto rovesciato al momento dell'impatto con i cavi della media tensione;



Foto 24: particolare dei danni subiti dal rotore di coda.

- 3) le parti del motore, individuando ulteriori evidenze di rotazione dello stesso.



Foto 25: particolare dell'*inlet* del compressore.

- 4) le superfici delle rotture delle aste comandi, generatesi per sovraccarico.



Foto 26: particolare della superficie di rottura da sovraccarico dell'asta comandi.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Non sono emerse evidenze di natura medica e patologica che possano aver influito sull'accadimento dell'evento. L'ispezione cadaverica ha indicato il decesso del pilota nell'immediatezza del fatto.

1.14. INCENDIO

Le evidenze acquisite durante il sopralluogo operativo indicano che l'aeromobile è stato soggetto a temperature molto elevate, compatibili con un incendio iniziato in volo e coerenti con le testimonianze acquisite.

La direzionalità delle tracce di fuliggine confermano l'ipotesi di incendio in volo. Il ritrovamento di materiale incombusto lungo la traiettoria dell'elicottero (documenti, fogli, *tablet*, parti in plexiglass della carlinga, rotore principale) indicherebbero che l'incendio è avvenuto in seguito all'iniziale *break-up* in volo.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

Le condizioni del relitto e l'esito dell'ispezione cadaverica sul corpo del pilota portano ad escludere ogni possibilità di sopravvivenza all'impatto.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

A seguito dei risultati scaturiti dall'analisi dei componenti della testa del rotore principale, l'ANSV ha effettuato ulteriori esami presso l'Università La Sapienza di Roma, a cui hanno partecipato, oltre al personale dell'ANSV, i rappresentanti accreditati del NTSB con i relativi consulenti tecnici (i rappresentanti del costruttore dell'elicottero, del costruttore dei *T-T strap* installati sul rotore principale e della FAA, in quanto ente certificatore dell'elicottero stesso). Le ulteriori analisi hanno confermato la natura delle superfici di rottura dei *T-T strap*, la quale risulta essere per sovraccarico (foto 27 e 28).

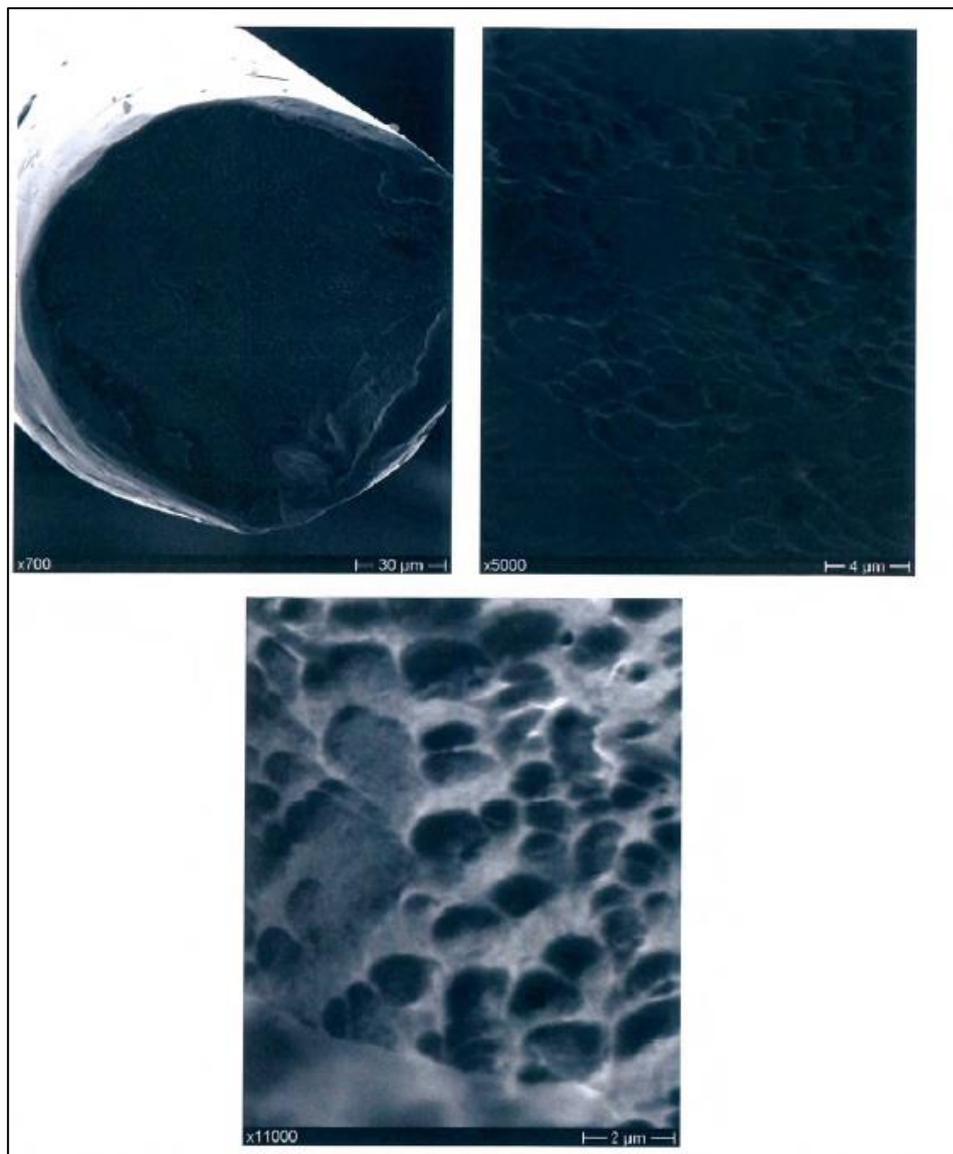


Foto 27: immagini SEM del *T-T strap* della pala n. 2, microbucche da sovraccarico.

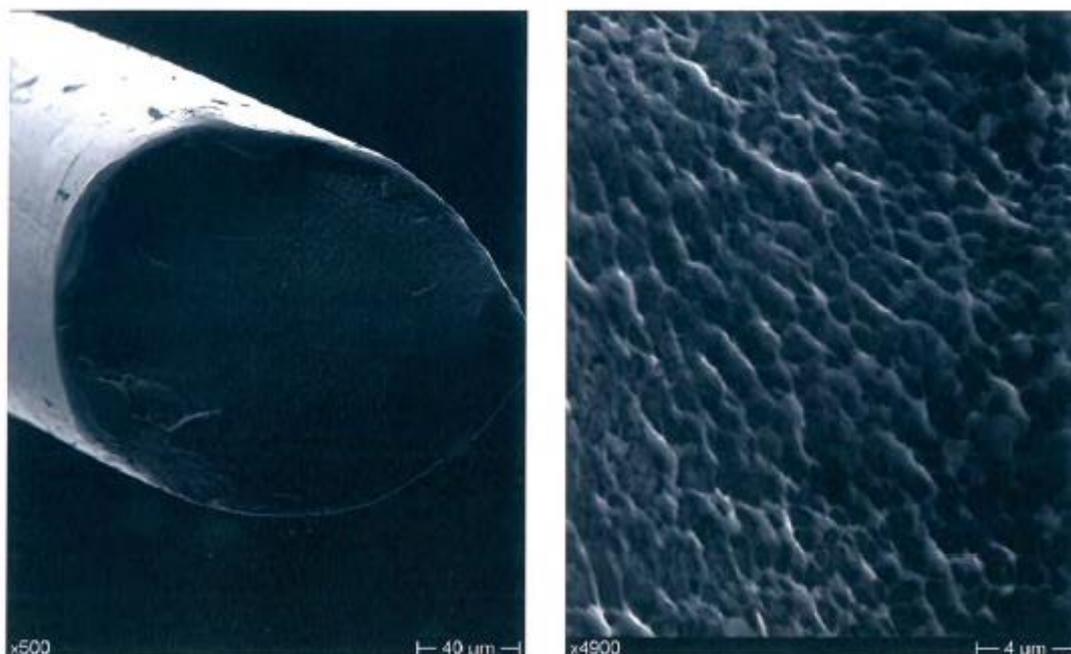


Foto 28: immagini SEM del *T-T strap* della pala n. 3, microbuche da sovraccarico.

Tali risultati hanno avvalorato i test effettuati dal costruttore dei *T-T strap*, riportando valori di carico di rottura nell'ordine delle 45.000 libbre, equivalente a circa 550 RPM. La specifica di costruzione del componente (tenendo in considerazione un ulteriore margine del 5%) è di 405 RPM.

Un *T-T strap* nuovo è stato inoltre sottoposto a test, al fine di verificarne il carico di rottura, riscontrando valori aderenti a quanto previsto da specifica costruttiva.

In merito al *lug* del *damper* della pala n. 1, è stato riscontrato che la corrosione osservabile dopo l'incidente risultava notevolmente stratificata e presente anche a seguito di lavaggio specifico (vasca ultrasuoni con isopropanolo per 90'). Ciò lascia presumere che il processo ossidativo fosse antecedente all'evento. Inoltre, l'analisi chimica semi-quantitativa ha confermato l'aderenza del materiale alla specifica prevista (AISI 4340), evidenziando, tuttavia, una carenza di cadmiatura prevista nelle gole della filettatura, in corrispondenza della quale si è manifestata la rottura. La cadmiatura è un processo che ha lo scopo di proteggere il materiale dagli attacchi ossidativi, i quali, difatti, si sono manifestati proprio in corrispondenza dei punti ove il trattamento risultava carente (foto 29).

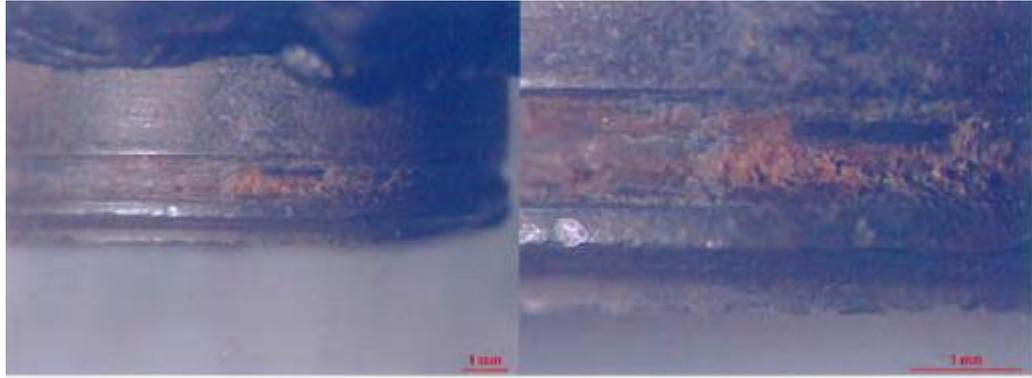


Foto 29: superficie laterale del frammento del *lug*, dettaglio della corrosione nelle gole dei filetti.

Le suddette evidenze portano a ritenere che il *lug* si sia rotto a seguito di un meccanismo progressivo alimentato da processi ossidativi e innescato da una carenza localizzata di trattamento protettivo.

Per il *bolt*, l'analisi chimica e le prove di durezza hanno mostrato la rispondenza alla specifica prevista. L'osservazione a maggiori ingrandimenti mediante microscopio elettronico non ha consentito di determinare con certezza il meccanismo di rottura a causa dei martellamenti che ricoprivano l'intera superficie. Tale evidenza è comunque coerente con interferenze avvenute durante l'esercizio e dunque con una rottura preesistente. L'assenza di una parte di esso, verosimilmente andata perduta unitamente al relativo *damper*, non ha consentito di effettuare valutazioni circa la rispondenza geometrica ai parametri previsti.

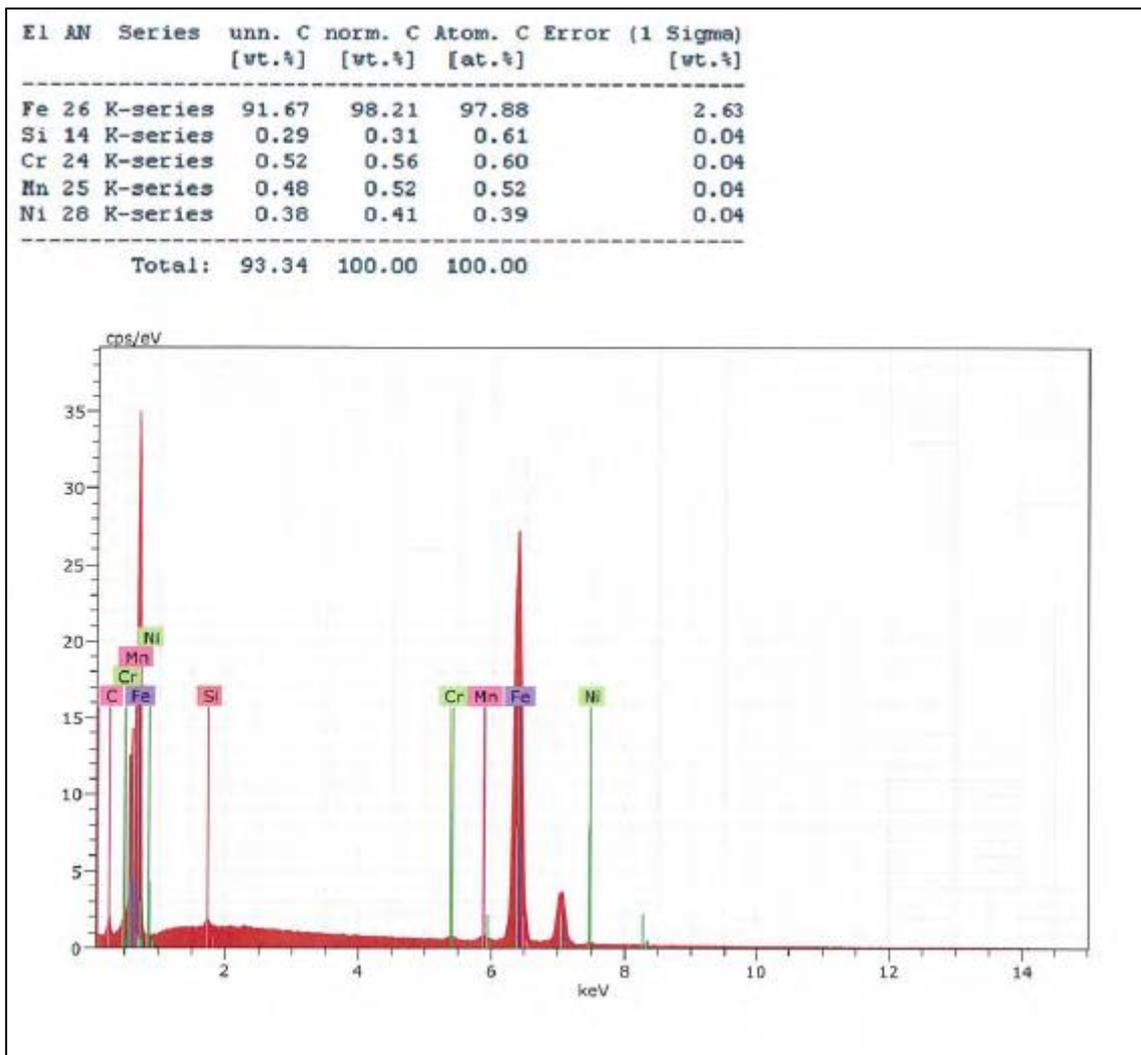


Figura 11: risultati dell'analisi chimica semi-quantitativa sul *bolt*.

1.16.1. Azioni di sicurezza

Al termine delle indagini effettuate presso l'Università La Sapienza, basandosi sulle evidenze raccolte, sono state intraprese alcune azioni di sicurezza, volte a verificare la possibile insorgenza di fenomeni analoghi sugli elicotteri della flotta Enstrom equipaggiati come quello oggetto dell'incidente.

In particolare, la Enstrom Helicopters Corporation, sentita l'ANSV, ha coordinato con la FAA l'emanazione di due SDB, datati 2 agosto 2017 (in allegato "A" quello riferito al modello dell'incidente), con cui venivano definite le procedure per effettuare l'ispezione del *bearing assembly* P/N ECD091-1 (figura 12), prodotto da specifici costruttori, per verificare l'assenza di corrosione sulla estremità filettata dell'occhiello.

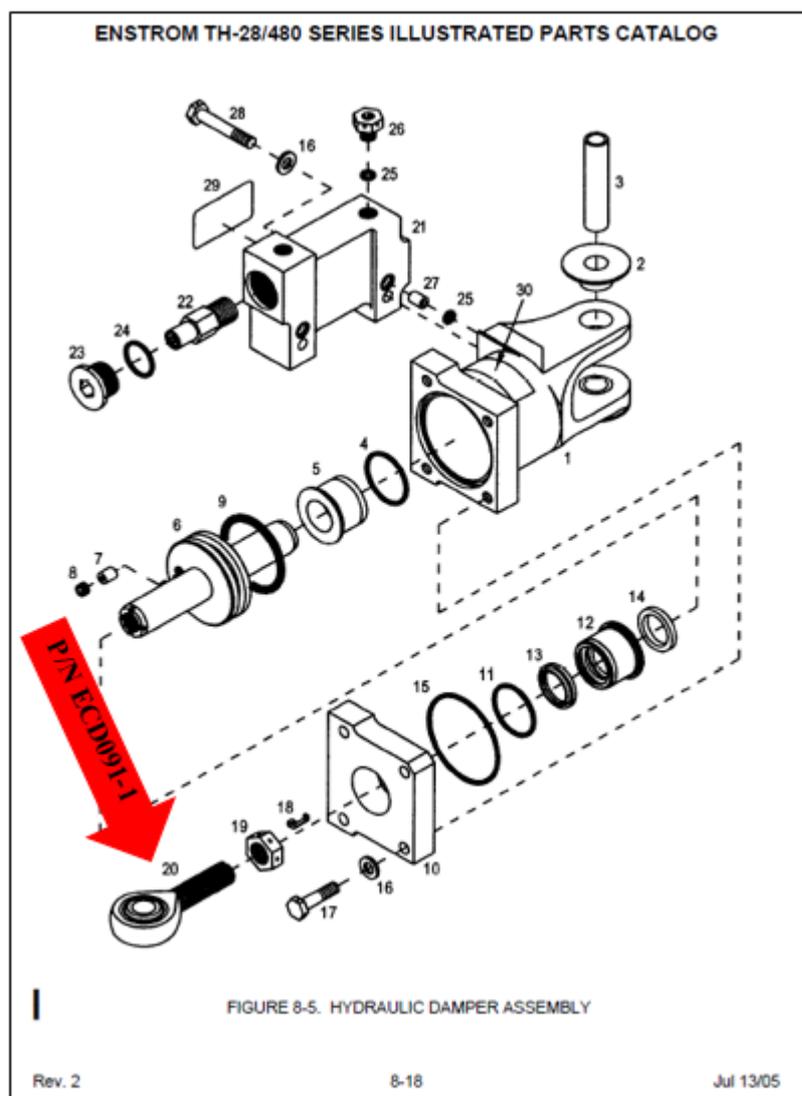


Figura 12: particolare del complesso *hydraulic damper* e dell'occhiello oggetto del SDB.

In seguito, la FAA ha coordinato l'emanazione di una AD (in allegato "B"), indirizzata alla Enstrom Helicopter Corporation e in vigore dal 4 gennaio 2018, relativa alla criticità costituita dalla corrosione della filettatura dell'occhiello di assemblaggio dell'*hydraulic damper*, in quanto tale corrosione potrebbe portare alla rottura dell'occhiello stesso con la conseguente separazione della relativa pala del rotore principale e la perdita di controllo dell'elicottero. Le differenze tra il documento pubblicato dalla ditta costruttrice (SDB) e l'AD emessa dalla FAA sono le seguenti.

- a) Il SDB specifica la ripetizione visiva per la corrosione ogni 100 ore o in occasione della ispezione annuale, mentre l'AD non la specifica.

- b) Il SDB si applica solo ad un particolare P/N o quando il P/N non sia leggibile, mentre l'AD copre più P/N che utilizzino lo stesso disegno, in quanto la FAA non dispone di dati sufficienti per collegare in maniera definitiva il difetto ad un particolare lotto.
- c) Il SDB specifica di riportare l'esito delle ispezioni alla Enstrom Helicopters Corporation, mentre l'AD richiede che tale comunicazione sia indirizzata alla FAA.

Poiché non vi è alcuna indicazione di un problema specifico di produzione o di progettazione in grado di limitare l'eventualità che tale corrosione possa essersi verificata su altri occhielli progettati in modo simile, la FAA ha determinato, con la predetta AD, la necessità di effettuare l'ispezione di tutti i P/N approvati.

La revisione 1 del SBD No. T-058, pubblicata il 20 giugno 2018 e riportata in allegato "C", richiede l'applicazione di un inibitore di corrosione sulla filettatura dell'occhiello di assemblaggio; questa azione è intesa come ulteriore strato di protezione dalla corrosione. Inoltre, Enstrom ha aggiornato i disegni di produzione per l'applicazione dell'inibitore di corrosione (in particolare MIL-PRF-23377) sulle estremità dell'occhiello.

Alla data del 7 gennaio 2019, la Enstrom ha comunicato di aver ricevuto *feed back* da 85 elicotteri (per un totale di oltre 300 componenti), di cui 13 riportavano corrosione. La Enstrom ha quindi acquisito i componenti suddetti per ulteriori analisi e ha concluso che, dei 13 *rod end*, 2 non avevano segni di corrosione, 3 presentavano corrosione ma non nell'area interessata, 3 non sono stati ricevuti. I 5 rimanenti presentavano un certo livello di corrosione dell'area interessata, catalogata leggera o molto leggera, ma comunque presente.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

Non pertinente.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Testimonianze

Durante il sopralluogo operativo effettuato il giorno 11 maggio 2017, l'ANSV ha ascoltato tre testimoni oculari dell'evento, che si trovavano nei punti riportati in figura 13.

Le testimonianze, oltre a indicare con precisione l'ora dell'incidente, concordano nell'aver notato quanto segue:

- l'elicottero procedeva con un andamento ritenuto "irregolare/strano";
- il distacco, in volo, di parti dell'elicottero;
- l'esplosione dello stesso.

Il punto di impatto risultava fuori dal campo visivo dei testimoni. Una seconda esplosione veniva avvertita da quelli più prossimi alla zona dell'incidente.

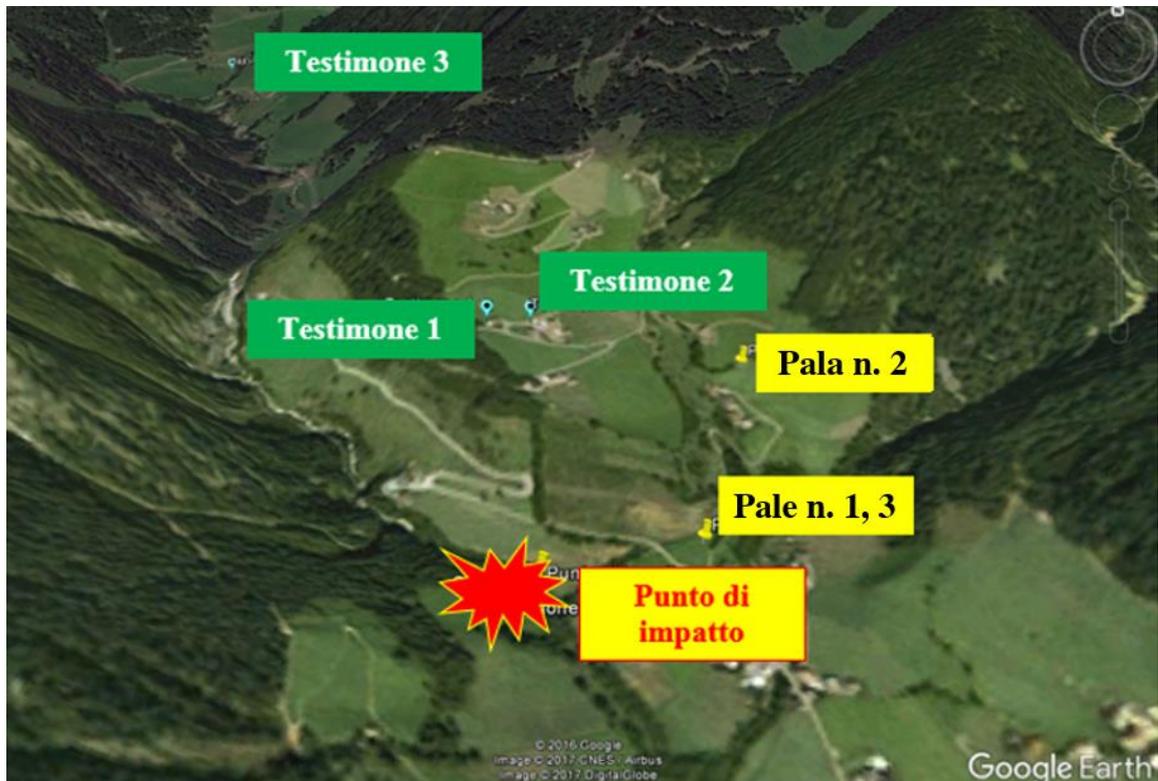


Figura 13: posizione dei testimoni oculari dell'incidente.

Testimone 1

Trattasi della proprietaria dell'abitazione presso la quale è caduta la prima pala. Al momento dell'incidente si trovava in compagnia della figlia, seduta su una panchina a monte della casa. Ha sentito l'elicottero in avvicinamento e ha alzato gli occhi, vedendo l'elicottero «andare storto» (oscillare) e, poco dopo, esplodere in volo, per poi precipitare in fiamme. Ha confermato di aver visto cadere parti dell'elicottero in volo, ma dopo l'esplosione. Ha quindi immediatamente chiamato i soccorsi, notando l'ora sul cellulare che indicava le 13.44' locali.



Foto 30: fotografia geo-referenziata del punto di osservazione del testimone 1.

Testimone 2

Trattasi di un contadino, che si trovava all'interno di un fienile. Ha sentito l'elicottero avvicinarsi e si è sporto da una piccola apertura, da dove ha potuto vedere l'incidente.

Grazie alla visione ristretta del punto di osservazione e ai riferimenti indicati dal testimone, è stato possibile definire con una precisione accettabile la traiettoria finale dell'elicottero.

La descrizione dell'evento rispecchia e conferma quanto detto dal testimone 1 in termini di sequenza degli eventi e di orario; ha inoltre dichiarato di aver visto due pezzi separarsi dall'elicottero prima dell'esplosione e successiva caduta in rotazione della cellula in fiamme.



Foto 31: punto di osservazione del testimone 2.

Testimone 3

Trattasi di una giovane, che si trovava nella frazione di Dun e che ha potuto osservare l'elicottero sorvolare il paese in direzione di Fundres, notando forti oscillazioni dello stesso. Superando il costone, all'altezza dell'antenna del trasmettitore di Fundres, la testimone notava il distacco di un pezzo «grande e sottile». Poco dopo l'elicottero spariva alla vista dietro la collina. Successivamente udiva un forte boato e notava una grossa colonna di fumo.

1.18.2. Attività manutentiva sul rotore principale

L'ultima attività manutentiva sul rotore principale era stata effettuata, in data 10 maggio 2016, presso la sede di una ditta inglese durante l'ispezione delle 100 ore/annuale, come riportato dal *workpack* ref. HG4333 della medesima ditta. Tale ispezione aveva incluso l'ispezione degli *hydraulic damper*. Nella stessa occasione era stata effettuata anche la sostituzione dei *T/T strap*, che avevano raggiunto la scadenza calendariale di utilizzo (tre anni), per cui i *damper* erano stati rimossi, senza peraltro rivelare alcun difetto, dopodiché erano stati re-installati utilizzando la bulloneria pre-esistente.

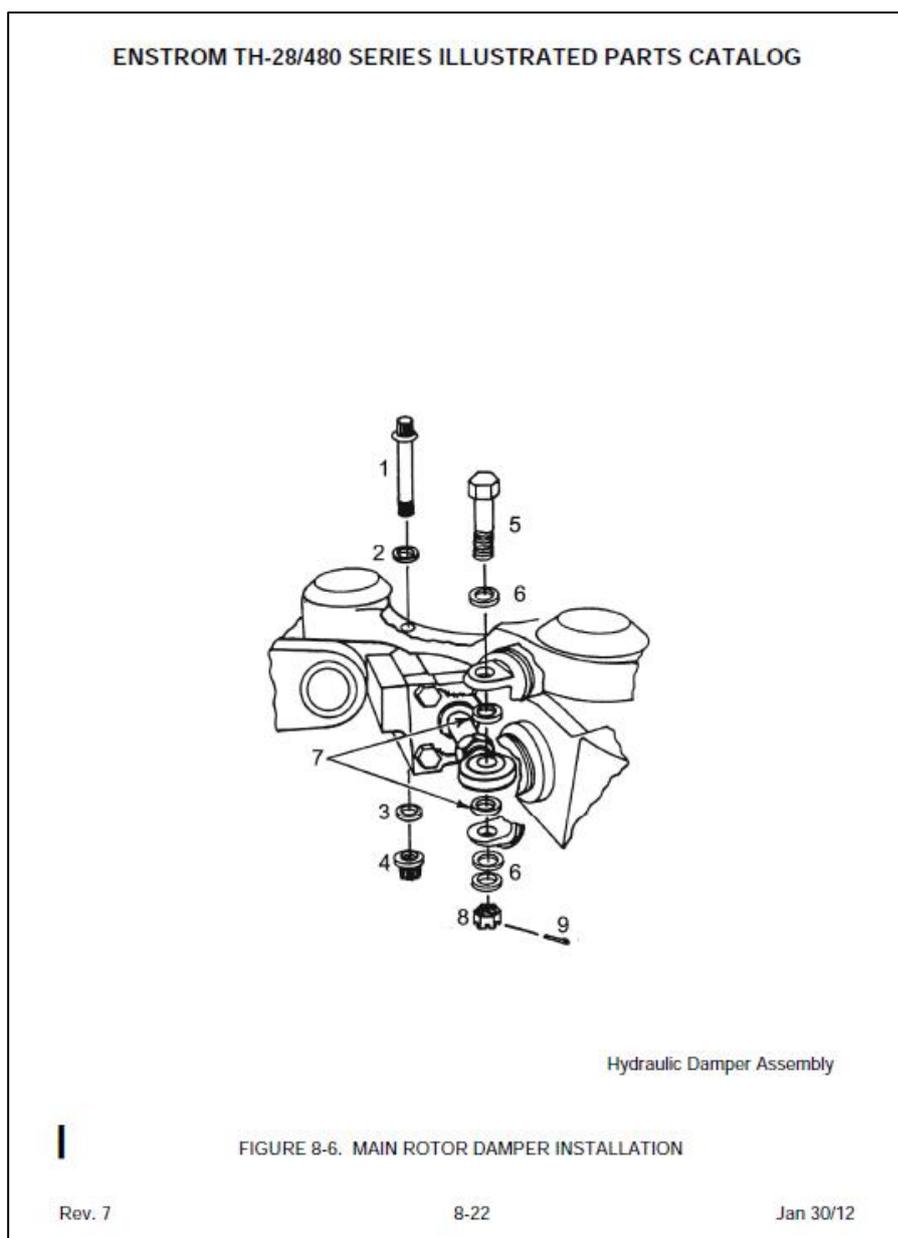


Figura 14: particolare dell'installazione dell'*hydraulic damper* (tratto dall'*Enstrom TH-28/480 Series Illustrated Part Catalog*).

1.18.3. Condizioni di ricovero dell'elicottero

Da una ricerca effettuata volta a verificare le condizioni di utilizzo dell'elicottero si è potuto constatare che esso stazionava, normalmente, nell'area di Riparbella (PI) e che l'attività di volo era svolta prevalentemente nella zona circostante. Dai dati forniti dal gestore dell'aeroporto di Marina di Campo (LIRJ) risultano, infatti, due voli del N480W nel 2017 e cinque voli nel 2016, provenienti da Riparbella o da Cecina.

Il *Manuale operativo* dell'elicottero richiama espressamente le azioni da effettuare per ridurre i danni dovuti alle operazioni a bassa quota in ambiente marino (figura 15). In particolare, la

località ove stazionava l'elicottero era a circa 7 NM dalla linea di costa e, dall'analisi del libretto dell'elicottero, risulterebbe che vari voli siano stati condotti verso l'Isola d'Elba.

9-7. Flight Over Salt Water

1. Salt spray in turbine engines may result in a deterioration in performance as well as a loss in compressor stall margin. Flight in a salt water environment below 500 feet/152 meters AGL and near a large body of salt water will also have an impact on engine health. Following any exposure to a salt water environment, ie. hovering over salt water or flight operations within 5 nautical miles of an ocean coastline below 500 feet/152 meters AGL, appropriate entries should be made in the aircraft log book reflecting flight altitudes, duration of exposure, and other pertinent information so that maintenance personnel can perform an engine compressor wash and rinse the airframe with fresh water.

Figura 15: estratto relativo alle operazioni di volo sul mare dall'*Enstrom 480B Operator's Manual and FAA Approved Rotorcraft Flight Manual*.

Inoltre, il *Maintenance Manual* dell'elicottero indica le seguenti misure preventive per il controllo della corrosione: «The airframe is fabricated of high strength aluminum and steel alloys and should be inspected regularly for signs of corrosion. Any areas where the protective finishes may have been scuffed, scratched, chipped, or worn off should be treated temporarily to control the onset of corrosive action. Then at the earliest convenience a permanent refinish of the area should be accomplished. Another very important step in any corrosion prevention program is regularly scheduled washing and waxing of the aircraft surfaces.

It is extremely important that the main rotor and tail rotor blade coatings be maintained and protected against oxidation, erosion, and atmospheric residues which are continually attacking these components during their service life. Once this coating is breached and corrosive action is allowed to propagate unchecked, premature bond line corrosion will occur resulting in early retirement of these components. Refer to the appropriate paragraphs in Section 9 of this manual for the inspection and repair procedures for the main and tail rotor blades. In coastal areas or wherever the air has a high moisture content, blade tape can be installed on the leading edge of the main rotor blades to help prevent the leading edge and bond line corrosion from

occurring. In coastal areas, it is recommended that the blade tape be installed when the aircraft is placed into service.».

Nel giugno 2016 un tecnico della ditta inglese che si occupava della manutenzione dell'elicottero si era recato presso la località di Riparbella dove era stazionato l'elicottero, per un controllo al sistema di condizionamento, che aveva presentato un malfunzionamento durante il volo. In tale occasione l'elicottero era stato notato parcheggiato all'aperto, senza riparo e ad una temperatura ambientale elevata.

1.18.4. Limiti operativi di quota

Il *Manuale operativo* dell'elicottero, al paragrafo 1-12, riporta quanto segue: «1. The maximum approved operating altitude of the helicopter is 13,000 feet density altitude at gross weights up to 2,850 pounds (1,295.4 kg). From gross weights between 2,851 to 3,000 pounds (1,295.9 to 1,363.6 kg), the maximum approved operating altitude is 10,000 feet density altitude.».

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

Non pertinente.

CAPITOLO II

ANALISI

2. GENERALITÀ

Di seguito vengono analizzati gli elementi oggettivi acquisiti nel corso dell'inchiesta, descritti nel capitolo precedente.

L'obiettivo dell'analisi consiste nello stabilire un nesso logico tra le evidenze acquisite e le conclusioni.

2.1. QUALIFICHE DEL PILOTA

Dall'analisi della documentazione relativa al pilota risulta che egli fosse in possesso di una licenza di pilotaggio rilasciata dalla FAA il 16 aprile 2010, in corso di validità, che era stata emessa a seguito della convalida di una licenza austriaca a sua volta rilasciata nel novembre 1975; è risultato tuttavia impossibile reperire informazioni certe relativamente a quest'ultimo titolo⁴.

Non si ha inoltre contezza della data dell'ultimo *proficiency check* per il rinnovo dell'abilitazione "*rotorcraft-helicopter*": le ricerche effettuate tramite la FAA e l'autorità dell'aviazione civile austriaca non hanno rivelato alcun elemento relativo alla suddetta attività di verifica.

Dalla documentazione in possesso dalla FAA si evince che il pilota fosse in possesso di un certificato medico aeronautico in corso di validità, rilasciato in data 27 maggio 2016.

Dalle ore di volo dichiarate in occasione di tale visita medica e dalla dichiarazione resa dalla moglie risulterebbe che egli avesse una esperienza di volo di oltre trent'anni, con all'attivo 3425h di volo totali, di cui 35h effettuate nei 6 mesi precedenti la visita medica. Sul luogo dell'incidente è stato rinvenuto un *pilot log book* in cui risultavano registrate circa 360h di volo totali, di cui 10h 30' nel periodo 26.9.2016-14.3.2017 relative a brevi voli locali e due trasferimenti a Genova e San Vigilio (BZ).

Sebbene non si sia potuta accertare la data dell'ultimo *proficiency check*, e, di conseguenza, la validità dell'abilitazione del pilota, parrebbe tuttavia improbabile che egli svolgesse l'attività di volo con una abilitazione scaduta mentre rinnovava regolarmente la propria certificazione medica⁵.

⁴ Al riguardo si veda quanto precisato nella nota 1.

⁵ Le ricerche effettuate nel corso dell'inchiesta di sicurezza per determinare se il pilota avesse effettuato i previsti *proficiency check* hanno evidenziato una criticità nel sistema di trascrizione delle abilitazioni a livello internazionale.

Dalle evidenze acquisite, si ritiene comunque che egli avesse l'esperienza e la capacità necessarie per effettuare il volo pianificato. Peraltro risulta evidente la conoscenza delle zone sorvolate e la dimestichezza con le prestazioni dell'elicottero, comprovate dalla rotta registrata sul *laptop*, da cui si evince, tra l'altro, la spirale in salita per acquisire la quota necessaria al superamento della catena montuosa che lo avrebbe riportato verso il passo del Brennero (punto di riporto obbligatorio per l'ingresso nella FIR di Innsbruck) senza eccedere le limitazioni di quota dell'elicottero riportate nel *Manuale operativo*.

2.2. PREPARAZIONE E CONDOTTA DEL VOLO

Dall'analisi delle evidenze acquisite è risultato che l'attività di volo con l'elicottero Enstrom N480W venisse condotta principalmente da un agriturismo in località Riparbella, per cui veniva comunicata alla locale stazione dei Carabinieri l'apertura di una elisuperficie occasionale come previsto dalla Circolare ENAC APT-36. Tale è il caso del volo Riparbella-Bolzano effettuato nella mattina dell'incidente. Si trattava di un trasferimento in VFR condotto senza note di rilievo.

Durante lo scalo tecnico presso l'aeroporto di Bolzano l'elicottero è stato rifornito, portando il peso dell'elicottero a circa 2800 libbre stimate, quindi entro i limiti del MTOW.

Il piano di volo VFR presentato dal pilota prevedeva un decollo dall'aeroporto di Bolzano (LIPB) alle ore 11.00' con destinazione Linz (LOWL), con rotta via BRENO (passo del Brennero), ELLNAU, GRIESENNAU ed uno stimato del BRENO dopo 25' di volo.

Dalle trascrizioni delle comunicazioni radio con l'AFIU di Bolzano risulta che il decollo dall'aeroporto di Bolzano sia avvenuto alle 11.05' e che il pilota abbia comunicato l'intenzione di lasciare lo spazio aereo in direzione N-E via Castelletto (punto di riporto PBE 1). La rotta più diretta verso il passo del Brennero sarebbe stata via Sarentino (punto di riporto PBN 1), a Nord dell'aeroporto; ciò farebbe supporre che il pilota avesse deciso di effettuare una deviazione, presumibilmente per scopi turistici approfittando del tempo meteorologico favorevole. La rotta, registrata sul *tablet* del pilota rinvenuto nel luogo dell'incidente, ha seguito la valle dell'Isarco in direzione di Bressanone, proseguendo in val Pusteria per Brunico e successivamente in val di Tures, dove ha effettuato una spirale guadagnando quota per superare la catena montuosa e riportarsi, presumibilmente, in direzione del Brennero, punto di riporto al confine FIR. Dall'analisi della rotta risulta che la zona montuosa di maggiore elevazione superata dall'elicottero fosse sui 2600 m (8530 piedi), all'interno

dell'involuppo di volo riportato sul *Manuale operativo*, che impone il limite di 10.000 piedi per un peso superiore a 2850 libbre (1295,4 kg) e di 13.000 piedi per un peso inferiore.

Giunto in prossimità della frazione di Dun (BZ), l'elicottero ha subito il distacco della prima pala, seguito da quello della testa del rotore con le altre due pale, che ha portato alla totale perdita di controllo fino al contatto con il terreno, come descritto nel capitolo precedente.

Dall'analisi della dinamica dell'incidente e delle dichiarazioni dei testimoni si ritiene plausibile che il pilota non abbia avuto il tempo di tentare alcuna manovra di emergenza dal momento in cui si è reso conto dell'avaria.

2.3. FATTORE AMBIENTALE

Dall'analisi delle evidenze acquisite si evince l'esistenza di una situazione meteorologica compatibile con il volo VFR, senza particolari fenomeni nel periodo relativo all'incidente.

Le condizioni meteorologiche non presentavano quindi elementi di criticità correlabili con la dinamica dell'incidente.

2.4. FATTORE TECNICO

La mappa di dispersione dei reperti è coerente con un distacco in volo della pala identificata come n. 2.

L'analisi del relitto ha evidenziato l'assenza di uno dei *dampers*, non rinvenuto a seguito dell'incidente.

I frammenti dei relativi organi di collegamento, *bolt* e *lug*, erano ancora presenti nella struttura della testa del rotore principale e sono stati sottoposti a *failure analysis*.

L'elevato e stratificato grado di corrosione del *lug* è altresì compatibile con un processo ossidativo cominciato ben prima dell'evento, verosimilmente innescato dalla mancanza dello strato di cadmiatura previsto in corrispondenza della filettatura.

La natura dei danneggiamenti riscontrati sulla superficie di rottura del *bolt* (vistosi martellamenti) lascia ipotizzare che questa rottura debba essersi ingenerata prima dell'incidente o comunque nella immediatezza del distacco del *dumper*. Tale ipotesi è supportata dal fatto che nell'area di installazione del *bolt* (l'interno della testa rotore) il contatto accidentale con altre parti durante l'*in-flight break up* risulta remoto. Pertanto, lo schiacciamento della superficie di rottura deve essere avvenuto durante il normale servizio o comunque contemporaneamente al distacco del *dumper* stesso ad opera della superficie di rottura del *bolt* complementare.

Da uno studio condotto dal costruttore Enstrom è plausibile supporre che, dopo la separazione del *damper* della pala n. 1 a seguito della rottura dei relativi *bolt* e *lug*, il *damper* stesso possa essere rimasto intrappolato nei punti di fissaggio delle pale n. 1 e n. 2, producendo forti sollecitazioni sulla pala n. 2 e sovraccaricando il relativo *T-T strap* fino alla rottura. Il successivo squilibrio avrebbe indotto l'*in-flight break-up* dell'elicottero, con la separazione della testa del rotore con le due rimanenti pale. La seconda pala (la n. 3) si sarebbe staccata dalla testa del rotore in seguito all'impatto con il terreno. L'inchiesta di sicurezza non è stata in grado di avvalorare altre possibili ipotesi rispetto a quella sopra rappresentata.

2.5. FATTORE UMANO

Dall'analisi dei fattori che hanno contribuito al verificarsi dell'incidente appare evidente come la componente "tecnica" sia stata determinante e che, come detto precedentemente, il pilota non abbia avuto il tempo di tentare alcuna manovra di emergenza dal momento in cui si è reso conto dell'avaria. Tuttavia, si possono riscontrare alcuni possibili elementi legati al fattore umano nell'area manutentiva e gestionale, che potrebbero aver concorso alla dinamica dell'incidente.

Fattore umano in ambito manutentivo. Il mancato riconoscimento, da parte del personale manutentivo, dei segni di deterioramento, che verosimilmente potevano essere già presenti sugli organi di fissaggio dell'*hydraulic damper* alla data dell'ultima ispezione, potrebbe aver indotto a riutilizzare, in fase di riassettaggio, il *bolt* e *lug* che hanno poi originato l'incidente. Va comunque precisato che, in assenza di ausili strumentali quali lenti di ingrandimento e specchio per le ispezioni (come indicato nel citato SDB), è verosimile che fosse di difficile individuazione la presenza di cricche sui suddetti organi di fissaggio, al pari del deterioramento della cadmiatura e/o presenza di corrosione nelle gole della filettatura del *lug*.

Fattore gestionale. Il presumibile ricovero del mezzo all'aperto potrebbe aver agevolato gli effetti deterioranti dovuti alle condizioni ambientali e alla vicinanza con il mare, facilitando l'insorgere del fenomeno di corrosione della bulloneria utilizzata per il fissaggio dell'*hydraulic damper* del rotore principale.

CAPITOLO III CONCLUSIONI

3. GENERALITÀ

In questo capitolo sono riportati i fatti accertati nel corso dell'inchiesta e le cause dell'evento.

3.1. EVIDENZE

- Il pilota era in possesso di un certificato medico in corso di validità e di una licenza di pilotaggio rilasciata dalla FAA.
- Il pilota aveva dimestichezza con l'elicottero marche N480W e con l'area geografica dell'incidente.
- Il pilota aveva effettuato un volo la mattina senza riportare alcuna anomalia.
- La situazione meteorologica era ottimale e non presentava elementi di rischio per il volo pianificato.
- L'elicottero era adeguatamente equipaggiato per il volo e le manutenzioni erano state effettuate in accordo alla normativa vigente e alle procedure approvate dalla FAA.
- L'ultima ispezione effettuata sul rotore principale, con lo smontaggio dei *dampers*, era stata eseguita un anno prima dell'incidente.
- Non sono emerse evidenze che facciano ritenere che l'elicottero sia stato condotto al di fuori delle limitazioni di quota specificate dal *Manuale operativo*.
- Il volo è avvenuto regolarmente fino all'evento caratterizzato dal *break-up* in volo.
- Non sono emerse evidenze che facciano ritenere che prima dell'evento si siano verificate avarie all'elicottero che possano aver allertato il pilota dell'imminente *break-up* in volo.
- La pala n. 2 è stata ritrovata a circa 500 m dal relitto principale.
- Il *dampers* della pala n. 1 non è stato ritrovato.
- I relativi organi di collegamento presentavano caratteristiche morfologiche delle superfici di rottura riconducibili a meccanismi di rottura progressivi.
- L'analisi chimica semi-quantitativa ha evidenziato la carenza di cadmiatura all'interno delle gole della filettatura del *lug* e, in corrispondenza delle stesse, un elevato grado di corrosione, al pari di quella riscontrata sulla superficie di rottura.

- L'analisi del costruttore ha dimostrato che se il *damper*, dopo la rottura del *bolt* e del *lug*, fosse rimasto intrappolato nei punti di fissaggio delle pale adiacenti, ciò avrebbe potuto indurre sollecitazioni elevate e anormali sui relativi *T-T strap*.
- Il *break-up* in volo è stato innescato dal distacco e possibile interferenza dell'*hydraulic damper* della pala n. 1 del rotore principale.
- Le vibrazioni dovute al distacco e possibile interferenza dell'*hydraulic damper* hanno provocato la rottura del *T-T strap* e la conseguente separazione della pala n. 2 del rotore principale.
- Il *break-up* in volo è proseguito con il distacco della testa del rotore con le due pale rimanenti ancora solidali. La pala n. 3 si sarebbe separata dal rotore principale per cedimento del relativo *T-T strap* al contatto con il terreno.
- L'elicottero è precipitato con traiettoria balistica fino al punto di impatto con il suolo.
- Prima del contatto con il suolo la cellula dell'elicottero, in caduta balistica e con assetto rovesciato, impattava una linea elettrica di media tensione.
- L'incendio dell'elicottero potrebbe essere iniziato in volo come effetto del *break-up* per poi proseguire dopo l'impatto con il suolo.

3.2. CAUSE

La causa dell'incidente è riconducibile al fattore tecnico. La perdita di controllo in volo è dipesa infatti dal distacco e possibile interferenza dell'*hydraulic damper* della pala n. 1 del rotore principale. Tale distacco si è verificato per il cedimento degli organi di collegamento, *bolt* e *lug*, dovuto alla corrosione del *lug*, verosimilmente innescata dalla mancanza dello strato di cadmiatura previsto in corrispondenza della filettatura.

Non si può escludere che abbiano contribuito all'incidente:

- il mancato riconoscimento, da parte del personale manutentivo, del deterioramento dello stato protettivo di cadmiatura sugli elementi di fissaggio dell'*hydraulic damper*, che sarebbe potuto essere presente già prima della manutenzione programmata;
- la permanenza dell'elicottero all'aperto in prossimità della costa, favorendo così la corrosione dei suddetti elementi di fissaggio.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV ritiene necessario emanare la seguente raccomandazione di sicurezza.

4.1 RACCOMANDAZIONE ANSV 12/539-17/1/A/20

Tipo di raccomandazione: -.

Motivazione: l'inchiesta di sicurezza ha evidenziato come sia verosimile che l'innesco dell'*in-flight break-up* sia dovuto al distacco dell'*hydraulic damper* della pala n. 1 del rotore principale.

La *failure analysis* sui punti di connessione di tale componente al rotore principale ha evidenziato la presenza di estesi fenomeni corrosivi sul *bolt* e sul *lug*, compatibili con fenomeni iniziati e che si sono evoluti prima dell'incidente. Per il *lug*, in particolare, è stata riscontrata la mancanza della cadmiatura prevista nelle gole della filettatura. La superficie di rottura osservata si è sviluppata proprio in corrispondenza di una gola e anche nelle altre, dove mancava la cadmiatura, erano presenti fenomeni corrosivi in atto.

La manutenzione effettuata al rotore principale prevede l'osservazione di tali componenti e l'eventuale sostituzione solo quando gli stessi siano considerati non conformi. È tuttavia verosimile che nel caso dell'evento in questione, al momento dell'ispezione, la corrosione fosse poco visibile o assente. Inoltre è difficile identificare mediante ispezione visiva il corretto strato di cadmiatura all'interno delle gole di una bullonatura.

Lo SDB emanato durante l'inchiesta dell'ANSV, a seguito delle evidenze emerse a valle della *failure analysis*, ha fatto emergere l'esistenza di 5 ulteriori casi comprovati alla data del 7 gennaio 2019. Tale numero, pur esiguo se rapportato al totale dei componenti di tale tipologia utilizzati sugli Enstrom 480, conferma la possibilità prospettata nell'analisi sopra riportata.

Destinataria: FAA.

Testo: si raccomanda di coordinare con il costruttore dell'elicottero un emendamento delle procedure manutentive da applicare in fase di ispezione del *main rotor*, in modo da rendere *mandatory* la sostituzione dei P/N ECD091-1 e P/N NAS 626-58 (assieme al relativo dado FN22M-624 e rondella WP22-6) con equivalenti nuovi componenti, la cui rispondenza a specifica, in particolare quella di resistenza agli agenti ambientali, sia quindi garantita.

ELENCO ALLEGATI

ALLEGATO “A”:	SDB n. T-058.
ALLEGATO “B”:	AD FAA 2017-26-03.
ALLEGATO “C”:	SDB n. T-058 rev. 1.



ENSTROM
HELICOPTER CORPORATION

2209 22nd Street Enstrom-Helicopter.com
Menominee, Michigan F 906-863-1200
49858 USA F 906-863-6821

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. T-058

Page 1 of 3

- DATE: August 2, 2017
1. SUBJECT: Rod End Inspection
 2. MODEL: TH-28, 480, and 480B
 3. EFFECTIVITY: All S/N
 4. BACKGROUND:

Enstrom has received a report of a failed rod end bearing assembly of one of the hydraulic damper assemblies of the main rotor system. Analysis of the rod end revealed corrosion in the root of the threads.

There are multiple vendor part numbers that are approved for the rod end bearing assembly. This Service Directive Bulletin (SDB) requires an inspection for corrosion in the roots of the threads of a specific vendor part number rod end bearing assembly installed in the main rotor hydraulic damper assemblies.
 5. COMPLIANCE:

Within the next 5 hours, inspect all P/N ECD091-1 rod end bearing assemblies for corrosion in accordance with paragraph 6.
 6. INSPECTION:

NOTE

Perform all maintenance in accordance with the TH-28/480 Series Maintenance Manual (MM).

 - 6.1 Locate the rod end bearing assembly for each of the three hydraulic damper assemblies.
 - 6.2 Determine if the installed rod end bearing assembly is P/N ECD091-1.
 - 6.2.1 Inspect for P/N ECD091-1 and P/N 09455-01-824-08E-011 etched on the banjo O.D. Use an inspection mirror to inspect the far side of the rod end hidden from view.
 - 6.2.2 If so marked, proceed to step 6.3 to continue with inspection procedures or see paragraph 13.2.

August 2, 2017

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. T-058

Page 2 of 3

- 6.2.3 If the identification marked on the rod end bearing assembly does not match the P/Ns listed in 6.2.1, no further action is required.
- 6.2.4 If no marking exists or is illegible, proceed to step 6.3 to continue with inspection procedures or see paragraph 13.2.
- 6.3 Remove the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-26.
- 6.4 Remove the rod end from the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-27, Step A.

NOTE

Remove any grime from the thread root with a non-metallic brush, pick, or similar tool.

- 6.5 Using a bright light source and magnifying glass (5X or greater), inspect for corrosion in the root of the thread (Figure 1c).
- 6.5.1 Turn the jam nut as necessary to enable inspection of the exposed thread area and the thread area under the jam nut.

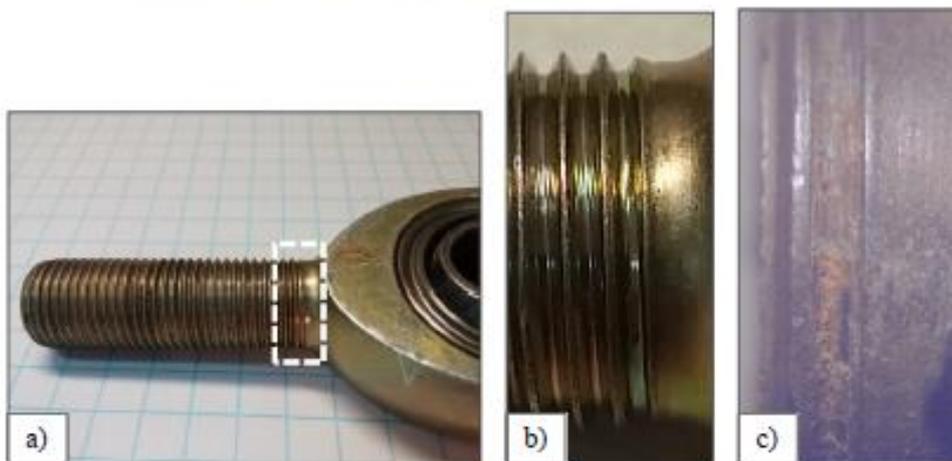


Figure 1. a) Rod end assembly (removed for clarity), area within the box is representative of photo b) and c) area); b) Airworthy rod end (as installed); c) unairworthy rod end with thread root corrosion

- 6.6 If no corrosion is present, no further action is required.
- 6.6.1 Assemble the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-30 Steps S through T.
- 6.6.2 Install the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-31.

6.7 If corrosion is present, the rod end must be replaced with an airworthy rod end before further flight.

6.8 Report the results of the inspection to Enstrom Product Support.

6.8.1 Be prepared to provide the following information:

Helicopter Model:	S/N:	Total Time:
Owner:		
Address:		
Phone:	Email:	

7. PARTS: For replacement.

Description	Acceptable Part Number	Quantity
Rod End Bearing Assembly	ECD091-1 (Note 1)	3 (A/R)
<u>Notes:</u>		
(1) Vendor P/N 09455-01-824-08E-011 is restricted from service if purchased from Enstrom prior to July 31, 2017		

8. SPECIAL TOOLS: N/A

9. MAN-HOURS: Inspection – 1 hour

10. WARRANTY: Per Enstrom Helicopter Warranty policy

11. WEIGHT CHANGE: N/A

12. LOG BOOK ENTRY: Enter compliance with this SDB in the aircraft maintenance records.

13. REPETITIVE ACTION:

13.1 If a rod end is so marked per paragraph 6.2.1 or 6.2.4, inspect the rod end bearing assembly in accordance with the requirements of this SDB at every 100 hour/annual inspection.

13.2 Replacing a rod end so marked per paragraphs 6.2.1 or 6.2.4 with a new airworthy rod end terminates the repetitive action of this SDB.



FAA
Aviation Safety

AIRWORTHINESS DIRECTIVE

www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/
www.gpoaccess.gov/fr/advanced.html

2017-26-03 The Enstrom Helicopter Corporation: Amendment 39-19134; Docket No. FAA-2017-1191; Product Identifier 2017-SW-046-AD.

(a) Applicability

This AD applies to the Enstrom Helicopter Corporation (Enstrom) Model F-28, F-28A, F-28C, F-28C-2, F-28C-2R, F-28F, F-28F-R, TH-28, 280, 280C, 280F, 280FX, 480, and 480B helicopters, certificated in any category, with a rod end bearing assembly (bearing assembly) P/N 01-824-08E-011, 09455-01-824-08E-011, ECD091-1, ASMK8T, M81935/1-08K, MS21242S8K, or MTK8 installed.

(b) Unsafe Condition

This AD defines the unsafe condition as corrosion on a bearing assembly rod end thread. This condition could result in a crack in the bearing assembly, failure of the rod end resulting in loss of a main rotor blade, and loss of control of the helicopter.

(c) Effective Date

This AD becomes effective January 4, 2018.

(d) Compliance

You are responsible for performing each action required by this AD within the specified compliance time unless it has already been accomplished prior to that time.

(e) Required Actions

(1) Within 5 hours time-in-service (TIS), using a 5X or higher power magnifying glass, inspect each main rotor damper bearing assembly for corrosion on the threaded portion of the rod end as shown in Figure 1 of Enstrom Service Directive Bulletin (SDB) No. 0127, Revision 1, dated October 6, 2017 (SDB 0127), for Model F-28, F-28A, F-28C, F-28C-2, F-28C-2R, F-28F, F-28F-R, 280, 280C, 280F, and 280FX helicopters or Enstrom SDB No. T-058, dated August 2, 2017 (SDB T-058), for model TH-28, 480, and 480B helicopters, as appropriate for your model helicopter. If there is any corrosion, before further flight, replace the bearing assembly.

(2) For Model F-28, F-28A, F-28C, F-28C-2, F-28C-2R, F-28F, F-28F-R, 280, 280C, 280F, and 280FX helicopters, within 5 hours TIS, using a 5X or higher power magnifying glass, inspect each belt tension shaft rod end bearing assembly for corrosion on the threaded portion of the rod end as shown in Figure 1 of SDB 0127. If there is any corrosion, before further flight, replace the bearing assembly.

(3) Within 10 days after completing the inspections required by paragraph (e)(1) and (e)(2) of this AD, report the findings of each inspection, including the helicopter owner, address, telephone number, email address, helicopter model, helicopter registration number, date of inspection, total hours TIS of the helicopter, total hours TIS of the bearing, bearing assembly serial number, location

of any corrosion, and a description of any corrosion, by mail or email to the individual listed in paragraph (g)(1) of this AD.

(f) Paperwork Reduction Act Burden Statement

A federal agency may not conduct or sponsor, and a person is not required to respond to, nor shall a person be subject to a penalty for failure to comply with a collection of information subject to the requirements of the Paperwork Reduction Act unless that collection of information displays a current valid OMB Control Number. The OMB Control Number for this information collection is 2120-0056. Public reporting for this collection of information is estimated to be approximately 30 minutes per response, including the time for reviewing instructions, completing and reviewing the collection of information. All responses to this collection of information are mandatory. Comments concerning the accuracy of this burden and suggestions for reducing the burden should be directed to the FAA at: 800 Independence Ave. SW, Washington, DC 20591, Attn: Information Collection Clearance Officer, AES-200.

(g) Alternative Methods of Compliance (AMOCs)

(1) The Manager, Chicago ACO Branch, Compliance and Airworthiness Division, Aircraft Certification Service, FAA, may approve AMOCs for this AD. Send your proposal to: Manzoor Javed, Senior Aerospace Engineer, Chicago ACO Branch, Compliance and Airworthiness Division, Aircraft Certification Service, FAA, 2300 East Devon Ave., Des Plaines, IL 60018; telephone (847) 294-8112; email manzoor.javed@faa.gov.

(2) For operations conducted under a 14 CFR part 119 operating certificate or under 14 CFR part 91, subpart K, we suggest that you notify your principal inspector, or lacking a principal inspector, the manager of the local flight standards district office or certificate holding district office before operating any aircraft complying with this AD through an AMOC.

(h) Subject

Joint Aircraft Service Component (JASC) Code: 6200 Main Rotor System.

(i) Material Incorporated by Reference

(1) The Director of the Federal Register approved the incorporation by reference of the service information listed in this paragraph under 5 U.S.C. 552(a) and 1 CFR part 51.

(2) You must use this service information as applicable to do the actions required by this AD, unless the AD specifies otherwise.

(i) Enstrom Service Directive Bulletin No. 0127, Revision 1, dated October 6, 2017.

(ii) Enstrom Service Directive Bulletin No. T-058, dated August 2, 2017.

(3) For Enstrom service information identified in this AD, contact Enstrom Helicopter Corporation, 2209 22nd Street, Menominee, MI; telephone (906) 863-1200; fax (906) 863-6821; or at www.enstromhelicopter.com.

(4) You may view this service information at FAA, Office of the Regional Counsel, Southwest Region, 10101 Hillwood Pkwy, Room 6N-321, Fort Worth, TX 76177. For information on the availability of this material at the FAA, call (817) 222-5110.

(5) You may view this service information that is incorporated by reference at the National Archives and Records Administration (NARA). For information on the availability of this material at NARA, call (202) 741-6030, or go to: <http://www.archives.gov/federal-register/cfr/ibr-locations.html>.

Issued in Fort Worth, Texas, on December 11, 2017.



ENSTROM
HELICOPTER CORPORATION

2209 22nd Street Enstrom-helicopter.com
Menominee, Michigan P 906-863-1200
49858 USA F 906-863-6821

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. T-058

Revision 1

Page 1 of 4

DATE: June 20, 2018

1. SUBJECT: Rod End Inspection

2. MODEL: TH-28, 480, and 480B

3. EFFECTIVITY: All S/N

4. BACKGROUND:

Enstrom has received a report of a failed rod end bearing assembly of one of the hydraulic damper assemblies of the main rotor system. Analysis of the rod end revealed corrosion in the root of the threads.

This Service Directive Bulletin (SDB) requires an inspection for corrosion in the threads of the rod end bearing assemblies that are installed in the main rotor hydraulic damper assemblies.

5. COMPLIANCE:

If previously complied with upon the initial release of this SDB or if the rod end is new, at the next scheduled 100 hour/annual inspection, inspect all P/N ECD091-1 rod end bearing assemblies for corrosion in accordance with paragraph 6.

If not previously complied with upon the initial release of this SDB, within 5 hours time-in-service, inspect all P/N ECD091-1 rod end bearing assemblies for corrosion in accordance with paragraph 6.

See also paragraph 13 regarding repetitive action.

6. INSPECTION:

NOTE

Perform all maintenance in accordance with the TH-28/480 Series Maintenance Manual (MM).

June 20, 2018

- 6.1 Remove the damper assembly and remove the rod end assembly (3 total rod end assemblies).
 - 6.1.1 Remove the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-26.
 - 6.1.2 Remove the rod end bearing assembly from the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-27, Step A.
 - 6.1.2.1 If the rod end and piston rotate together, use tool T-0005 to hold the piston.
- 6.2 Turn the jam nut down to enable inspection of 1-inch of thread length from the shank of the banjo.

NOTE

Remove any grime from the thread root with a non-metallic brush, pick, or similar tool.

- 6.3 Using a bright light source and magnifying glass (10X or greater), inspect for corrosion in the root of the thread (Figure 1c).
 - 6.3.1 If corrosion is evident, replace the rod end before further flight.
 - 6.3.1.1 Replace with an airworthy rod end treated with a corrosion inhibitor prior to installation (refer to paragraph 7 for parts). Apply the corrosion inhibitor in accordance with paragraph 6.4.
 - 6.3.2 If no corrosion is evident, proceed to step 6.4.

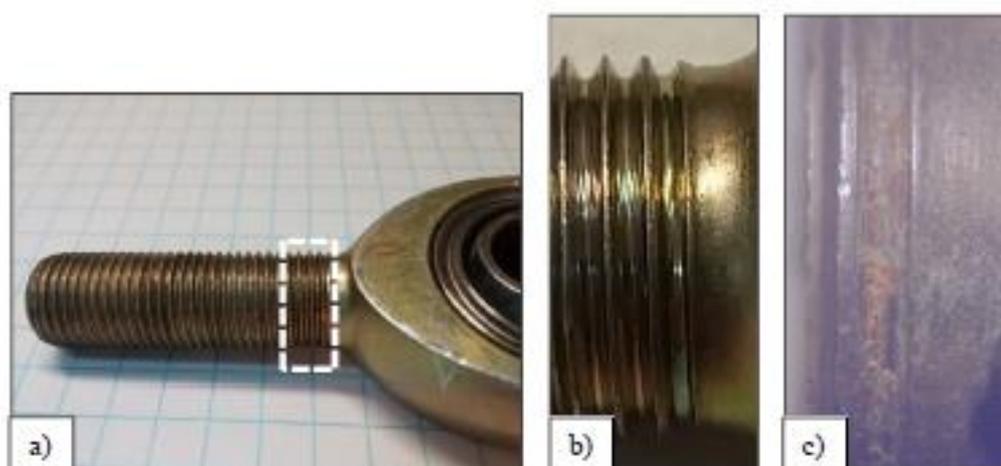


Figure 1. a) Rod end assembly (removed for clarity), area within the box is representative of photo b) and c) area); b) Airworthy rod end (as installed); c) unairworthy rod end with thread root corrosion.

NOTE

Refer to the Repetitive Action requirements (paragraph 13) prior to selecting or applying a corrosion inhibitor.

6.4 Apply corrosion inhibitor to the entire thread length of the rod end.

6.4.1 Approved corrosion inhibitors include:

6.4.1.1 MIL-PRF-23377 Type I Class C2 Epoxy Primer

6.4.1.2 MIL-PRF-23377 Type I Class N Epoxy Primer

6.4.1.3 ACF-50, or equivalent

CAUTION

Do not allow the epoxy primer to dry prior to assembly of the rod end.

CAUTION

Mask the bearing area prior to applying corrosion inhibitor to avoid damaging the bearing.

NOTE

Follow the manufacturer's instructions for corrosion inhibitor application.

6.4.2 Remove the jam nut to expose all the threads.

6.4.3 Refer to the manufacturer's instructions for application.

6.5 Install the rod end bearing assembly for each of the three hydraulic damper assemblies and install the damper assemblies.

6.5.1 Install the jam nut.

NOTE

Installing the nut will tend to wipe away inhibitor that was freshly applied. Re-apply to ensure complete coverage.

6.5.2 Re-apply corrosion inhibitor to the threads below the jam nut, as required.

6.5.3 Assemble the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-30, Steps S through T.

6.5.4 Re-apply corrosion inhibitor to the threads above the jam nut, as required.

June 20, 2018

6.5.5 Install the damper assembly in accordance with MM paragraph 9-31.

6.6 Perform a maintenance ground run in accordance with TH-28/480 Series MM paragraph 4-60.

7. PARTS: For replacement:

Description	Acceptable Part Number	Quantity
Rod End Bearing Assembly	ECD091-1	3 (A/R)

8. SPECIAL TOOLS: Tool T-0005

9. MAN-HOURS: Inspection – 1 hour

10. WARRANTY: Per Enstrom Helicopter Warranty policy

11. WEIGHT CHANGE: N/A

12. LOG BOOK ENTRY: Enter compliance with this SDB in the aircraft maintenance records.

13. REPETITIVE ACTION:

13.1 If corrosion inhibitor such as ACF-50 (or equivalent) was applied upon re-assembly, inspect the rod end threads for corrosion in accordance with paragraph 6 every bi-annual inspection.

13.2 If MIL-PRF-23377 Type I Class 2C or Class N Epoxy Primer was applied upon re-assembly, no repetitive action is required.