

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'elicottero
Robinson R22 Beta II marche di identificazione I-GPES,
in località Pegognaga (MN),
3 maggio 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, si identifica con l'autorità investigativa per la sicurezza dell'aviazione civile dello Stato italiano, di cui all'art. 4 del regolamento UE n. 996/2010 del Parlamento europeo e del Consiglio del 20 ottobre 2010. **Essa conduce, in modo indipendente, le inchieste di sicurezza.**

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

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

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

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

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

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

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

GLOSSARIO

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

ATO: Approved Training Organization.

ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.

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

(H): Helicopter

KIAS: IAS espressa in nodi (kt).

KT: nodo, miglio nautico all'ora.

ICAO/OACI: International Civil Aviation Organization, Organizzazione dell'aviazione civile internazionale.

LAPL: Light Aircraft Pilot License, licenza di pilota di aeromobili leggeri.

METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.

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

NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).

POH: Pilot's Operating Handbook.

PPL: Private Pilot License, licenza di pilota privato.

RPM: giri al minuto.

S/N: Serial Number.

UTC: Universal Time Coordinated.

TSN: Time Since New, tempo di funzionamento da nuovo.

TSO: Time Since Overhaul, tempo di funzionamento dalla revisione.

VDS: Volo da Diporto Sportivo, l'attività di volo effettuata con apparecchi VDS per scopi ricreativi, diportistici o sportivi, senza fini di lucro.

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

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

INCIDENTE

Elicottero Robinson R22 marche di identificazione I-GPES

Tipo dell'aeromobile e marche	Robinson R22 Beta II, marche I-GPES (Allegato "A", foto 1).
Data e ora	3 maggio 2019, 09.27' circa.
Luogo dell'evento	Zona industriale di Pegognaga (MN) in Via Guido Rossa 5, in prossimità di una ditta di autodemolizioni ed in punto di coordinate N 44° 59' 27" E 010° 50' 28".
Descrizione dell'evento	Il pilota, decollato alle ore 09.05' circa dall'aeroporto di Carpi (codice ICAO: LIDU) per un volo locale, effettuava alcuni sorvoli dell'area industriale di Pegognaga. Nel corso di tali manovre, l'elicottero precipitava al suolo alle ore 09.27'. All'incidente assistevano alcuni testimoni. Una telecamera di sorveglianza posizionata a circa 340 metri dal punto di impatto registrava alcune fasi del volo dell'elicottero, tra le quali gli ultimi due secondi di volo.
Esercente dell'aeromobile	Elicompany s.r.l., Carpi (MO).
Natura del volo	Turismo.
Persone a bordo	Il pilota, unico occupante a bordo, è deceduto all'impatto.
Danni all'aeromobile	Elicottero distrutto.
Altri danni	Danni ad una centralina del gas.
Informazioni relative al personale di volo	<p>Pilota: 37 anni, nazionalità italiana. In possesso di licenza PPL (H) rilasciata da ENAC il 17 ottobre 2018 in corso di validità. Certificato medico di classe 2/ LAPL, in corso di validità e senza limitazioni.</p> <p>Dai dati riportati sul <i>logbook</i> del pilota risulta che questi aveva, alla data del 30 aprile 2019 (ultimo volo registrato prima dell'incidente ed effettuato con elicottero R22 marche I-GPES) totalizzato 71 ore e 50' di volo su elicotteri, delle quali 54 ore e 55' <i>dual</i> e 16 ore e 55' come <i>pilot in command</i>.</p> <p>Sull'elicottero R22, sempre operando dall'ATO di Carpi, il pilota aveva effettuato un totale di 57 ore 15', comprensive sia delle ore <i>dual</i> sia di quelle come <i>pilot in command</i>.</p> <p>Aveva iniziato l'attività di volo su R22 per il conseguimento del PPL(H) presso l'ATO di Carpi l'anno precedente, in data 11 marzo 2018. L'esame pratico veniva sostenuto dopo avere totalizzato 50 ore 30' di volo in data 17 ottobre 2018 (1 ora e 30' di volo).</p> <p>Nei mesi successivi al conseguimento della licenza PPL(H), il pilota aveva effettuato 4 voli su R22 (rispettivamente a novembre ed a dicembre 2018 e a gennaio ed aprile 2019) per un totale di 5</p>

ore e 35' ed aveva conseguito l'abilitazione sempre presso il medesimo ATO su elicottero Bell 407 il 10 dicembre 2018 e su Bell 206 il 20 aprile 2019.

Il pilota era anche in possesso di attestato VDS, classe elicottero VDS monoposto, rilasciato in data 26 giugno 2018.

La copia del libretto di volo per ultraleggeri provvisti di motore intestato al pilota era riferita al 2018 e riportava un totale di 6 voli per un totale di 10 ore e 30', effettuati su elicottero ultraleggero auto-costruito (modello derivato ed analogo ad un R22).

L'esame autoptico ha permesso di escludere che all'origine dell'incidente vi siano state patologie endogene o stati tossicologici.

Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore

L'elicottero R22 Beta II costruito dalla Robinson Helicopter Company appartiene alla *airworthiness category Small Rotorcraft Category B*.

È un elicottero a due posti, con rotore principale bipala e motore a pistoni, costruito principalmente in metallo. La struttura primaria della fusoliera è composta da tubi di acciaio saldati e lamiere di alluminio rivettate. La trave di coda è una struttura monoscocca. Fibra di vetro e materiali termoplastici sono utilizzati nella struttura della cabina secondaria e in vari condotti e carenature. Anche le porte della cabina sono costruite in fibra di vetro e materiali termoplastici. L'elicottero è dotato di un carrello di atterraggio a pattini.

Il rotore principale ha due pale interamente in metallo montate sul mozzo (Allegato "A", figura 1), *hub*, tramite cerniere a cono (*coning hinges*). Il mozzo è montato sull'albero (*shaft o mast*) mediante una cerniera a dentiera (*teeter hinge*).

Su quest'ultimo albero sono installati due *teeter stop* che limitano il *teetering* del mozzo rotore principale.

Il passo delle pale è controllato da *pitch link* che collegano i *pitch horn* al piatto oscillante rotante (Allegato "A", figura 2).

Il piatto oscillante rotante è controllato dal piatto fisso, che è collegato tramite tubi *push-pull* ai comandi ciclici e collettivi nel cockpit.

Ha un sistema di controllo dei passi collettivo e ciclico di tipo meccanico, senza assistenza idraulica.

Le cerniere *coning* e *teeter* utilizzano cuscinetti auto-lubrificati. Gli arresti per le pale del rotore principale forniscono un contenimento dell'attrito della cerniera che normalmente impedisce al rotore di oscillare durante l'avviamento o l'arresto. I cuscinetti per il cambio di passo di ciascuna pala sono racchiusi in un alloggiamento alla radice della pala. L'alloggiamento è riempito di olio e sigillato con una guaina elastomerica.

Il rotore di coda ha due pale interamente in metallo e un mozzo oscillante con angolo di cono fisso.

Può essere motorizzato con motori alternativi aspirati Lycoming O-320-B2C (R22 Beta) o, come nel caso dell'elicottero coinvolto nell'incidente, con motore Lycoming O-360-J2A (R22 Beta II).

Il motore ha quattro cilindri a carburatore.

Il rotore principale prende il moto attraverso un sistema di pulegge e cinghie. Una puleggia a cinghia trapezoidale è avvitata direttamente all'albero di uscita del motore. Le cinghie trapezoidali trasmettono la potenza alla puleggia superiore, che è dotata di una frizione di sovraccarico contenuta nel suo mozzo. L'albero interno della frizione trasmette la potenza in avanti al rotore principale e a poppa al rotore di coda. I giunti flessibili sono situati all'ingresso del riduttore principale e a ciascuna estremità del lungo albero di trasmissione del moto al rotore di coda.

L'elicottero dispone di un sistema RPM *governor*, che svolge la funzione di mantenere costanti, all'interno di un range, i giri motore, rilevandone le variazioni ed applicando correzioni alla *throttle* del motore. Il RPM *governor* è attivo nel range che va dall'80% al 115% (Allegato "A", figura 3) dei giri motore e può essere inserito o disinserito attraverso un selettore presente sulla punta del comando collettivo. Il POH specifica che (Allegato "A", figura 4) il volo con il RPM *governor* off è proibito con l'eccezione di eventuali inefficienze in volo del sistema o in caso di addestramento alle emergenze.

L'elicottero coinvolto nell'incidente era un R22 Beta II, s/n 3911, costruito il 20 luglio 2005.

Ultima ispezione 12 mesi - 100/h effettuata il 19 febbraio 2019 a 5285 ore e 39'.

Aveva totalizzato 5325 ore e 36' alla data del 30 aprile 2019.

Il motore Lycoming O-360-J2A s/n L-39527-36A, costruito nel 2004, è stato installato sul R22 I-GPES in data 19 giugno 2015, accumulando un TSN di 3365.77h ed un TSO di 1165.77h alla data del 19 marzo 2019.

La documentazione dell'aeromobile è risultata completa ed in corso di validità.

Informazioni sul luogo dell'evento

L'elicottero è precipitato in punto di coordinate N 44° 59' 27" E 010° 50' 28", situato presso la zona industriale di Pegognaga. La distanza rispetto al luogo di decollo era di circa 10 NM (Allegato "A", foto 2).

Informazioni meteorologiche

Le condizioni meteorologiche erano compatibili con l'effettuazione del volo.

Il bollettino METAR di Verona Villafranca del 03/05/2019 delle 09.20' è il seguente:

LIPX 030920Z 20009KT 9999 SCT040 BKN060 16/11 Q1009.

La carta di previsione *SIGWX Low level* per la finestra 06.00'-12.00' (Allegato "A", figura 5) riportava, tra vari fenomeni, anche la possibilità di moderata turbolenza associata a temporali che però al momento dell'incidente non erano presenti.

Altre informazioni

Esame del luogo dell'incidente e del relitto

L'elicottero appariva completo di tutte le sue parti (Allegato "A", foto 3), fatta eccezione per il pannello strumenti e una porzione

dello sportello sinistro e della struttura del parabrezza, che si trovavano ad una distanza di circa 40 m dal punto di impatto.

La trave di coda risultava piegata in corrispondenza del punto di contatto con una pala blu del rotore principale (Allegato "A", foto 4).

La strumentazione (Allegato "A", foto 5) e parte dello sportello venivano rinvenuti al suolo tra due rimorchi parcheggiati uno di fianco all'altro.

Il rotore principale era ancora vincolato al *mast* (Allegato "A", foto 6). Le due pale evidenziavano danni contenuti, segni di contatto sul ventre di entrambe a 120 cm e a 190 cm dalla radice; le *tip* erano integre. Avvolta intorno ad una pala è stata rinvenuta parte della intelaiatura di un montante della cabina. I due *teeter stop* presentavano evidenti segni di contatto con il mozzo rotore principale (Allegato "A", foto 7 e 8).

Il rotore di coda, composto da due pale, evidenziava danni limitati e risultava in sede (Allegato "A", foto 9). La trasmissione al rotore di coda appariva non essere stata soggetta a forze di torsione. Evidenze di torsione erano presenti invece all'attacco di questa al punto di presa del moto.

Presenti residui di carburante nelle pieghe del serbatoio (*fuel bladder*), che risultava squarciato.

L'interruttore del RPM *governor*, presente sulla leva del ciclico è stato rinvenuto in posizione OFF (levetta rivolta a sinistra, Allegato "A", foto 10).

Failure analysis del yoke assembly, fork assembly, pitch link, link ed aste comandi ciclico

Le superfici di rottura presenti sui leverismi del piatto oscillante *yoke fork assembly, pitch assembly e link* (Allegato "A", foto 11, 12 e 13), unitamente a quelle delle due aste di comando ciclico, sono state sottoposte a osservazione frattografica. Questa ha consentito di accertare come le suddette rotture fossero riconducibili ad un sovraccarico.

Indagine sul motore

Il motore è stato smontato nelle sue minime componenti e sottoposto a indagine tecnica. In particolare, sul propulsore sono stati riscontrati evidenti danni dovuti all'urto con il terreno: il carburatore è stato divelto, la marmitta schiacciata contro il basamento, la coppa dell'olio frantumata, i magneti si sono separati, il cilindro n° 2 spezzato, il n° 4 parzialmente divelto. Il sistema di accensione magneti e candele (provati al banco) risultava funzionante. Il sistema di alimentazione del carburante e la parte relativa ai cilindri, albero e bielle presentavano esclusivamente danni da impatto.

Nessuna delle parti esaminate presentava danni o segni di malfunzionamento precedenti l'urto.

Non era presente nessun segno di grippaggio. L'albero motore, l'albero a camme, basamento e cuscinetti di banco apparivano in

normale stato di usura e correttamente lubrificati. Gli alzavalvole erano in normale stato di funzionamento, fatta eccezione per quelli del cilindro n° 2 che, coerentemente con lo stato del relativo cilindro, si sono rotti nell'urto. Pertanto, non è stata trovata evidenza di anomalie precedenti all'impatto.

I danneggiamenti riscontrati sul motore (cilindri 2 e 4, coppa dell'olio e carburatore, marmitta) apparivano coerenti con un impatto avvenuto con la cellula dell'elicottero prevalentemente piatta con una leggera inclinazione a sinistra.

Dichiarazioni testimoniali

Il titolare ed il personale istruttore della società dalla quale il pilota aveva noleggiato l'elicottero erano presenti presso l'aeroporto di Carpi nel giorno dell'incidente. Questi, intervistati, riferivano che il pilota, dopo avere effettuato correttamente i previsti controlli, decollava regolarmente alle 09.05' (11.05' locali) per poi allontanarsi dal campo per l'esecuzione di un volo locale.

Numerosi testimoni oculari, la cui attenzione è stata attirata dal ripetuto sorvolo da parte dell'elicottero della zona industriale, hanno assistito all'incidente da differenti punti di osservazione.

Le testimonianze raccolte sono concordi nell'affermare che:

- l'incidente è accaduto intorno alle ore 11.30' locali;
- l'elicottero aveva effettuato più sorvoli della zona industriale;
- l'elicottero effettuava una sorta di circuito con variazioni di quota, di *bank* e di velocità;
- poco prima che precipitasse, guadagnava quota un paio di volte, puntando insolitamente con il muso verso l'alto.

Riguardo alla quota nell'ultima fase del volo, la maggior parte dei testimoni riportava come questo fosse sostanzialmente a bassa quota, nell'ordine dei 50 m dal suolo.

Da quanto appreso da documenti acquisiti nel corso delle indagini, i sorvoli sarebbero stati effettuati dal pilota per salutare un amico, che si trovava presso una azienda sita a circa 150 metri dal punto ove l'elicottero è poi precipitato.

Telecamera di sorveglianza

Alle 09.25' la telecamera di sorveglianza di una ditta posta in coordinate 44°59'17.5" N 010°50'22.3" E (posta a circa 340 m dal punto di impatto, ha filmato parte del volo dell'elicottero con un rilevamento di 020° circa) inquadra per la prima volta l'elicottero che sorvola la zona industriale.

Alle 09.26'35" (Allegato "A", foto 14) la telecamera inquadra l'elicottero per la seconda volta nella fase in cui questo precipita verticalmente, privo di integrità strutturale. Una pala del rotore principale appare avvolta sul *tail boom*, indicando una perdita

totale di giri e la possibile interferenza del rotore principale con la cellula e la trave di coda.

Informazioni estratte dal manuale di volo dell'elicottero

Si riportano qui di seguito alcuni estratti del manuale di volo *R22 Pilot's Operating Handbook*, ritenuti di interesse per la presente inchiesta di sicurezza.

Section 2 Limitations

Flight and Maneuver Limitations

Low -G cyclic pushovers prohibited.

CAUTION

A pushover (forward cyclic maneuver) performed from level flight or following a pull-up causes a low-G (near weightless) condition which can result in catastrophic loss of lateral control. To eliminate a low-G condition, immediately apply gentle aft cyclic. Should a right roll commence during a low-G condition, apply gentle aft cyclic to reload rotor before applying lateral cyclic to stop the roll.

Section 3 Emergency Procedures

Information per FAA AD-95-26-04

1) Right roll in low-G condition

Gradually apply aft cyclic to restore positive "G" forces and main rotor thrust. Do not apply lateral cyclic until positive "G" forces have been established.

Section 4 Normal Procedures

Information per FAA AD 95-26-04

Until the FAA completes its research into the conditions and aircraft characteristics that lead to main rotor blade/fuselage contact accidents, and corrective type design changes and operating limitations are identified, Model R22 pilots are strongly urged to become familiar with the following information and comply with these recommended procedures:

- *Main Rotor Stall: Many factors may contribute to main rotor stall and pilots should be familiar with them. Any flight condition that creates excessive angle attack on the main rotor blades can produce a stall. Low main rotor RPM, aggressive maneuvering, high collective angle (often the results of high-density altitude, over-pitching [exceeding power available] during climb, or high forward airspeed) and slow response to the low main rotor RPM warning horn and light may result in a main rotor stall. The effect of these conditions can be amplified in turbulence. Main rotor stall can ultimately result in contact between the main rotor and airframe. Additional information on main rotor stall is provided in the Robinson*

Helicopter Company Safety Notices SN-10, SN-15, SN-20, SN-24, SN-27, and SN-29.

- *Mast bumping: mast bumping may occur with a teetering rotor system when excessive main rotor flapping results from low “G” (load factor below 1.0) or abrupt control input. A low “G” flight condition can result from an abrupt cyclic pushover in forward flight. High forward airspeed, turbulence, and excessive sideslip can accentuate the adverse effects of these control movements. The excessive flapping results in the main rotor hub assembly striking the main rotor mast with subsequent main rotor system separation from the helicopter.*

To avoid these conditions, pilots are strongly urged to follow these recommendations:

- 1) Maintain cruise airspeed between 60 KIAS and less than 0.9VNE, but no lower than 57 KIAS.*
- 2) Use maximum “power-on” RPM at all times during powered flight.*
- 3) Avoid sideslip during flight. Maintain in-trim flight at all times.*
- 4) Avoid large, rapid forward cyclic inputs in forward flight, and abrupt control inputs in turbulence.*

Per una corretta comprensione del *mast bumping* (letteralmente urto con l'albero rotore) è fondamentale descrivere la sequenza di eventi che devono accadere perché si verifichi un urto significativo tra il sistema rotore e l'albero e una rottura strutturale in volo.

Il *mast bumping* non è un fenomeno o la causa di un incidente bensì il risultato di una estrema oscillazione (*teetering*) del sistema del rotore quando si opera al di fuori del previsto inviluppo di funzionamento dell'elicottero.

L'urto del sistema rotore con l'albero può verificarsi in vari gradi, dalla semplice rottura dei fermi elastomerici (*teeter stop*) fino alla totale separazione del sistema del rotore. Cause di tale oscillazione estrema possono essere due differenti condizioni.

La prima condizione è un basso numero di giri del rotore (*low rotor RPM*) che consente al disco del rotore di “flettere”. Ciò avviene quando la pala avanzante riceve una forza verso l'alto sulla sua superficie inferiore che la fa *flappeggiare* verso l'alto fino al fermo meccanico, facendo oscillare (*teeter*) il mozzo (*hub*). Questo spinge la pala retrocedente verso il basso fino all'arresto meccanico, con il rischio di distruggere i fermi. L'intensità aumenta a ogni mezzo giro, finché, persistendo la condizione, i fermi non vengono distrutti e inizia il *bumping* dell'albero.

La seconda condizione si verifica in caso di applicazione di un input sul comando ciclico eccessivo in una situazione in cui la fusoliera non è in grado di muoversi o di seguire il disco del rotore. Questo può accadere quando si atterra su un pendio ripido: mentre

la fusoliera si inclina in una direzione, il pilota tenta di mantenere il rotore in piano fino a quando la normale corsa del disco del rotore viene superata e ancora una volta i fermi vengono distrutti. Questo può accadere anche quando un pilota risponde in modo inadeguato ad un rollio non comandato dell'elicottero verso destra in una condizione di *low G*. A tal proposito è bene chiarire che la condizione di *low G* non causa il *mast bumping* ma ne è un precursore in quanto induce l'elicottero a rollare verso destra. Infatti, in una condizione di *low G*, la fusoliera non risponde agli input ciclici laterali, ma il rotore sì. Quando il pilota aziona eccessivamente il ciclico a sinistra per contrastare il rollio a destra, il rotore oscilla verso i fermi fino a distruggerli e inizia il *mast bumping*. Il rotore, infatti, risponde agli input sull'asse longitudinale, ed è per questo che il pilota in questo caso deve applicare un leggero input sul ciclico a cabrare per uscire dalla condizione di *low G* e poi un leggero input sul ciclico verso sinistra.

Un *teetering* severo del sistema rotorico provoca anche altri danni catastrofici. Quando i fermi del *teeter* vengono distrutti, ogni pala può oscillare oltre la sua normale corsa in entrambe le direzioni. Ciò supera le capacità di corsa delle estremità delle aste dei leveraggi di controllo del passo, che si piegano fino a rompersi a causa del sovraccarico. Una volta che l'estremità dell'asta si rompe, la pala è libera di salire o scendere, in entrambi i casi diventa un freno aerodinamico e si ribalta verso il basso con estrema forza, piegando o rompendo il *drop stop tusk* (indicato con la dicitura *tusk* in figura 1) consentendo alla pala di continuare a scendere fino a collidere con la fusoliera o la coda.

Analisi

Svolgimento del volo

In base a quanto si è potuto ricostruire, il pilota, dopo essere decollato da Carpi per un volo turistico in VFR, si è diretto verso la periferia dell'abitato di Pegognaga. Qui è stato osservato effettuare una serie di sorvoli della zona industriale locale, caratterizzati da manovre con repentini cambi di quota, assetto e velocità. Nel corso di uno dei passaggi l'elicottero veniva ripreso da una telecamera di sorveglianza mentre precipitava pressoché verticalmente e privo di integrità strutturale.

Da quanto appurato, i sorvoli sarebbero stati effettuati per salutare un amico presente presso una azienda sita a circa 150 metri dal punto ove l'elicottero è poi precipitato.

Non sono noti i parametri aerodinamici dell'elicottero né è possibile determinare quale manovra volesse effettuare il pilota nella fase di volo in cui si è verificata la perdita del controllo dell'elicottero ed il conseguente cedimento strutturale.

Fattore tecnico

Nel corso del sopralluogo operativo e dei successivi approfondimenti tecnici, non sono emerse evidenze di

malfunzionamenti del motore o delle superfici ed organi di comando preesistenti la perdita di controllo e di integrità strutturale e che possano avere contribuito all'accadimento.

Sono emerse chiare evidenze di eccessivo flapping e *teetering* del rotore principale sui *teeter stops*, nonché segni incontrovertibili di collisione di una delle pale con la cabina di pilotaggio e conseguente contatto della altra pala con il trave di coda.

Queste evidenze sono indicate sul manuale di volo come possibile conseguenza di:

- condizione di *low RPM*, con conseguente stallo del rotore principale, *mast bumping* e impatto della pala con la cellula.
- una applicazione di un fattore di carico inferiore a +1 (*low G*), condizione nella quale, se non immediatamente corretta, si può verificare il *mast bumping*:

Mast bumping could be difficult to detect initially.

1- *Severely smashed teeter stops*

2- *deformation caused by contact between spindle and hub*

3- *Nose cabin missing*

4- *MR blade contact to tail cone.*

Entrambe le condizioni potrebbero essere state indotte dalla tecnica di pilotaggio applicata nel corso dello svolgimento delle manovre accentuate a bassa quota.

La perdita di integrità strutturale in volo è quindi presumibilmente avvenuta a causa di una condizione di *low G* o di *low RPM*, entrambe condizioni in cui può verificarsi il contatto di una pala del rotore principale con il lato destro della cabina e/o con la trave del rotore di coda.

Fattore ambientale

Non si ha evidenza di fenomeni locali meteorologici in atto ai quali potessero essere associate situazioni di turbolenza nei bassi strati. Sebbene le condizioni meteorologiche fossero generalmente compatibili con il volo in questione, non è stato possibile escludere l'eventuale presenza di turbolenza da leggera a moderata nell'area, specie nei bassissimi strati.

Una turbolenza da leggera a moderata non dovrebbe da sola causare il *mast bumping*, ma, se combinata con una velocità relativamente alta, ed azione di contrasto da parte del pilota alla turbolenza, sussiste la possibilità teorica che l'elicottero entri in una condizione di $G < 1$, con rollio rapido della cellula, che, se non adeguatamente corretto, può risultare in un contatto fra il rotore ed il *mast*.

Fattore umano

Il pilota era in possesso delle qualifiche aeronautiche previste per operare sull'elicottero in questione. L'attività che si accingeva a

compiere, ovvero il sorvolo del luogo ove si trovava l'amico per una serie di passaggi di saluto, potrebbe avere indotto il pilota ad eccedere le proprie capacità o l'involuppo di volo dell'elicottero. La possibilità che il pilota abbia, durante le evoluzioni sull'area industriale, manovrato l'elicottero innescando una condizione di low G e successivamente non corretto adeguatamente il risultante e non comandato rollio a destra, potrebbe essere imputata anche ad una limitata esperienza di volo e scarsa attività recente (*recency*) sul R22: dalla documentazione disponibile, risulta che il pilota nei sette mesi successivi all'esame per il conseguimento della licenza PPL avrebbe eseguito solo quattro voli sul tipo di elicottero.

L'esame autoptico ha permesso di escludere che all'origine dell'incidente vi siano state patologie endogene o stati tossicologici.

Cause

L'incidente è stato causato presumibilmente da una inadeguata tecnica di pilotaggio, che avrebbe comportato il superamento dei previsti parametri di volo dell'elicottero con conseguente danno al sistema del rotore principale e dei comandi di volo fino alla perdita di integrità strutturale.

Si ritiene possano aver significativamente contribuito all'evento:

- l'effettuazione di sorvoli di saluto a bassa quota, condotti con manovre accentuate e repentini cambi di quota e velocità;
- la limitata esperienza di volo e carente *recency* del pilota;
- la tipologia della testa del rotore principale del R22 che, in condizioni *low G* rende l'elicottero suscettibile ad un rollio a destra non comandato che, se non adeguatamente corretto, può avere come effetto un *mast bumping* e un *main rotor blade cabin strike*.

Raccomandazioni di sicurezza

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

Elenco allegati

Allegato "A":

Documentazione relativa alle figure e fotografie.

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



Foto 1: l'elicottero Robinson R22 Beta II marche I-GPES.



Foto 2: il luogo di decollo ed il punto di impatto dell'elicottero Robinson R22 Beta II marche I-GPES.

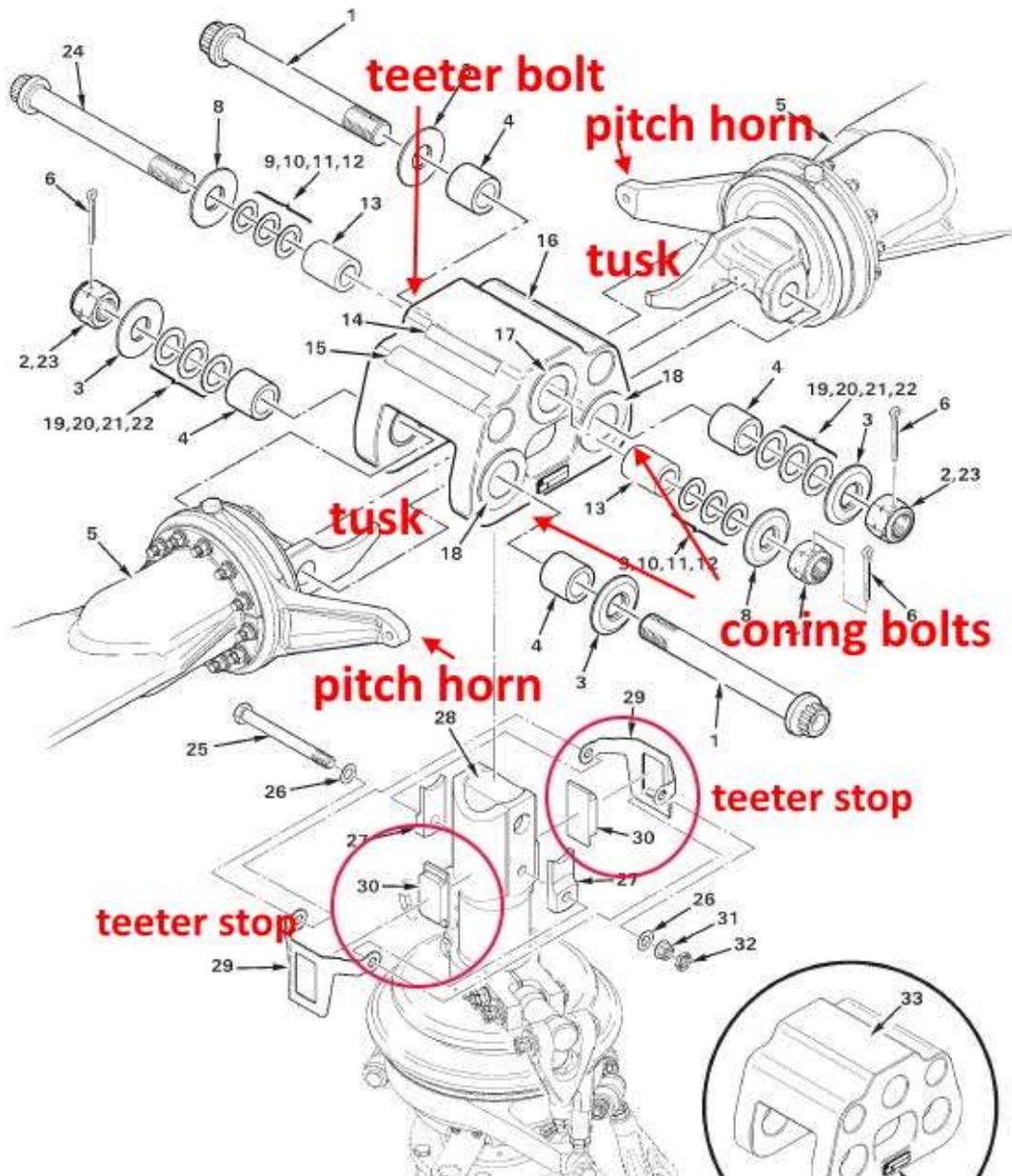
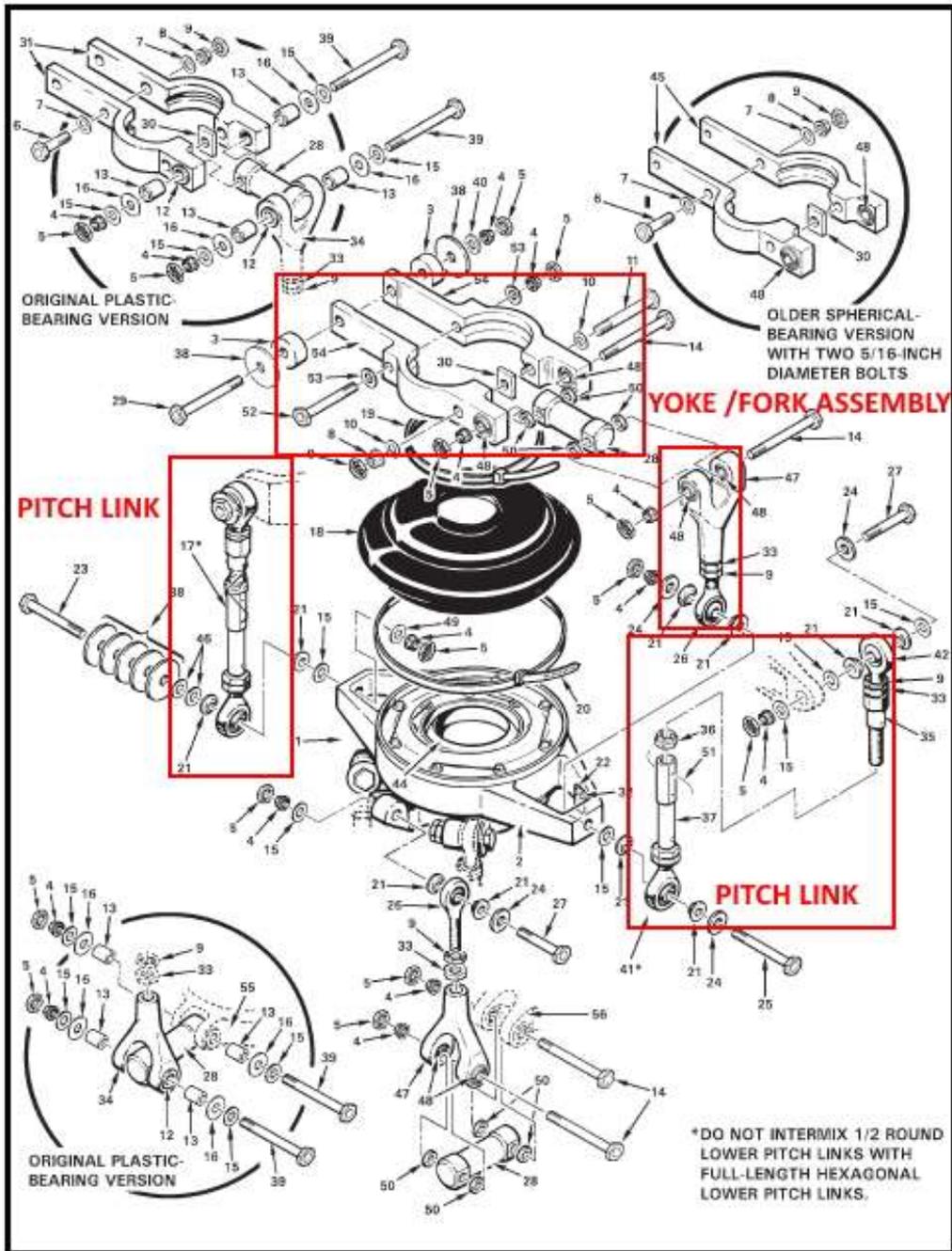


Figura 1: main rotor hub installation.

ROBINSON ILLUSTRATED PARTS CATALOG R22 SERIES



Page 67.32

FIGURE 67-33 SWASHPLATE INSTALLATION

SEP 2014

Figura 2: swashplate installation.

RPM GOVERNOR

The governor maintains engine RPM by sensing changes and applying corrective throttle inputs through a friction clutch which can be easily overridden by the pilot. The governor is active only above 80% engine RPM and can be switched on or off using the toggle switch on the end of the right seat collective.

The governor is designed to assist in controlling RPM under normal conditions. It may not prevent over- or under-speed conditions generated by aggressive flight maneuvers.

CAUTION

When operating at high density altitudes, governor response rate may be too slow to prevent overspeed during gusts, pull-ups, or when lowering collective.

Figura 3: estratto del R22 POH, system description, RPM *governor*.

**ROBINSON
R22 SERIES**

**SECTION 2
LIMITATIONS**

FLIGHT AND MANEUVER LIMITATIONS

Aerobatic flight prohibited.

CAUTION

Abrupt control inputs may produce high fatigue stresses and cause catastrophic failure of a critical component.

Low-G cyclic pushovers prohibited.

CAUTION

A pushover (forward cyclic maneuver) performed from level flight or following a pull-up causes a low-G (near weightless) condition which can result in catastrophic loss of lateral control. To eliminate a low-G condition, immediately apply gentle aft cyclic. Should a right roll commence during a low-G condition, apply gentle aft cyclic to reload rotor before applying lateral cyclic to stop the roll.

Flight prohibited with governor selected off, with exceptions for in-flight system malfunction or emergency procedures training.

Flight in known icing conditions prohibited.

Maximum operating density altitude 14,000 feet.

Alternator, RPM governor, low rotor RPM warning system, and OAT gage must be operational for dispatch.

Minimum crew is one pilot. Solo flight from right seat only.

Left seat belt must be buckled.

Operation approved with either or both cabin doors removed. Loose items in cabin must be properly secured during doors-off flight.

FAA APPROVED: 5 MAR 2015

2-6

Figura 4: R22 POH Flight and maneuver limitations.

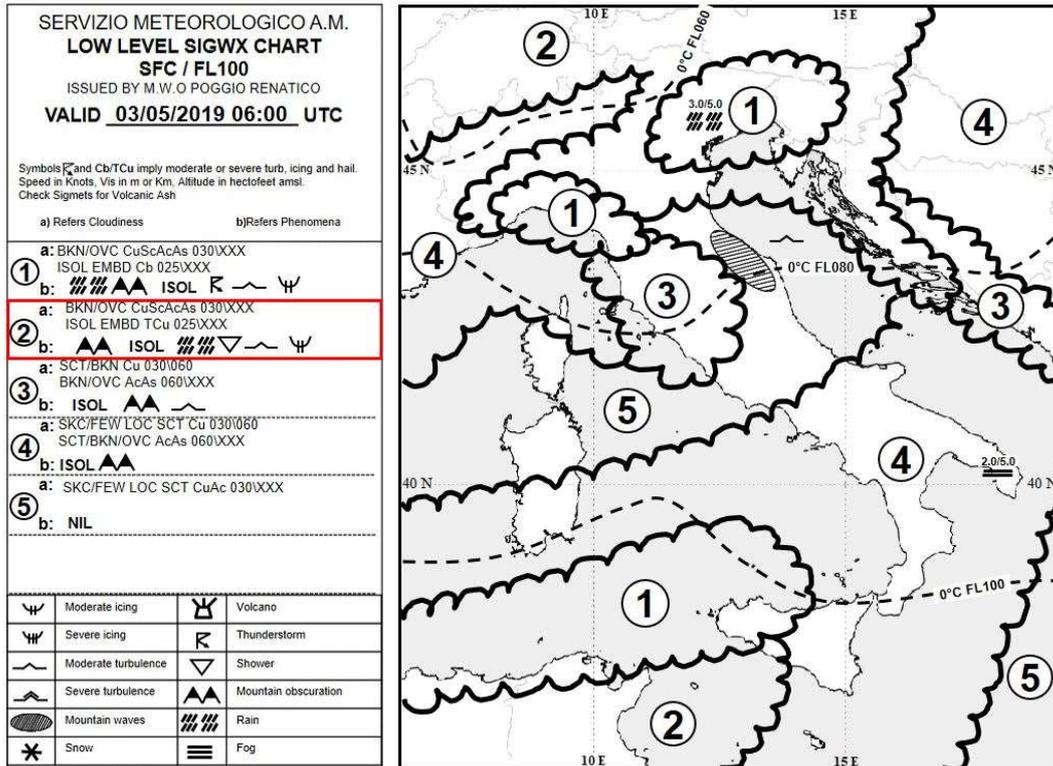


Figura 5: la carta della previsione significativa SFC/FL100 per la finestra temporale di interesse (fonte AMI).



Foto 3: vista del relitto principale con indicazione della pala blu e rossa.



Foto 4: pala blu sotto la trave di coda spezzata.



Foto 5: il pannello strumenti rinvenuto a circa 40 metri di distanza dal relitto principale.

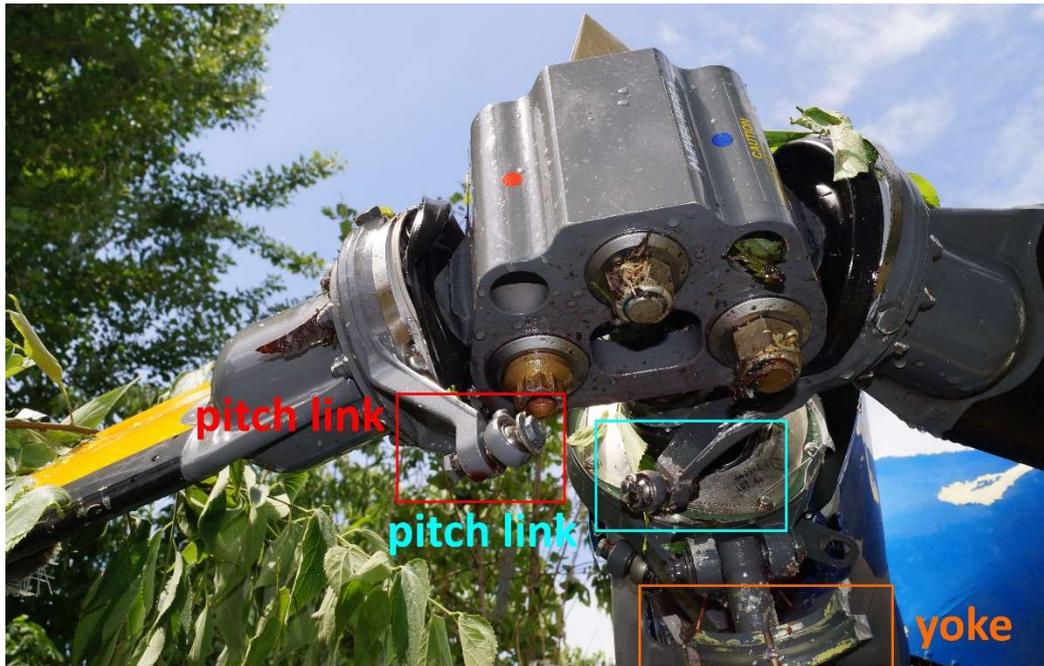


Foto 6: dettaglio della testa del rotore principale sul punto dell'incidente.



Foto 7 a sinistra e 8 a destra: particolare del *mast* e dei due *teeter stop* con i segni di *mast bumping*.



Foto 9: vista del rotore di coda dopo la rimozione del relitto.



Foto 10: il comando collettivo con selettore RPM governor in posizione *off*.



Foto 11: *pitch link* e *yoke link*.

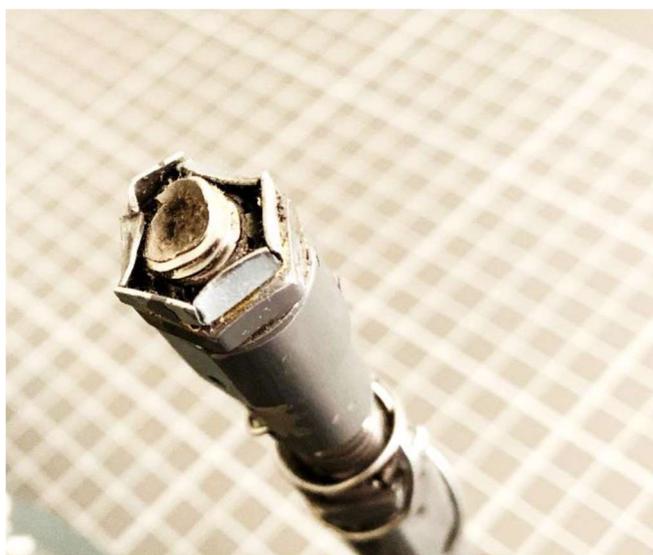


Foto 12 a sinistra e 13 a destra: superfici di rottura dei *pitch link*.



Foto 14: dettaglio del fotogramma registrato alle 9.26'35".