ANSV AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO

RELAZIONE DI INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile
AS350 B1 marche I-CSAM,
in località Castiglione di Sicilia (CT)
31 luglio 2017

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

AFM: Airplane Flight Manual.
AMM: Aircraft Maintenance Manual.
ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.
ARC: Airworthiness Review Certificate, certificato di revisione dell'aeronavigabilità.
BEA: Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation civile, Autorità investigativa francese per la sicurezza dell'aviazione civile.
COA: certificato di operatore aereo, vedi anche AOC.
COLA: certificato di operatore di lavoro aereo.
CPL: Commercial Pilot Licence, licenza di pilota commerciale.
DANM: metro decanewton (unità di misura torque).
DECU: Digital Engine Control Unit.
ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.
FCU: Fuel Control Unit.
FI: Flight Instructor, istruttore di volo.
FT: Foot (piede), unità di misura, 1 ft = 0,3048 metri.
(H): Helicopter.
HIGE: Hover In Ground Effect.
HOGE: Hover Out of Ground Effect.
IDLE: posizione delle leve che comandano la potenza dei motori corrispondente al minimo regime.
IGE: In Ground Effect.
KT: Knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.
N1/NG: Gas generator rotation speed.
N2/NTL: Power turbine rotation speed.
MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.
NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
OAT: Outside Air Temperature, temperatura aria esterna.
OGE: Out of Ground Effect.
PMD: Puissance Maximale Disponible, potenza massima disponibile.
PTFE: Polytetrafluoroethylene.
QNH: regolaggio altimetrico per leggere al suolo l'altitudine dell'aeroporto.
RPM: giri al minuto.
S/N: Serial Number.
TEMPERATURA DI RUGIADA: termine meteorologico per definire la temperatura di riferimento alla quale la massa d'aria in raffreddamento condensa.
TRE: Type Rating Examiner, esaminatore per abilitazioni per tipo.
UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.
VEMD: Vehicle and Engine Multifunction Display.
VFR: Visual Flight Rules, regole del volo a vista.
WNEC: Watt NECessary, potenza necessaria.

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

INCIDENTE
aeromobile AS350 B1 marche I-CSAM

Tipo dell'aeromobile e marche	Aérospatiale (oggi Airbus Helicopters) AS350 B1 marche I-CSAM (foto 1)[1].
Data e ora	31 luglio 2017, ore 06.04' UTC (ore 08.04' locali).
Luogo dell'evento	Elisuperficie occasionale presso "Il Picciolo Etna Golf", Castiglione di Sicilia (CT). Coordinate: 37°51'10.77"N 15° 5'51.64"E. Altitudine 2165 piedi.
Descrizione dell'evento	Al primo volo della giornata, durante la fase di decollo, in VFR, da una piazzola erbosa ubicata presso "Il Picciolo Etna Golf" per un trasferimento operativo a Palermo, il pilota riscontrava un improvviso calo di potenza, che richiedeva un atterraggio repentino a pochi metri dal punto di involo. A seguito dell'atterraggio duro, su una superficie in erba leggermente in pendenza, iniziavano delle forti vibrazioni, che portavano all'impatto delle pale del rotore principale sul terreno (*blade strike*) e al distacco della trasmissione principale e del gruppo motore, provocando danni a tutta la struttura e alle meccaniche dell'elicottero. Due dei tre occupanti subivano lievi traumi e contusioni. Sono stati visitati presso il pronto soccorso senza essere ospedalizzati.
Proprietario/esercente dell'aeromobile	Butterfly srl.
Natura del volo	Lavoro aereo, trasferimento operativo.
Persone a bordo	Tre: un pilota, due tecnici (coadiutori).
Danni all'aeromobile	L'elicottero è risultato seriamente danneggiato a causa della separazione del rotore principale, che, con le pale ancora in rotazione, ha tranciato parte del parabrezza, della cabina di pilotaggio e del muso. Il cedimento del castello motore e della *gear box*, staccatisi dalla cellula, ha aperto uno squarcio nel carter che li conteneva (foto 2).
Altri danni	Nessuno.
Informazioni relative al personale di volo	*Pilota*: maschio, età 42 anni, nazionalità italiana.

[1] Tutte le foto e i documenti di interesse sono riportati nell'allegato "A" alla presente relazione.

In possesso di CPL(H), in corso di validità. Abilitazioni in corso: AS350/EC130, TRE AS350/EC130, TRE R22, FI; radiotelefonia in lingua italiana e in lingua inglese (livello 5, scaduto il 21 marzo 2017). In possesso di certificato medico di classe prima, in corso di validità.
Al proprio attivo aveva complessivamente 8012h 51' di volo, di cui 5700h sul tipo di aeromobile incidentato. Negli ultimi 12 mesi aveva volato 380h e negli ultimi 30 giorni 40h. Aveva volato 2h 10' con l'elicottero I-CSAM il giorno 29.7.2017 da "Il Picciolo Etna Golf" a Sciacca e Palermo, per poi rientrare al punto di partenza.

Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore

L'AS350 B1 è un elicottero multiruolo leggero di costruzione metallica, con carrello a pattino e MTOM di 2200 kg, prodotto dall'Aérospatiale (oggi Airbus Helicopters). È equipaggiato con un motore Turbomeca (oggi Safran) Arriel 1D ed ha un rotore tripala con diametro di 10,69 m.

L'esemplare I-CSAM era stato immatricolato nel 1989 con il S/N 2233 ed era stato acquisito dalla Butterfly srl nel 2008. La società in questione era accreditata di COA e COLA da parte dell'ENAC per operazioni commerciali di lavoro aereo: voli per riprese fotografiche, cinematografiche e televisive, voli per rilevamenti e osservazioni, voli per il trasporto di carichi esterni, voli per spargimento sostanze, incluse le attività antincendio e attività di lancio paracadutisti.
La documentazione tecnico-operativa è risultata regolare; l'ARC, in particolare, era valido sino al 21.6.2018.
L'elicottero aveva complessivamente 7749h 06' di volo e 21.197 cicli; aveva volato circa 13h dall'ultima ispezione (100/150/300h), eseguita il giorno 18.7.2017. Secondo il programma di manutenzione previsto, la prossima ispezione (100h) sarebbe stata effettuata a 7836h. L'ultima attività eseguita sulla FCU risulterebbe svolta in data 30.4.2014 presso la Safran.
L'elicottero I-CSAM non era equipaggiato con VEMD, DECU, Vision1000 o altro sistema di registrazione dei parametri motore e/o di volo.
Il propulsore Arriel 1D (S/N 7049) aveva accumulato 11.637h 45' di volo. L'ultima prova di potenza aveva evidenziato parametri motore entro i limiti previsti dall'AFM (figura 1).
I dati di massa e centraggio dell'elicottero al decollo risultavano essere nei limiti previsti dall'AFM. In particolare, la massa al decollo era di 2146 kg (figura 2).
Prima del decollo il tecnico aveva effettuato l'attività di manutenzione tipo prevolo, che, tra l'altro, prevedeva il controllo che le prese d'aria non presentassero impurità o fossero otturate.

Informazioni sul luogo dell'evento

Dalla foto 3 sono rilevabili le tracce di impatto delle pale del rotore principale sul terreno (*blade strike*) e i danni alla cabina, indici della rotazione del rotore stesso al momento dell'impatto.
L'elicottero è atterrato su un leggero pendio, con un assetto di *pitch down* combinato con un leggero rollio a sinistra (in riferimento all'elicottero) (foto 4 e 5).

Informazioni meteorologiche

Le condizioni meteorologiche, al momento dell'incidente, erano caratterizzate da buona visibilità e assenza di fenomeni particolari. I dati registrati dalla stazione meteorologica di Catania Sigonella erano i seguenti: temperatura media 28 °C (max 36 °C); temperatura di rugiada 14 °C; visibilità media 22 km; intensità del vento 13 km/h (max 26 km/h); QNH 1015 mb; poco nuvoloso.
Nell'area di decollo il pilota ha riportato vento moderato, con raffiche intense, a tratti.

Altre informazioni

Testimonianze.
Il pilota dell'elicottero ha fornito la seguente dichiarazione, utilizzata ai fini dell'inchiesta di sicurezza.
«L'elicottero decollava dal punto indicato [vedasi foto 27], con il pilota e 2 tecnici a bordo per una missione di lavoro aereo in loc. Palermo. Immediatamente dopo il distacco del velivolo [*rectius*, dell'elicottero] dal suolo durante la prima fase di decollo in cui l'elicottero dovrebbe acquisire la portanza traslazionale necessaria per potersi sostentare nell'aria e prendere ulteriore velocità, si riscontrava un calo di potenza e conseguente calo dei giri rotore principale, che induceva il pilota ad abortire la manovra di decollo, in quanto, continuando la stessa, il calo di giri sarebbe stato irrimediabile, mentre l'elicottero si sarebbe trovato ancora in volo (con conseguenze ben peggiori di quelle poi verificatesi). Veniva così identificato uno spiazzo in erba a circa 80 metri e poco al di sotto del punto di decollo sul quale poter effettuare un *safe forced landing*, manovra che è dunque stata eseguita cercando di abbassare immediatamente il passo collettivo, per quanto possibile e conducendo l'elicottero a terra mantenendo per tutto il tempo il controllo del velivolo [*rectius*, dell'elicottero], seppur con bassi valori di giri rotore e nonostante si cercasse di tenere il passo collettivo il più basso praticabile in quella determinata circostanza. Il velivolo [*rectius*, l'elicottero] infatti posava i pattini a terra dritti e su terreno in erba soffice quasi pianeggiante in maniera leggermente pesante, ma senza che il rotore principale e/o il rotore di coda impattassero con terreno od ostacoli circostanti. La manovra poteva dirsi conclusa in modo corretto e senza danneggiamenti quando improvvisamente il velivolo [*rectius*, l'elicottero] ha avuto delle forti ed improvvise vibrazioni che hanno provocato il distacco della trasmissione ed il

danneggiamento della cabina da parte delle pale, che, continuando poi a ruotare mentre la trasmissione principale si distaccava dalla struttura, hanno poi impattato il terreno. Al termine della fase vibratoria, durante la quale ho continuato a rimanere a bordo dell'elicottero, ho quindi provveduto allo spegnimento del motore e delle utenze elettriche e all'azionamento della leva di "taglio carburante", come previsto dal Manuale di volo.».

Analisi del carburante.

L'elicottero era stato rifornito il giorno 29.7.2017 e aveva volato da Palermo alla piazzola erbosa ubicata presso "Il Picciolo Etna Golf" senza riportare alcuna problematica. Dopo l'incidente è stato comunque prelevato un campione di carburante dal serbatoio ed è stata effettuata l'analisi dello stesso, che è risultato conforme alle specifiche.

Analisi del propulsore.

In data 12 e 13 dicembre 2017 si è tenuta presso il costruttore Safran l'analisi del propulsore Arriel 1D che equipaggiava l'elicottero AS350 B1 coinvolto nell'incidente. All'attività in questione, effettuata sotto il controllo dell'ANSV, hanno partecipato, come previsto dalla normativa internazionale e UE relativa alle inchieste di sicurezza, il rappresentante accreditato del BEA e i suoi consulenti tecnici.

Si è inizialmente verificata la condizione generale del propulsore e dei relativi organi esterni.

Il motore risultava in buone condizioni generali, con leggere ammaccature al cono di scarico, dovute all'impatto con la struttura dell'elicottero dopo l'atterraggio. Il *compressor inlet* presentava segni di ingestione di materiale metallico su tutte le palette (indice di rotazione dello stesso) (foto 6).

Dall'osservazione della turbina attraverso lo scarico si sono notati residui metallici spalmati sulle palette e sulle parti statoriche: ciò è compatibile con una ingestione di parti metalliche (alluminio), che sono state fuse in camera di combustione e indica che il motore, al momento dell'evento, stesse funzionando (rotazione e camera di combustione "accesa") (foto 7 e 8).

Sulla parte frontale di connessione all'albero di trasmissione del rotore principale sono stati riscontrati segni di rotazione e torsione, ulteriore conferma della rotazione del motore al momento dell'impatto (foto 9).

Da una analisi delle condutture esterne si è notata la tubatura della pressione P2/P3 allentata alla base. Contestualmente si è notato che la frenatura, seppur presente e collegata, era più lunga del normale ed era girata due volte intorno al dado stesso (foto 10).

Ulteriori approfondimenti in merito alla possibile perdita di pressione P2/P3 sono stati condotti una volta disassemblato il

motore, mantenendo la conduttura in posizione, sebbene non si possa escludere che l'allentamento della conduttura possa essere avvenuto a seguito dell'incidente o durante lo smontaggio della FCU a cura dell'operatore. Infatti, una significativa perdita d'aria P2 avrebbe potuto portare ad un calo della pressione P2 e, di conseguenza, ad una riduzione del flusso di carburante erogato dalla FCU.
La tubatura è stata quindi sottoposta ad una prova di tenuta immettendo aria a 6 BAR (in condizioni normali circa 10 BAR) ed è stata rinvenuta una copiosa perdita che avrebbe comportato la riduzione di potenza fino a *idle* da parte della FCU. È stata quindi simulata tale situazione durante la prova al banco della FCU e si è verificata l'effettiva incidenza sui valori di *fuel flow* che tale perdita procurava.
La perdita misurata era di 0,08 g/s. Questo livello di perdita è stato ritenuto relativamente basso ed avrebbe avuto un impatto trascurabile sulle prestazioni del motore rispetto ad una perdita massima di circa 100 g/s (perdita corrispondente ad una rottura del tubo P2) (foto 11).
A seguito del disassemblaggio del modulo 5 (*accessory box*) si è riscontrato l'allineamento delle linee di fede dei bulloni, indicante che il motore non ha subito *overtorque*. Ciò potrebbe costituire una evidenza che il motore, seppure in rotazione, non fosse al massimo dei giri (in atterraggio): compatibile quindi con una situazione di *low* RPM (foto 12).
Disassemblati gli altri moduli che compongono il motore, non sono stati riscontrati elementi di discontinuità meccanica, la generatrice di gas e la turbina di potenza risultavano libere di ruotare, senza ostruzioni. L'unità *free wheel* risultava funzionante.
È stata effettuata una prova di tenuta dell'impianto carburante relativo alle parti interne del motore e, in particolare, della *injection wheel* tramite l'immissione di acqua e la misurazione dei tempi di passaggio. Il risultato è stato positivo ed i valori sono rientrati in quelli statistici per motori in condizioni normali (foto 13).
È stata riscontrata una cricca sul *case* del diffusore centrifugo e danneggiamenti alla parte statorica dello stesso. Ciò potrebbe aver causato una ulteriore riduzione delle effettive *performance* dell'elicottero, che già stava operando al limite dell'inviluppo per massa e condizioni ambientali (foto 14 e 15).
All'interno dell'albero a ingranaggi sono stati riscontrati consistenti depositi di sabbia (laterite) superiori al normale; ciò ha un diretto effetto sulla ventilazione delle parti soggette alle più elevate temperature (foto 16).
I cuscinetti posteriori della turbina sono risultati "cotti" a causa delle alte temperature.
Il giorno successivo si sono svolte le operazioni sulla FCU, che, dopo essere stata analizzata visivamente, è stata

predisposta per la prova al banco. Si è notato che tre delle cinque viti di fissaggio della *acceleration control unit* erano mancanti (foto 17).
L'ultima ispezione alla FCU presso la ditta Safran era stata effettuata in data 30.4.2014. La mancanza delle tre viti di fissaggio potrebbe essere dovuta ad una successiva attività di taratura non effettuata presso il costruttore.
Una volta messa in pressione si è notata una perdita, presumibilmente dovuta all'incidente. I parametri del test sono risultati, in generale, di poco inferiori a quelli previsti per una componente nuova o *overhauled* (-2%).

Ulteriori analisi tecniche.
A seguito delle attività di analisi condotte sul motore è parso opportuno procedere ad ulteriori approfondimenti.

1) L'analisi delle prestazioni dell'elicottero in decollo (*hover* OGE), relative alle condizioni del giorno, sono riportate in figura 3. Dalla tabella si evince che, nominalmente, l'elicottero avrebbe dovuto sostenere l'*hover* OGE fino ad una quota di 3500 piedi.
2) La Airbus Helicopters ha effettuato uno studio delle prestazioni minime necessarie alle operazioni di decollo nelle condizioni reali di massa e temperatura al momento dell'incidente (figura 4).
   - *Hover* OGE – WNEC = 392 kW, TQ = 624
   - *Hover* IGE 5 piedi – WNEC = 353 kW, TQ = 562

   Dove WNEC rappresenta la potenza necessaria nelle condizioni di volo specificate.
3) La Safran ha effettuato ulteriori test sulla FCU per verificare l'impatto della effettiva perdita di pressione P2/P3 sulle prestazioni del motore.
   I test hanno rivelato che il valore massimo NG era al di fuori dai parametri previsti dal capitolo 05-20 dell'AMM (99,9% N1 invece del 102,16% N1 previsto).
   Tenendo conto delle condizioni operative del giorno dell'incidente:
   - il motore, considerando 10 kW di perdita di installazione, poteva fornire le prestazioni stabilizzate corrispondenti ad una richiesta di potenza dell'elicottero in HOGE (392 kW a 6000 giri/min o 62,4 daNm sull'albero motore); in questo caso, il degrado in max NG stop (99,9% N1 invece di 102,16% N1 a 30 °C OAT) avrebbe avuto un impatto sul valore di transizione di N2 minimo sul collettivo a potenza zero con una perdita di max 1% N2;
   - il motore, considerando una perdita di potenza pari a 10 kW al raggiungimento del limite di NG max, poteva fornire le massime prestazioni stabilizzate: 397 kW/99,3% N2/63,7 daNm sull'albero; in questo caso, il degrado del NG max (99,9% N1 invece di

102,16% N1 a 30 °C OAT) avrebbe avuto un impatto sul valore di transizione di N2 minimo sul collettivo a potenza zero con una perdita di max 1,4% N2.

Nel caso in cui la richiesta di potenza dell'elicottero superi il valore massimo degradato di NG del 99,9% N1, la velocità NR stabilizzata diminuirà (il TQ aumenta e di conseguenza N2 diminuisce), ma l'impatto sulla potenza fornita sarà minimo.

4) È stata inoltre effettuata una simulazione per verificare quale potesse essere l'impatto di questa limitazione massima di NG sulla coppia erogata dal motore, tenendo conto delle condizioni operative del giorno dell'incidente (figura 4).

La simulazione è consistita in accelerazioni da potenza minima (TQ = 0 daNm) a PMD (100,16% N1- TQ = 62,4 daNm) in 1 sec./2 sec./3 sec.

I parametri di simulazione sono stati:

- 2165 piedi/660 m, 936 mbar;
- OAT 30 °C senza *air bleed;*
- TQ 62,4 daNm a 6000 RPM;
- modello di FCU standard (AS350 B1);
- NG max stop con due valori: 102,16% NG (nominale a 30 °C) e 99,9% NG (effettiva).

Demand : 62,4 mdaN on output shaft (392 kW at 6000 rpm) With 10 kW of installation loss (1,59 mdaN output shaft at 100%N2)	NG max stop : 102,16 %NG Collective pitch rate:			NG max stop : 99,9 %NG Collective pitch rate:		
	1sec	2sec	3sec	1sec	2sec	3sec
N2 init (%N2)	98,5	98,5	98,5	98,5	98,5	98,5
N2 mini (%N2)	97,3	98,5	98,5	97,3	97,5	97,7
N2 final (%N2)	99,3	99,3	99,3	99,3	99,3	99,3
N1 maxi (%N1)	101,5	99,75	99,7	100,1	99,9	99,85
N1 final(%N1)	99,5	99,5	99,5	99,5	99,5	99,5
TQ final (mdaN à 6000 rpm)	62,4	62,4	62,4	62,4	62,4	62,4
Puissance finale (kW)	389	389	389	389	389	389

I risultati della simulazione hanno evidenziato che la riduzione di NG max stop non ha avuto alcun impatto sui parametri stabilizzati (coppia, potenza, N1, N2). Nel caso di un requisito di 62,4 daNm sull'albero, la limitazione di NG max stop potrebbe avere causato una leggera diminuzione del minimo N2 (massimo 1% N2).

Nelle stesse condizioni è stata effettuata la verifica di quale sarebbe stata la coppia massima che il motore avrebbe potuto erogare se la richiesta di potenza (aumento del passo collettivo) avesse portato la FCU a raggiungere il limite NG max del 99,9%.

Demand : 99.9 %N1 *With 10 kW of installation loss (1,59 mdaN output shaft at 100%N2)*	NG max stop : 102,16 %NG Collective pitch rate:			NG max stop : 99,9 %NG Collective pitch rate:		
	1sec	2sec	3sec	1sec	2sec	3sec
N2 init (%N2)	98,5	98,5	98,5	98,5	98,5	98,5
N2 mini (%N2)	97	98,5	98,5	97	97,1	97,3
N2 final (%N2)	99,3	99,3	99,3	99,3	99,3	99,3
N1 maxi (%N1)	102	100,1	100,05	100,15	99,9	99,9
N1 final(%N1)	99,9	99,9	99,9	99,9	99,9	99,9
TQ final (mdaN à 6000 rpm)	63,7	63,7	63,7	63,7	63,7	63,7
Puissance finale (kW)	397	397	397	397	397	397

Anche in questo caso la riduzione di NG max stop non ha avuto alcun impatto sui parametri stabilizzati (coppia, potenza, N1, N2) e ha causato una leggera diminuzione del minimo N2 (massimo 1,4% N2).

5) I test effettuati sulla FCU hanno rivelato una discrepanza della NG max (99,9% N1 invece di 102,16% N1 previsti), dato confermato dalle curve in figure 6 e 7.
   Sono stati quindi svolti ulteriori approfondimenti per definire le cause di tale riduzione nelle prestazioni del motore. In particolare, sono stati presi in considerazione i seguenti componenti.
   - THERMAL CORRECTOR: l'analisi dimensionale condotta su questo componente è risultata all'interno delle tolleranze previste, pertanto è stato escluso dalle possibili cause del degrado delle prestazioni del motore.
   - AMPLIFIER PISTON STRAINER CLOGGING: l'analisi funzionale della FCU ha dimostrato che il parziale intasamento del filtro dell'*amplifier piston* avrebbe causato il disturbo del flusso tra la pressione di alimentazione della FCU e la pressione modulata NTL (NTL *modulated pressure*). In questo caso, con valori di pressione modulata NTL più alti rispetto a quanto atteso, la velocità dei giri NTL della FCU verrebbe sovrastimata e conseguentemente la velocità degli NG generata sarebbe inferiore. Questa riduzione di NG è coerente con le curve registrate al banco in esito alla prova della specifica FCU.
   - WORKING PISTON: l'analisi dei vari componenti della FCU ha evidenziato un significativo aumento del gioco al particolare denominato *working piston*, dovuto al degrado del suo rivestimento in PTFE. Tale riduzione (approssimativamente quantificabile in 8 micron di diametro) contribuisce in gran parte anche all'aumento del gioco funzionale osservato e quindi ad una perdita della pressione modulata NG.
   - NTL FLYWEIGHT: un'usura significativa è stata rilevata anche sulla forcella potenziometrica NTL e sulla sua sede. Il degrado osservato su questi due

componenti, di tipo abrasivo, è, in base all'esperienza maturata da Safran, la conseguenza dell'inquinamento solido nel combustibile. Questa usura ha creato una perdita dalla pressione modulata NG. Ciò si ripercuote direttamente sulle curve statiche di caduta sfalsate verso il basso e sul mancato raggiungimento del valore massimo di NG.

Demand : 99.9 %N1 *With 10 kW of installation loss (1.59 mdaN output shaft at 100 %N2)*	NG max stop : 102.16 %NG Collective pitch rate *			NG max stop : 99.9 %NG Collective pitch rate *		
	1sec	2sec	3sec	1sec	2sec	3sec
N2 init (%N2)	98.5	98.5	98.5	98.5	98.5	98.5
N2 mini (%N2)	97	98.5	98.5	97	97.1	97.3
N2 final (%N2)	99.3	99.3	99.3	99.3	99.3	99.3
N1 maxi (%N1)	102	100.1	100.05	100.15	99.9	99.9
N1 final(%N1)	99.9	99.9	99.9	99.9	99.9	99.9
TQ final (mdaN à 6000 RPM)	63.7	63.7	63.7	63.7	63.7	63.7
Puissance finale (kW)	397	397	397	397	397	397

*: from zero power to PMD (100.6%N1)

Tuttavia, l'esperienza maturata da Safran, nel caso di una FCU il cui stop massimo NG sia limitato, mostra una dinamica più lenta che ha un impatto solo in caso di un transitorio rapido, cioè su un aumento troppo veloce del passo collettivo (<1 secondo), che lo stesso *Manuale di volo* raccomanda di evitare.
In conclusione, il comportamento della FCU (mancato raggiungimento del NG max e delle curve statiche di caduta sfalsate verso il basso) sarebbe la conseguenza del degrado dei componenti interni (principalmente del *working piston* e della forcella potenziometrica NTL e la sua sede), dovuto all'inquinamento da combustibile solido.

Analisi del relitto.
Al termine delle attività sul motore, si è ritenuto opportuno effettuare un sopralluogo combinato (con BEA, Airbus Helicopters e Safran) sul relitto dell'elicottero, nel luogo di custodia. Tale attività si è svolta in data 18 aprile 2018, a seguito della quale Airbus Helicopters ha elaborato un documento con le evidenze acquisite.

- L'esame dettagliato di tutti i componenti del relitto dell'aeromobile non ha rivelato alcuna evidenza di guasto pre-impatto.
- Il lato sinistro del *canopy* è stato colpito da una o più pale, che hanno portato alla rottura del parabrezza e dei montanti del parabrezza.
- La fusoliera e il trave di coda hanno evidenziato deformazioni a livello della giunzione fusoliera/trave di coda come risultato della sequenza d'impatto (foto 18 e 19).
- Il supporto strutturale dell'albero di trasmissione del rotore di coda ha mostrato una deformazione

significativa coerente con l'elevato carico indotto sull'albero, coerente con la rotazione dello stesso durante la sequenza di impatto (foto 20).

- I raccordi della struttura del fondo della *main gear box* sono stati scollegati dal ponte meccanico a causa di un rottura/deformazione da sovraccarico come risultato dello spostamento della *main gear box* stessa durante la sequenza dell'incidente.
- I segni di interferenza rotazionale dell'albero di trasmissione del rotore di coda con il cofano sono coerenti con un albero di trasmissione del rotore di coda in rotazione durante la sequenza di impatto (foto 21).
- L'esame dettagliato di tutti i sistemi dinamici del relitto dell'elicottero indica che il rotore principale e il rotore di coda stessero ruotando durante la sequenza di impatto: segni di interferenza rotazionale sull'albero di trasmissione anteriore in acciaio; danni osservati sul mozzo del rotore principale (bracci Starflex rotti in trazione).
- Tutte le pale del rotore principale mostravano terra alle estremità, il che è coerente con un contatto con il suolo durante la sequenza di impatto. La pala indicata con il colore rosso nella foto 22 ha evidenziato i danni più significativi ed è quella che ha assorbito la maggior parte dell'energia immagazzinata nel rotore principale durante l'impatto con il suolo e con la fusoliera dell'elicottero. Nella foto 23 sono visibili i danni riportati alla base delle pale del rotore. I risultati dell'osservazione della testa del rotore principale sono coerenti con le evidenze delle pale che indicano che il rotore principale stesse ruotando (velocità di rotazione) durante la sequenza di impatto. La condizione della flangia d'ingresso del riduttore principale (ingresso del motore) indica che il motore stesse erogando potenza durante la sequenza d'urto: coppia e velocità di rotazione.
- L'esame dei comandi di volo non ha rivelato alcuna evidenza di guasto/anomalia pre-impatto. I principali servocomandi erano in buone condizioni. Il servocomando di coda era in buone condizioni. La verifica della continuità cinematica del controllo di volo non è stata eseguita, in quanto la maggior parte dei componenti che costituiscono i controlli di volo sono stati rimossi e conservati nella scatola.
- L'analisi dei danni subiti dai pattini di atterraggio (figura 8) ha evidenziato che i danni osservati sui pattini di atterraggio sono molto probabilmente il risultato dell'atterraggio duro dell'elicottero su un terreno accidentato, combinato con l'effetto di ribaltamento. In particolare: il pattino di atterraggio sinistro presentava una rottura della parte posteriore e una flessione della parte anteriore (foto 24). Il pattino di atterraggio destro non ha mostrato alcuna deformazione (foto 24).

Entrambi gli ammortizzatori idraulici sono stati rimossi e testati in conformità al *Manuale di manutenzione* dell'aeromobile e sono stati trovati conformi alle specifiche (foto 25).

- L'esame del sistema di alimentazione non ha rivelato alcuna anomalia o alcun segno di inquinamento da carburante.

Ground resonance analysis.

Al fine di verificare l'esistenza di eventuali analogie con il caso in esame (incidente I-CSAM), Airbus Helicopters ha esaminato il risultato di un fenomeno di *ground resonance* verificatosi in Brasile alcuni anni fa (AS350 marche di identificazione PT-YAK). In quel caso il gruppo dinamico principale rimase attaccato alla cellula. Non si verificarono né cedimenti né danni alla barra di sospensione e due dei bracci Starflex si ruppero, nonostante il verificarsi di una significativa vibrazione che aveva seriamente danneggiato la cellula (foto 26).

Airbus Helicopters ha anche esaminato il proprio *database* relativo agli eventi segnalati in cui si sospettava un fenomeno di *ground resonance*. Per tutti gli elicotteri rimasti sui pattini di atterraggio non è stato osservato alcun guasto alla barra di sospensione, né separazione della *main gear box*.

Sulla foto del PT-YAK si può notare che il trave di coda è quasi tranciato in corrispondenza del punto di attacco alla struttura. Questo è il risultato degli spostamenti laterali e verticali del trave di coda sotto carico. La reazione in corrispondenza dell'attacco è così elevata che la struttura non può sostenere le sollecitazioni; in sostanza, è come se fosse un effetto frusta. Secondo le conclusioni di Airbus Helicopters, sull'I-CSAM questa area è invece solamente distorta, senza alcun segno di energia e probabilmente il risultato di un solo movimento.

Analisi

Condotta del volo e dinamica dell'incidente.

Durante il primo volo della giornata, sul terreno erboso de "Il Picciolo Etna Golf", il pilota avvertiva una mancanza di potenza durante il decollo (passaggio da *hover* IGE a *hover* OGE).

Non avendo quota sufficiente per eseguire un'autorotazione standard, il pilota effettuava un atterraggio di emergenza tirando la leva del passo collettivo, che portava alla riduzione della velocità del rotore principale fino all'avviso audio "LOW NR". L'elicottero avrebbe quindi effettuato un atterraggio duro, pur rimanendo in posizione sul pattino di atterraggio.

Subito dopo l'atterraggio, si sarebbero scatenate delle forti vibrazioni, che avrebbero provocato, tra l'altro, la separazione dei gruppi dinamici principali dal ponte meccanico.

L’esame generale del relitto e la documentazione acquisita hanno confermato che l’elicottero ha impattato il suolo con una velocità verticale non eccessiva. Infatti, la deformazione del trave di coda (all'incrocio fusoliera/trave di coda) e i danni osservati sui pattini di atterraggio sono molto probabilmente il risultato di un atterraggio duro, ma non particolarmente violento, dell’elicottero su un terreno non perfettamente pianeggiante. Ciò potrebbe aver favorito l’insorgenza delle vibrazioni che hanno portato al *blade strike* e al successivo cedimento del castello motore e del rotore principale.
La traccia circolare osservata sull’erba e i segni di terra sulle estremità delle pale del rotore principale indicherebbero che il rotore principale stesse ruotando nella sua posizione normale dopo l’atterraggio dell’elicottero (centro di rotazione singolo), poiché il centro di questo segno circolare corrisponderebbe all’asse della *main gear box* in posizione nominale.
Tuttavia, il pilota ha dichiarato che le pale avrebbero impattato il terreno dopo il distacco della trasmissione principale dalla struttura.
In ogni caso, è stato appurato che la *main gear box* si è separata dal ponte meccanico a causa di un rottura/deformazione da sovraccarico come risultato della sequenza dell’incidente: l’atterraggio duro combinato con il contatto delle pale del rotore principale con il terreno e il *canopy*, che ha portato alla rottura del parabrezza e dei montanti del parabrezza.
Non è stata osservata alcuna prova di guasto/anomalia pre-impatto ed è stato escluso un eventuale effetto di *ground resonance* (vedasi approfondimento Airbus Helicopters riportato precedentemente).
L’analisi delle condizioni di decollo dell’elicottero ha confermato che esse fossero compatibili con l’inviluppo di volo dettato dall’AFM (figura 3), seppur con un margine relativamente basso. Se infatti consideriamo la massa dichiarata (2146 kg/3949 lbs) e una temperatura OAT di 30 °C possiamo rilevare che l’*hover* in condizioni OGE sarebbe stato possibile fino a 3500 piedi. Considerando invece la temperatura suddetta e l’altitudine di 2165 piedi si deduce che l’*hover* in OGE sarebbe stato possibile fino ad una massa dell’elicottero di 2160 kg.

Fattore tecnico.
Lo stato di manutenzione dell’elicottero, desumibile dalla sua documentazione, è risultato in linea con quanto previsto dalla normativa in vigore.
Dalle evidenze acquisite si dedurrebbe che il motore stesse producendo potenza al momento dell’impatto.
Tuttavia, il motore installato sull’elicottero aveva accumulato un notevole numero di ore di funzionamento (11637h 45’) e,

sebbene le prove di potenza registrate indicassero prestazioni entro i limiti accettabili, l'analisi approfondita effettuata presso Safran ha evidenziato alcune criticità.
Al di là dei danni rilevati sul motore, di chiara origine post impatto, è stato infatti riscontrato quanto segue.

- Il condotto della pressione P2/P3 era allentato alla base e la frenatura, seppur presente e collegata, non era stata effettuata correttamente.
- Tre viti sono risultate mancanti sulla FCU, indice del fatto che la FCU potrebbe essere stata regolata al di fuori delle manutenzioni maggiori effettuate presso la Safran. In particolare, l'ultima attività eseguita sulla FCU risulterebbe essere stata svolta in data 30.4.2014.
- È stata trovata contaminazione endogena nella FCU, proveniente, probabilmente, dal *working piston* della FCU stessa.
- I parametri di regolazione della FCU riferiti al NG max non erano corretti (4700 RPM invece di 4800 RPM e 99,9% N1 anziché 102,2% N1), presumibilmente a causa della contaminazione di cui al punto precedente.
- Un'usura significativa è stata rilevata anche sulla forcella potenziometrica NTL e sulla sua sede.

A seguito dell'analisi effettuata sulla perdita di pressione P2, risultata in 0,08 g/s, la Safran ha concluso che gli effetti di tale perdita potessero considerarsi trascurabili se comparati ad una perdita massima di 100 g/s corrispondenti alla rottura del condotto P2.
Lo studio effettuato da Airbus Helicopters in ordine alle prestazioni che il motore avrebbe dovuto fornire nelle condizioni di decollo per mantenere l'*hovering* in OGE e IGE (rappresentati nella tabella riportata in figura 4) evidenzia una WNEC di 392 kw per mantenere l'*hovering* in condizioni OGE.
La simulazione condotta da Safran sulle prestazioni del motore con la limitazione relativa alla FCU (FCU NG max stop 99,9 % N1 invece che 102,16% N1) ha evidenziato che la riduzione di NG max stop non abbia avuto alcun impatto sui parametri stabilizzati (coppia, potenza, N1, N2), se non una leggera diminuzione del minimo N2 (massimo 1% N2) nel caso di una richiesta di 62,4 daNm sull'albero.
Per quanto riguarda la coppia massima che il motore avrebbe potuto erogare se la richiesta di potenza (aumento del passo collettivo) avesse portato la FCU a raggiungere il limite NG max del 99,9%, la simulazione ha dimostrato come la riduzione di NG max stop non abbia avuto alcun impatto sui parametri stabilizzati (coppia, potenza, N1, N2), se non una leggera diminuzione del minimo N2 (massimo 1,4% N2).

In conclusione, la simulazione ha riportato un valore di potenza fornito dal motore di 397 kw rispetto ai 392 kw necessari.
Tuttavia, la stessa Safran ha specificato che, nel caso di una FCU il cui stop massimo NG sia limitato, la stessa mostra una dinamica più lenta, che ha un impatto solo nel caso di un transitorio rapido, cioè nel caso di un aumento troppo veloce del passo collettivo (<1 secondo), che lo stesso *Manuale di volo* raccomanda di evitare.
È evidente, tuttavia, che sia la perdita al condotto P2 sia le limitazioni dovute alla FCU abbiano ulteriormente degradato, seppure di poco, le prestazioni già prossime al limite del motore.
Non si esclude, inoltre, che la rottura della testa del rotore e il conseguente disassamento del propulsore possano essere occorsi anche in una condizione di bassi giri: le forze prodotte sulla testa del rotore dall'impatto della pala con il terreno davanti all'elicottero potrebbero essere stati sufficienti (data la lunghezza della pala) a provocare i danni suddetti.

Fattore ambientale.
Nonostante le condizioni meteorologiche fossero perfettamente compatibili con l'attività VFR schedulata, l'elevata temperatura associata all'alta quota pressione insistenti nella zona da cui l'elicottero è decollato potrebbero aver contribuito alla dinamica dell'incidente, riducendo le prestazioni del motore. Inoltre, il vento moderato con raffiche intense a tratti potrebbe aver indotto il pilota ad effettuare una accelerazione più decisa per contrastare gli effetti di una raffica improvvisa.

Fattore umano.
Il pilota aveva all'attivo una vasta esperienza, con oltre 8000h di volo, di cui 5700h sul tipo di elicottero incidentato. Aveva svolto regolarmente una consistente attività di volo, accumulando quasi 400h nei 12 mesi precedenti e 40h nei precedenti 30 giorni. Era a conoscenza delle procedure normali e di emergenza e delle caratteristiche del tipo di elicottero AS350, su cui svolgeva anche mansioni da TRE.
Anche la piazzola da cui era decollato l'elicottero era ben conosciuta dal pilota, che aveva spesso operato da "Il Picciolo Etna Golf", anche in analoghe condizioni ambientali.
Tuttavia è possibile che in fase di decollo, anche a causa di possibili raffiche di vento insistenti sull'area, egli abbia richiesto potenza all'elicottero in maniera troppo repentina, tale da inficiare ulteriormente le prestazioni già deteriorate della FCU e, in generale, del motore.
La conseguente manovra di emergenza che ha portato l'elicottero a impattare il suolo è risultata in linea con quanto

previsto dall'AFM, vista l'impossibilità di effettuare una autorotazione ad una quota così esigua.
L'atterraggio, duro ma non eccessivamente violento, avvenuto in un'area in leggera pendenza, potrebbe aver favorito l'insorgenza delle vibrazioni che hanno portato al *blade strike* e al cedimento del castello motore e del rotore principale.

Cause

La causa dell'incidente è probabilmente riconducibile ad una erogazione di potenza del motore non compatibile con la richiesta del pilota, per consentire un passaggio graduale dell'elicottero dalla condizione di HIGE a quella di HOGE. In tale contesto hanno ragionevolmente contribuito all'accadimento dell'evento i seguenti fattori.

- Il motore, seppur nominalmente idoneo a fornire la potenza necessaria per le condizioni del giorno, ha evidenziato una serie di limitazioni dovute alla contaminazione della FCU e alla perdita di pressione dal condotto P2, che ne hanno inficiato le prestazioni.
- Le condizioni ambientali (alta quota e alta temperatura), unitamente alla massa dichiarata al decollo, che era poco al di sotto della massa massima dell'elicottero in suddette condizioni, hanno influenzato in maniera negativa la capacità del motore di fornire la potenza massima necessaria.
- La possibilità che il pilota abbia, seppur involontariamente, effettuato una accelerazione repentina, forse per contrastare gli effetti del vento a raffiche, eccedendo la potenza massima erogabile dal motore.

Raccomandazioni di sicurezza

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

Elenco allegati

Allegato "A": documentazione fotografica.

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 AS350 B1 marche I-CSAM.

Foto 2: luogo dell’incidente e danni riportati dall’elicottero AS350 B1 marche I-CSAM. Vista laterale sinistra.

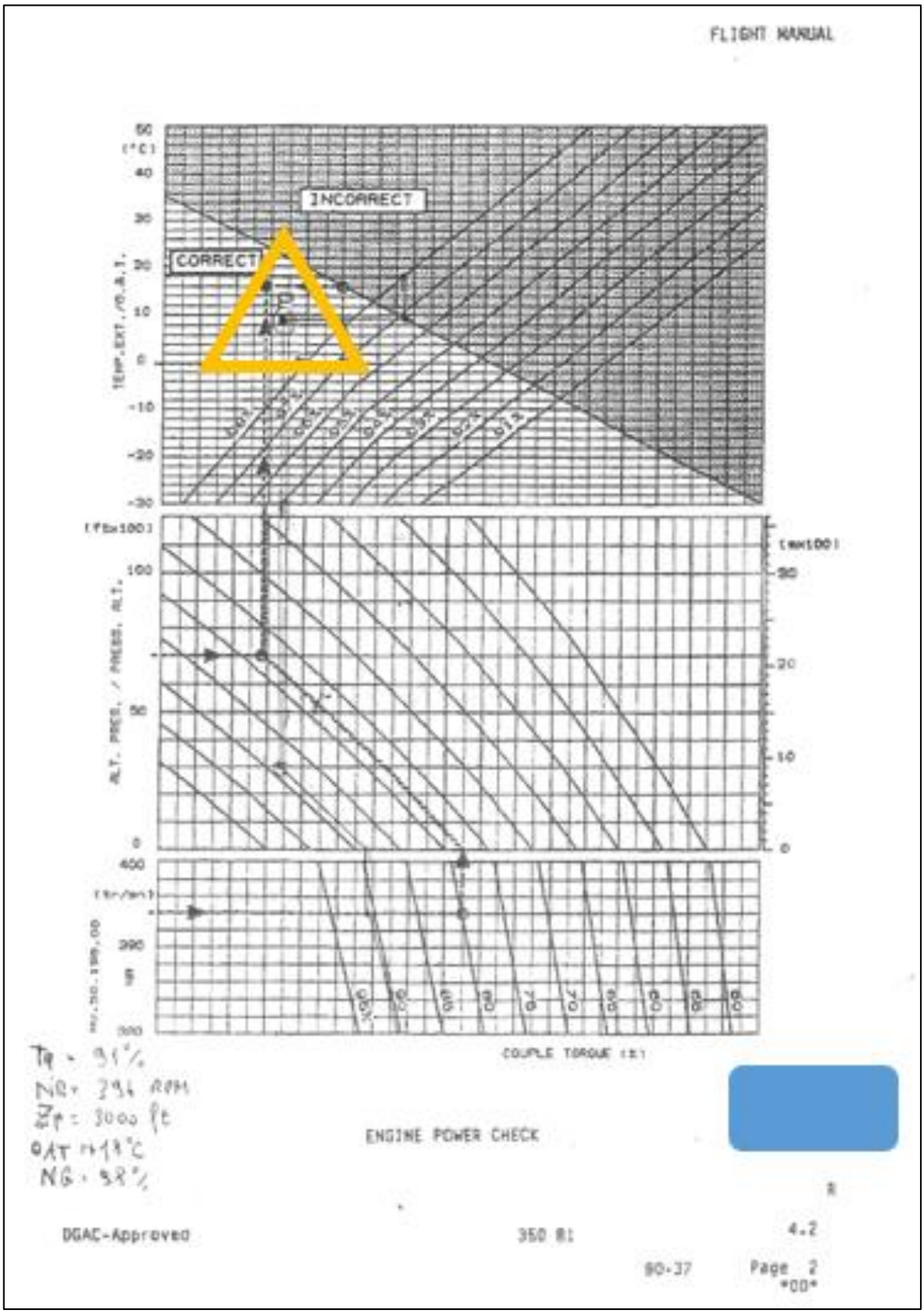


Figura 1: diagramma dell’ultima prova di potenza effettuata sull’elicottero I-CSAM.

WEIGHT & BALANCE REPORT
ETNAG -> LICJ
(Page 1 of 2)

76996;68
FliteMap 9.04

DATE: July 31, 2017

AIRCRAFT TYPE: EUROCOPTER
AIRCRAFT TAIL #: I-CSAM

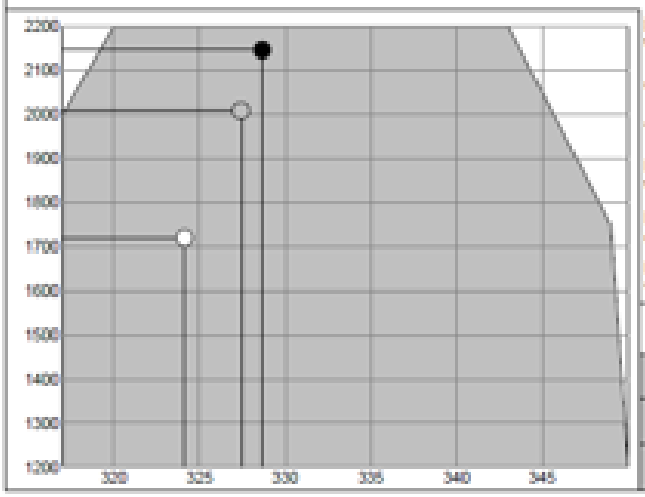
ITEM	ARM	MIN	MAX	WEIGHT (KGS)
Basic Empty WT	352.0	--	--	1378
3 Pax Panca Post.	254.0	55	270	0
4 Pax Panca Post.	254.0	55	360	0
2 Pax Panca Post.	254.0	55	180	0
1 Pax Panca Post.	254.0	55	95	104
Merce Sed. Copilot.	155.0	--	--	0
Merce dietro Sed. Pil.	225.0	--	--	0
Merce Bag. Sx o Dx	320.0	--	--	0
Merce Bag. Posteriore	460.0	--	--	30
FUEL	347.0	71	422	426
Pilota	155.0	--	--	0
Pilota+Copilota	155.0	--	--	208
Pilota+1Pax Panc.Ant.	155.0	--	--	0
Pilota+2Pax Panc.Ant.	155.0	--	--	0

WEIGHT & BALANCE REPORT
ETNAG -> LICJ
(Page 2 of 2)

76996;68
FliteMap 9.04

REPORT DATE: July 31, 2017

AIRCRAFT TYPE: EUROCOPTER
AIRCRAFT TAIL #: I-CSAM



ITEM	ARM	MIN	MAX	WEIGHT (KGS)
RAMP WEIGHT				2146
CG				328.7
% MAC				--
LANDING WEIGHT				2009
LANDING CG				327.4
LANDING % MAC				--

● AS LOADED
○ LANDING
○ ZERO FUEL

Figura 2: diagramma di peso e centraggio prima del volo dell’incidente.

Foto 3: luogo dell’incidente e danni riportati dall’elicottero AS350 B1 marche I-CSAM. Vista del lato anteriore sinistro e tracce al suolo dovute al *blade strike*.

Foto 4 e 5: luogo dell’incidente e danni riportati dall’elicottero AS350 B1 marche I-CSAM. L’elicottero è atterrato su un pendio con un assetto di *pitch down* combinato con un leggero rollio a sinistra (riferimento all’elicottero).

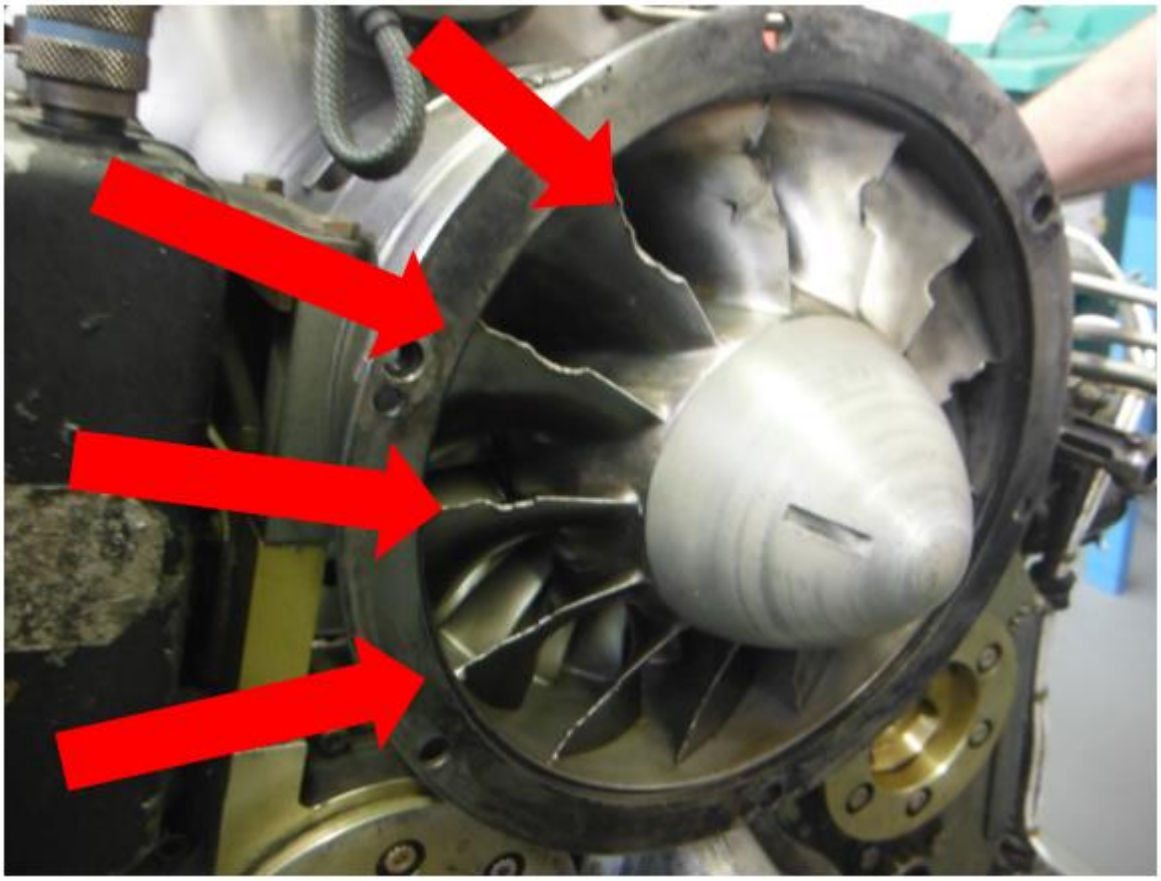


Foto 6: particolare del *compressor inlet* e dei segni di ingestione di materiale metallico su tutte le palette (indice di rotazione dello stesso).

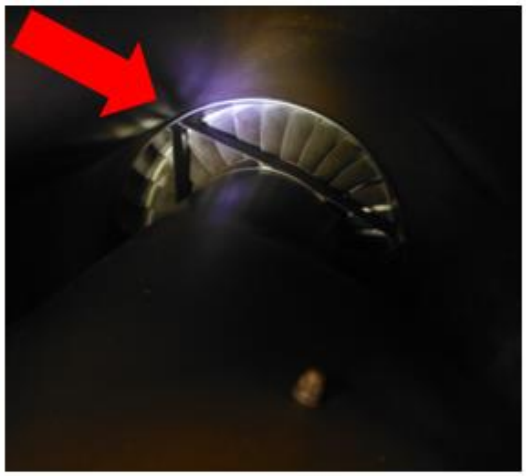


Foto 7 e 8: particolare della turbina osservata attraverso lo scarico, dove si notano residui metallici spalmati sulle palette e sulle parti statoriche.

Foto 9: particolare della parte frontale di connessione all’albero di trasmissione del rotore principale dove sono stati riscontrati segni di rotazione e torsione.

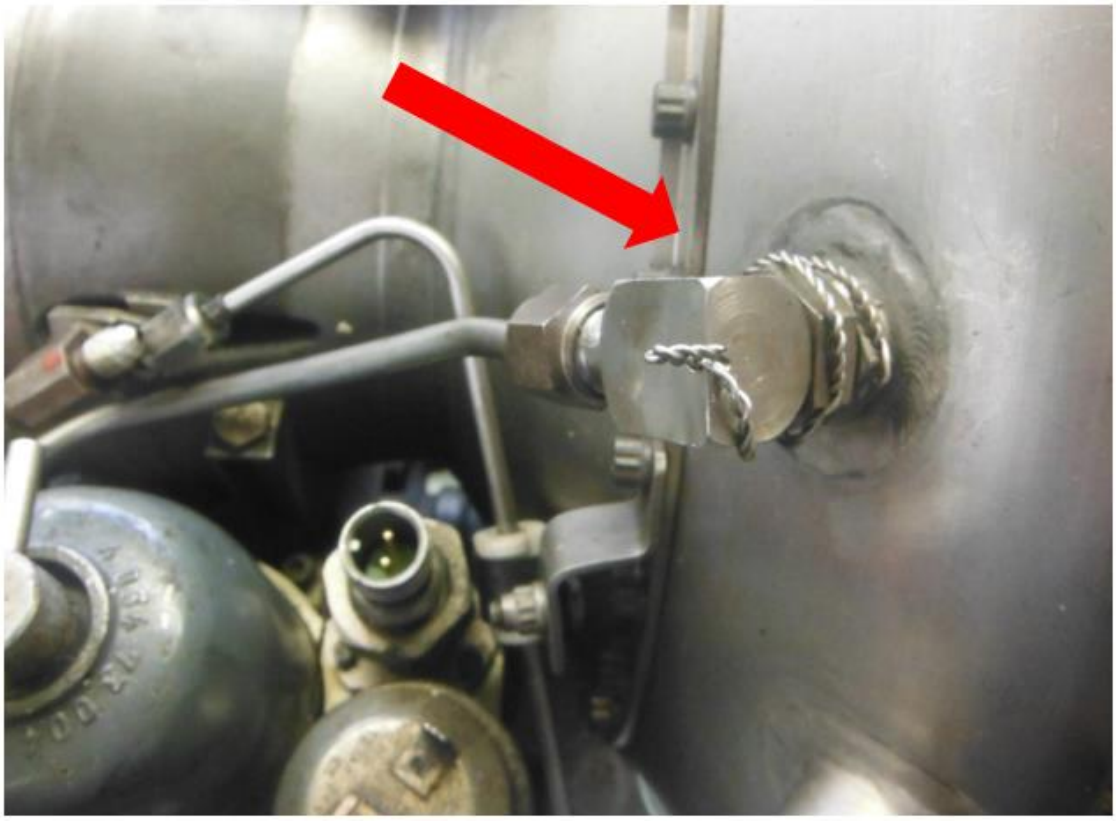


Foto 10: particolare della tubatura della pressione P2/P3 trovata allentata alla base e della frenatura non effettuata correttamente.

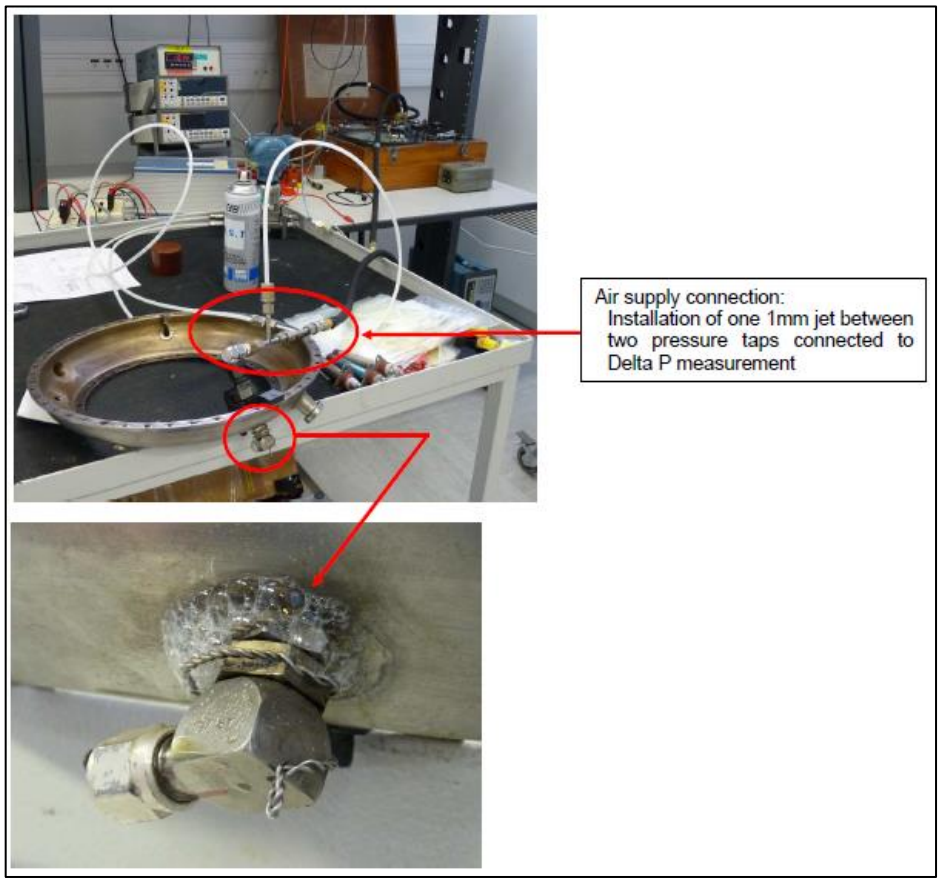


Foto 11: prove di tenuta effettuate sul condotto P2 (tratto dalla relazione tecnica Safran).

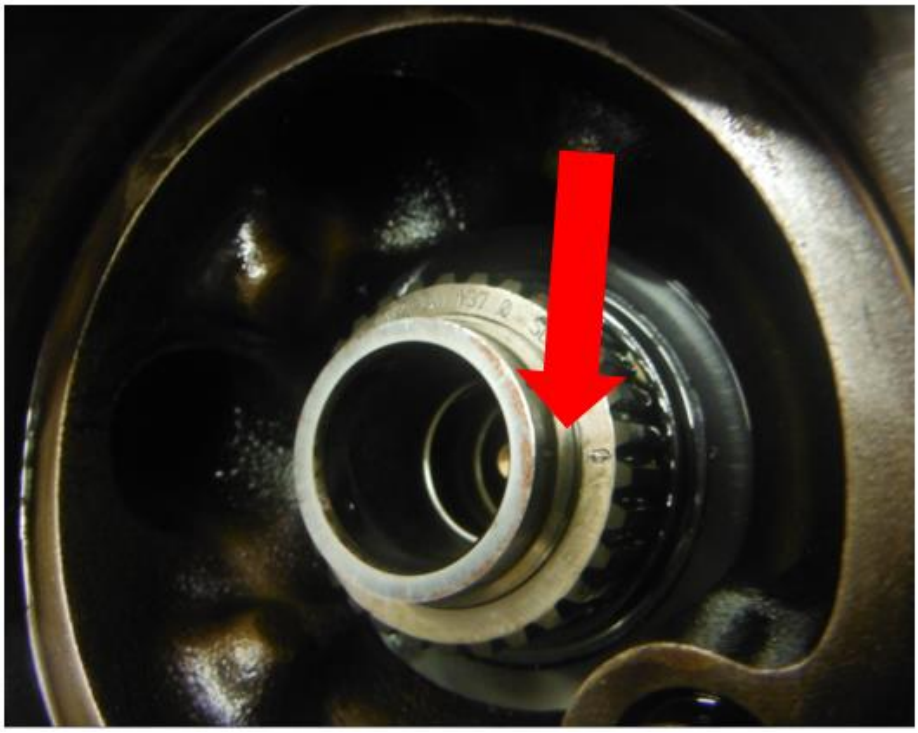


Foto 12: particolare dell’allineamento delle linee di fede dei bulloni relativi all’a*ccessory box*, indicante che il motore non ha subito *overtorque*.

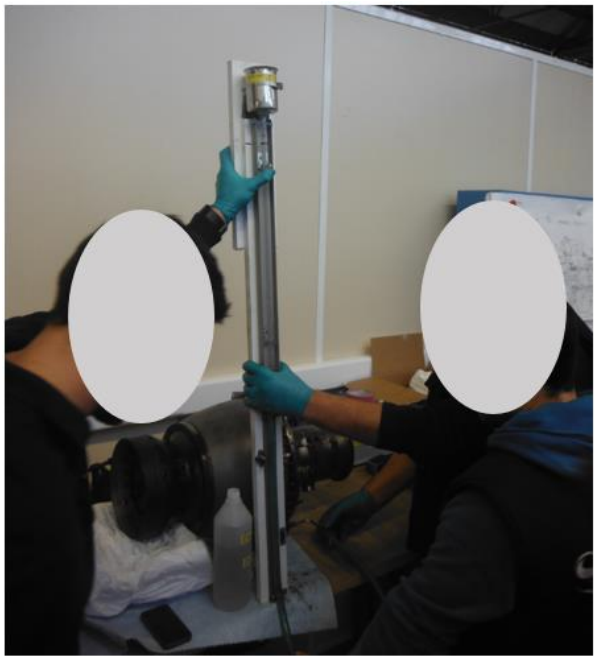


Foto 13: prova di tenuta dell’impianto carburante relativo alle parti interne del motore, in particolare, della *injection wheel*.

Foto 14 e 15: particolare di una cricca sulla *case* del diffusore centrifugo e danneggiamenti alla parte statorica dello stesso.

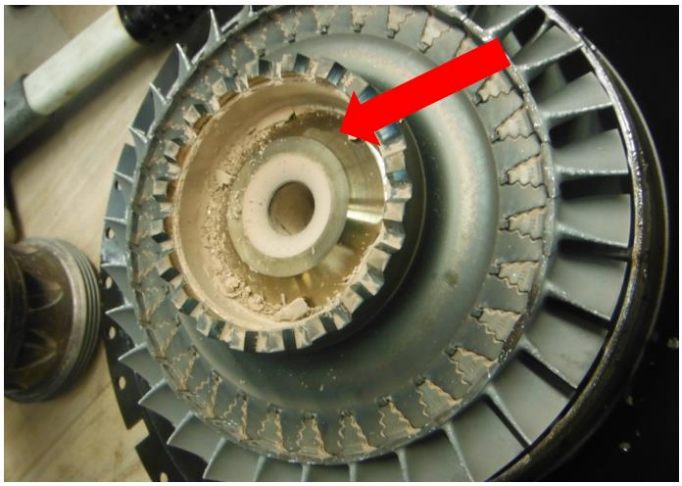


Foto 16: particolare dell’interno dell’albero a ingranaggi dove sono stati riscontrati consistenti depositi di sabbia (laterite).

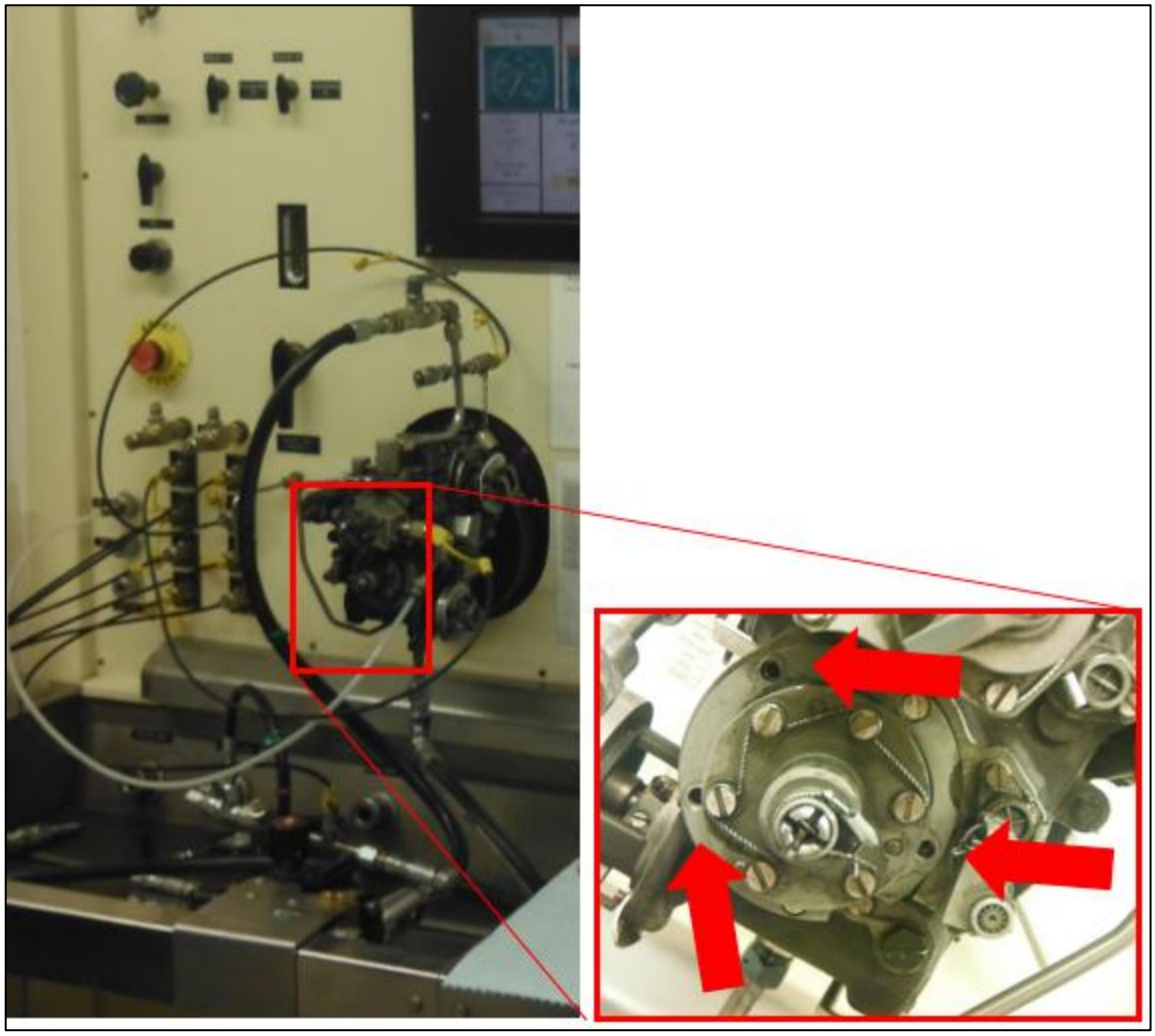


Foto 17: operazioni sulla FCU e particolare delle tre delle cinque viti di fissaggio dell’*acceleration control unit* risultate mancanti.

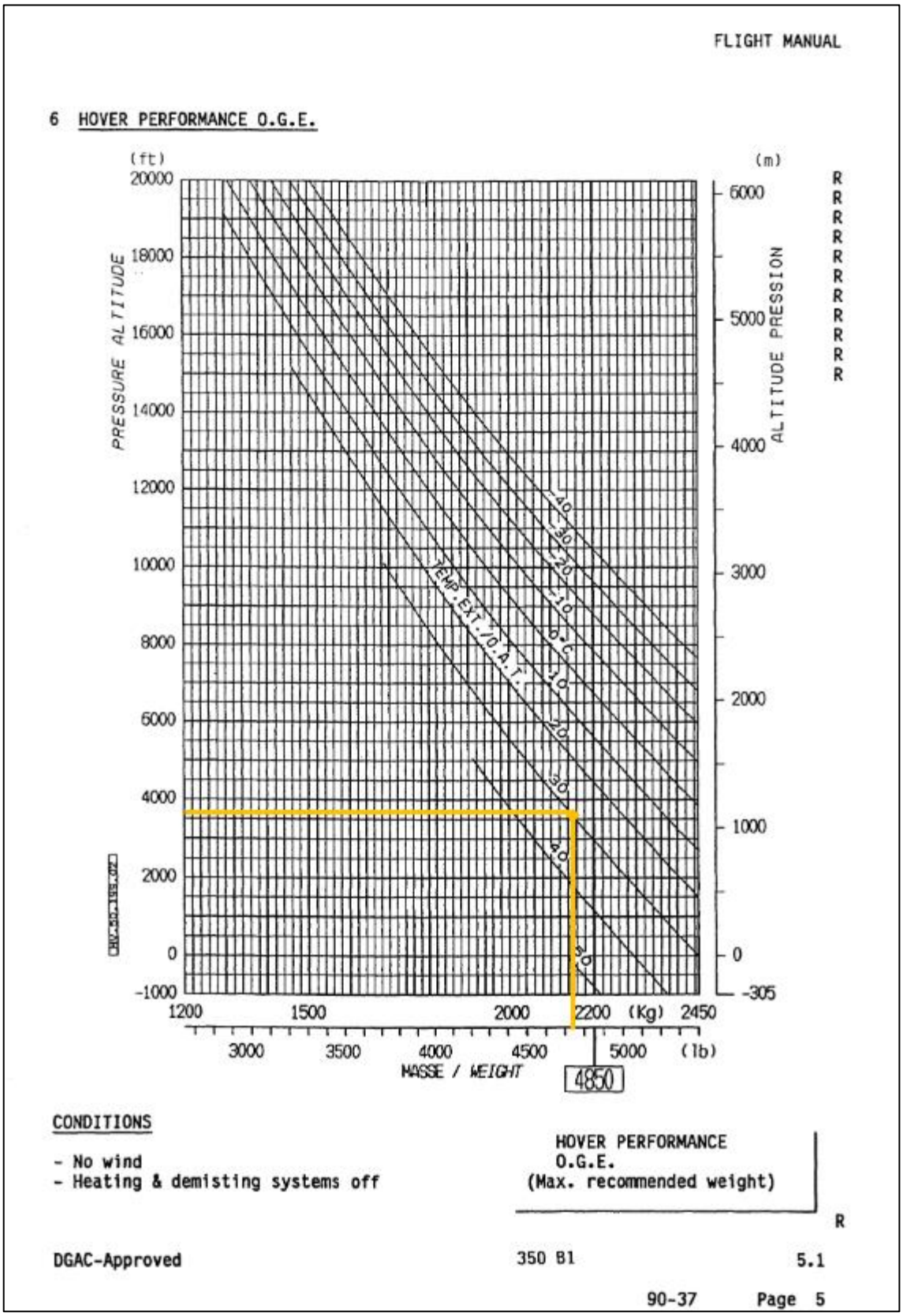


Figura 3: diagramma delle prestazioni dell’elicottero relative all’*hover* OGE nelle condizioni del giorno dell’incidente (tratto dall’AFM).

Helicopter	Flight case	PALT (ft)	OAT (°C)	GWT (kg)	TAS (kt)	ROC (ft/min)	NR (rpm)	WNEC (kW)	TQ (Nm)	Comments
AS350 B1	Hover OGE	2165	30	2165	0	0	386	392	624	No wind, heating & demisting OFF
AS350 B1	Hover IGE 5ft	2165	30	2165	0	0	386	353	562	No wind, heating & demisting OFF

Figura 4: tabella riassuntiva dello studio Airbus Helicopters relativo alla potenza necessaria per mantenere l’elicottero in volo nelle condizioni del giorno dell’incidente.

3.2 ESTIMATION OF THE POWER DELIVERED BY THE ENGINE

Considering the same conditions, the Arriel 1D DECK for an engine mini guaranteed not installed (no installation loss), stabilized conditions, gave us this results:

PMD rating :

- @ 2165 ft (660m)
- OAT 30°C without air bleed
- NG 52210 rpm (100.6%),
- PWSD 427 kW,
- T45 1105 K
- WF 166kg/h (195l/h with standard density 0.85kg/l).

Taking in account the NG max limitation to 100% (instead of 100.6%) the estimated delivered power could have been:

PMD rating :

- NG 51800 rpm (100.0%),
- PWSD 410 kW,
- T45 1086 K
- WF 160 kg/h (188l/h with standard density 0.85kg/l).

The installation loss in hover for an Arriel 1D1 installed on an AS 350 B2 is 10kW.
So, the estimated delivered power could be 400 kW for an engine mini guaranteed installed (PAC margin zero), in stabilized conditions.

- This power level of 400 kW is higher than the 392 kW required in HOGE and of the 353 kW required in HIGE.

Figura 5: condizioni dello studio di Safran sulla potenza erogata dal motore (tratto dalla relazione tecnica Safran).

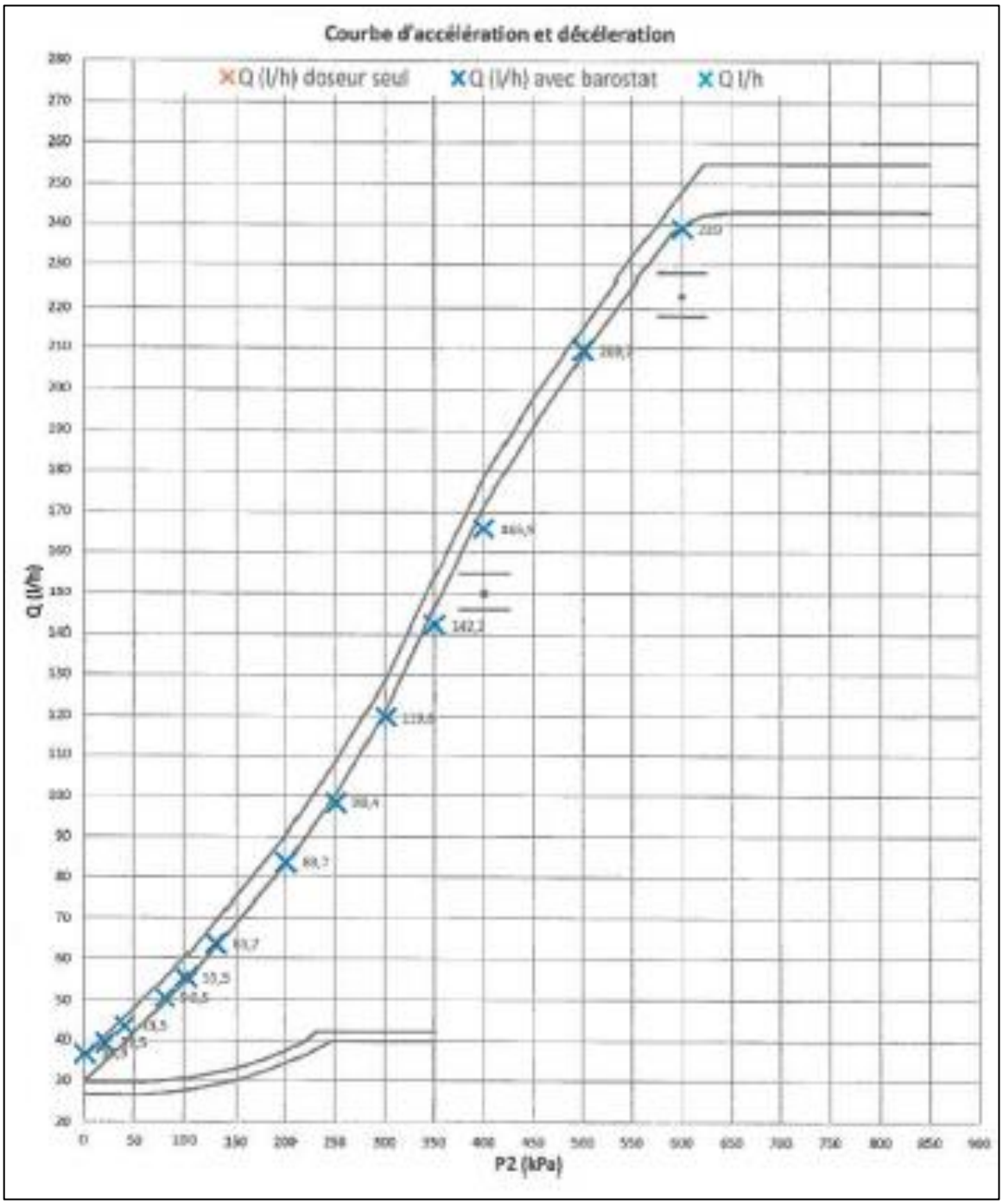


Figura 6: stima della potenza erogata dal motore (tratto dalla relazione tecnica Safran).

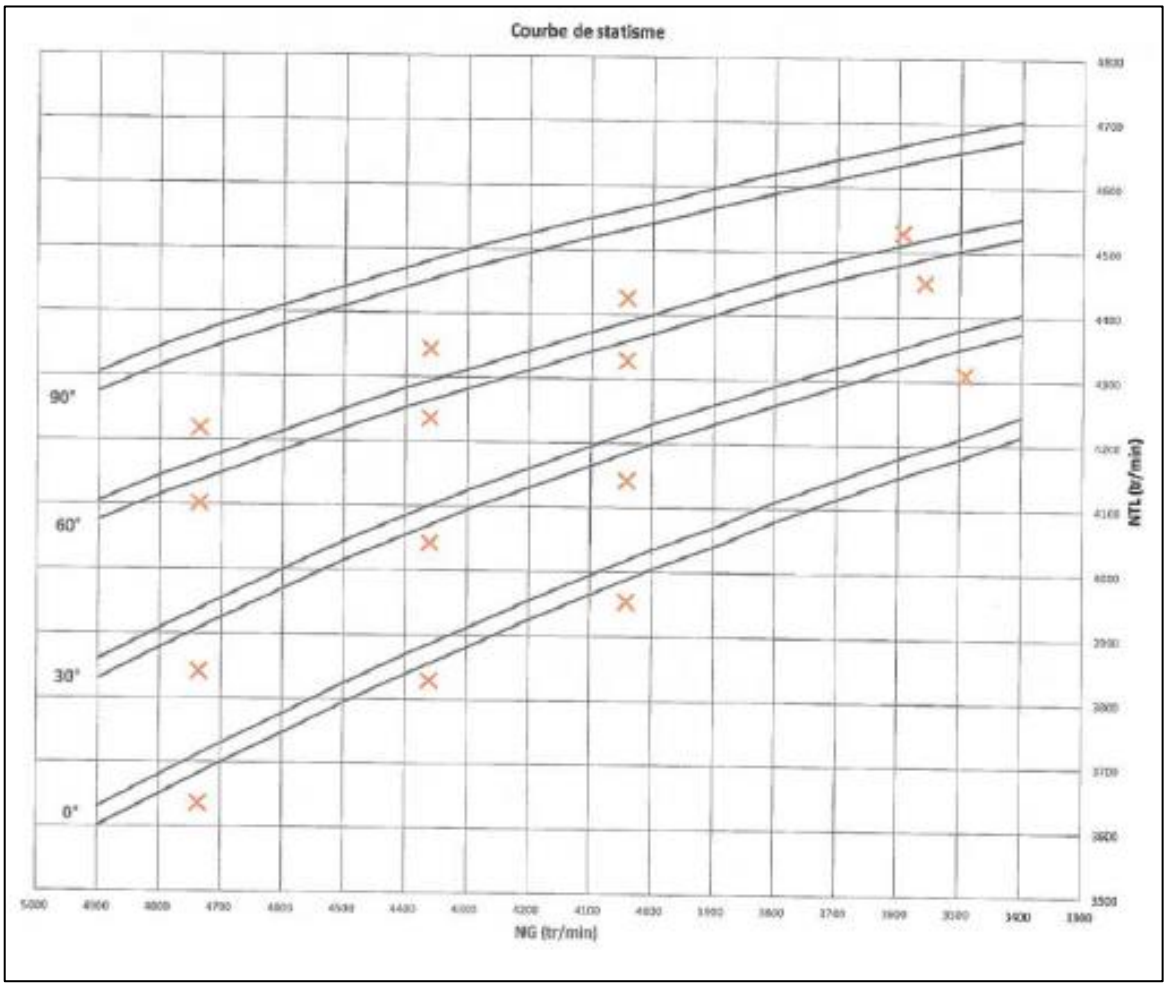


Figura 7: stima della potenza erogata dal motore (tratto dalla relazione tecnica Safran).

Foto 18: particolare della deformazione del trave di coda (giunzione fusoliera/trave di coda).

Foto 19: particolare della deformazione della fusoliera (giunzione fusoliera/ trave di coda).

Foto 20: dettaglio della deformazione del supporto strutturale dell’albero di trasmissione del rotore di coda.

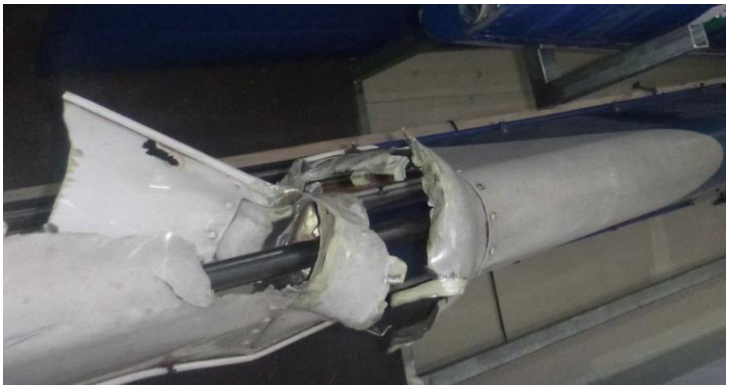


Foto 21: segni di interferenza rotazionale dell’albero di trasmissione con la cappottatura.

Foto 22: particolare delle pale del rotore principale. La pala identificata con la stella rossa è quella che ha subito i danni maggiori durante la sequenza di impatto (tratto dal documento di Airbus Helicopters).

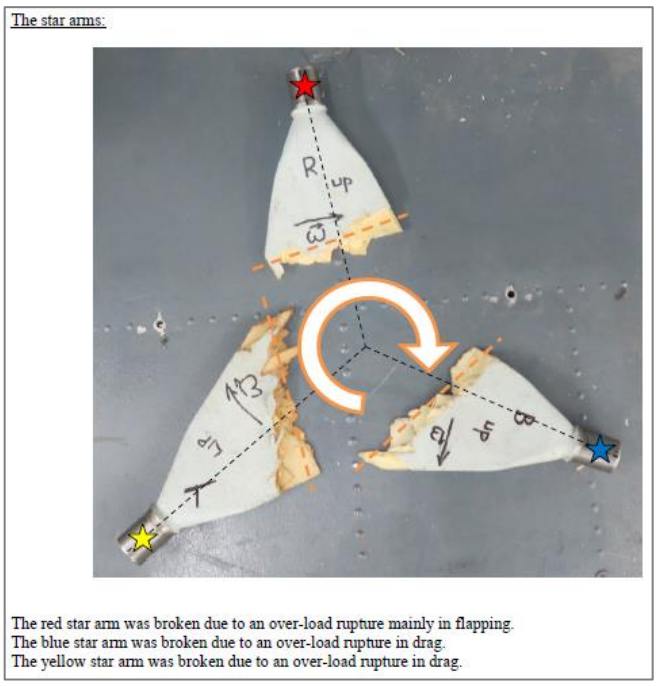


Foto 23: punti di rottura delle pale del rotore principale (tratto dal documento di Airbus Helicopters).

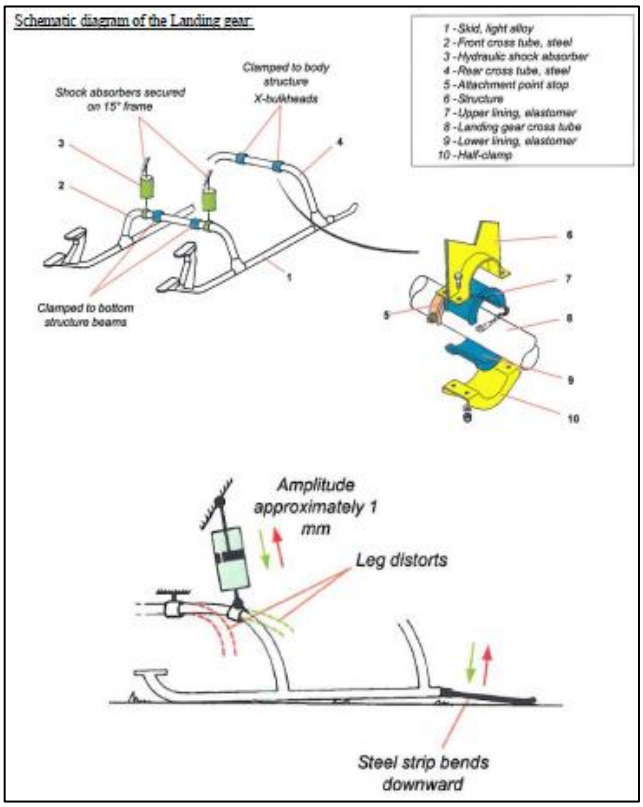


Figura 8: diagramma del pattino di atterraggio dell’elicottero A350 B1 e danni riportati (tratto dal documento di Airbus Helicopters).

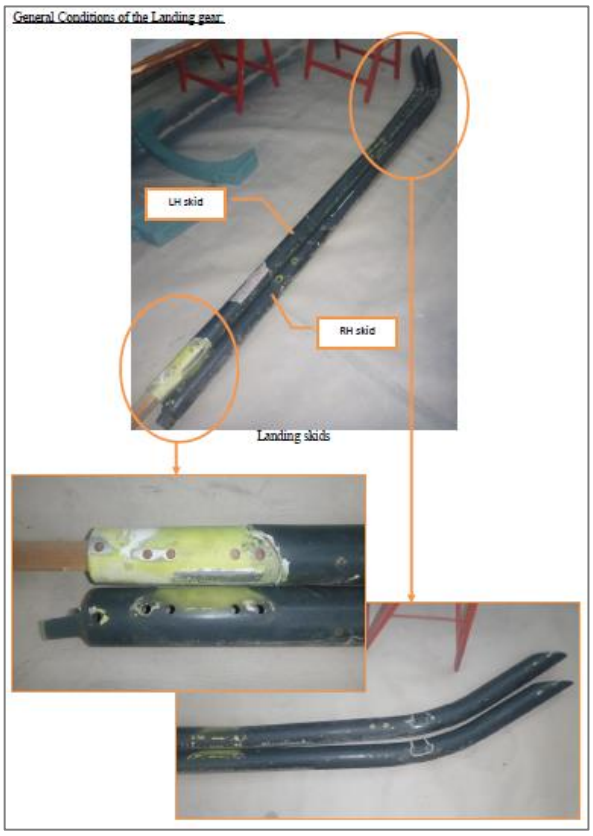


Foto 24: condizioni dei pattini di atterraggio dell’elicottero I-CSAM (tratto dal documento di Airbus Helicopters).

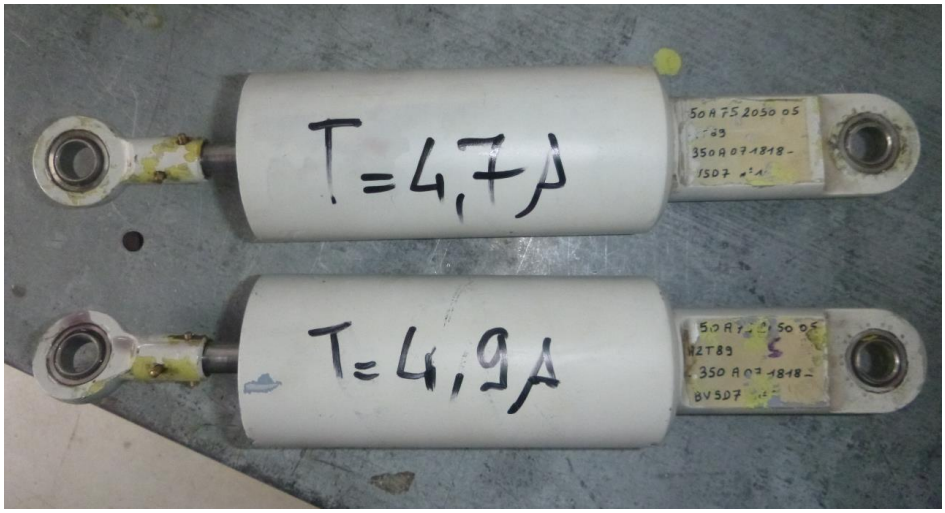


Foto 25: ammortizzatori idraulici della *main gear box*.

Foto 26: incidente citato nel testo occorso ad un AS350 a causa della *ground resonance*.

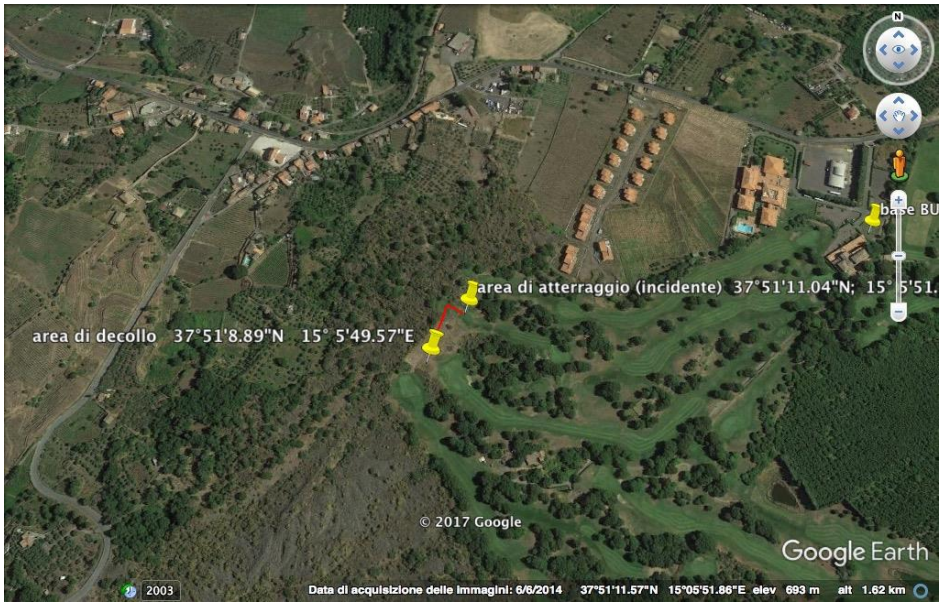


Foto 27: coordinate del punto di decollo e del punto di atterraggio con la traiettoria seguita dall’elicottero durante la manovra, come dichiarato dal pilota (su supporto Google Earth).