



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Rapporto finale n. 2301 del Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI

relativo all'inconveniente grave dell'elicottero AgustaWestland AW109SP, HB-ZRU

del 22 giugno 2014

Cortaccio, Comune di Brissago/TI

Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass während eines steilen Sinkfluges mit rasch zunehmender Geschwindigkeit in einer Rechtskurve der Pedalweg für die Richtungskontrolle um die Hochachse nicht mehr ausreichte, was in Kombination mit einer unzweckmässigen Steuerkorrektur dazu führte, dass die Kontrolle über den Helikopter vorübergehend verloren ging. In der Folge wurde die maximal zulässige Rotordrehzahl überschritten.

Zum schweren Vorfall beigetragen hat die Tatsache, dass der Helikopter nahe oder möglicherweise ausserhalb der zertifizierten Flugbereichsgrenze (*flight envelope*) geflogen wurde.

Considerazioni generali sul presente rapporto

Il presente rapporto riferisce le conclusioni finali del Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza (SISI) in merito alle circostanze e alle cause di questo inconveniente grave.

Conformemente all'articolo 3.1 della 10ª edizione dell'Annesso 13, applicabile dal 18 novembre 2010, della Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (OACI) del 7 dicembre 1944, come anche ai sensi dell'articolo 24 della legge federale sulla navigazione aerea, l'inchiesta su un incidente aereo o inconveniente grave ha come unico scopo la prevenzione di eventi analoghi. L'inchiesta non mira a valutare dal punto di vista giuridico le cause e le circostanze di un incidente o di un inconveniente grave. Non è quindi nemmeno scopo del presente rapporto chiarire questioni relative alla colpa e alla responsabilità civile.

Se il presente rapporto viene utilizzato a fini diversi da quello della prevenzione, occorre tenere debitamente conto di tale circostanza.

La versione di riferimento (originale) del presente rapporto è redatta in lingua tedesca.

Salvo indicazioni contrarie, tutti i dati si riferiscono al momento dell'incidente.

Se non specificato diversamente, tutte le indicazioni orarie contenute in questo rapporto sono espresse in termini di ora locale valida per il territorio svizzero (*local time* – LT) che, al momento dell'incidente, corrispondeva all'ora estiva dell'Europa centrale (*central european summer time* – CEST). La relazione tra LT, CEST e ora universale coordinata (*coordinated universal time* – UTC) è la seguente: $LT = CEST = UTC + 2 \text{ h}$.

Indice

Ursachen	2
Compendio	6
Inchiesta	6
Riassunto	6
Cause	7
Raccomandazioni di sicurezza	7
1 Circostanze	8
1.1 Fatti antecedenti e svolgimento del volo	8
1.1.1 Considerazioni generali	8
1.1.2 Fatti antecedenti	8
1.1.3 Svolgimento del volo fino al momento dell'incidente	8
1.1.4 Svolgimento del volo dopo l'incidente	10
1.1.5 Luogo e ora dell'incidente.....	11
1.2 Persone ferite	11
1.3 Danni al velivolo	11
1.4 Danni a terzi	11
1.5 Informazioni sulle persone	12
1.5.1 Pilota.....	12
1.5.1.1 Considerazioni generali	12
1.5.1.2 Esperienza di volo su elicotteri	12
1.5.1.3 Funzione	12
1.5.2 Helicopter Emergency Medical Services Crew Member	12
1.5.3 Medico	12
1.6 Informazioni sull'aeromobile	13
1.6.1 Dati generali.....	13
1.6.2 Limitazioni.....	13
1.6.2.1 Considerazioni generali	13
1.6.2.2 Velocità	14
1.6.2.3 Numero di giri del rotore	14
1.6.3 Indicazioni e avvertimenti	14
1.6.4 Indicazione e interpretazione di un superamento.....	17
1.6.5 Procedure d'emergenza e in caso di malfunzionamento	17
1.6.5.1 Considerazioni generali	17
1.6.5.2 Elevato numero di giri del rotore.....	17
1.6.5.3 Guasto al rotore di coda	17
1.6.5.4 Guasto al comando del rotore di coda.....	18
1.7 Situazione meteorologica	18
1.7.1 Situazione generale	18
1.7.2 Situazione meteorologica al momento e nel luogo dell'inconveniente grave	18
1.7.3 Informazioni astronomiche	19
1.7.4 Condizioni meteorologiche secondo le dichiarazioni dei testimoni oculari.....	19
1.7.5 Registrazioni webcam	19
1.8 Aiuti alla navigazione	20
1.9 Comunicazioni	20
1.10 Informazioni sull'aeroporto	20
1.11 Registratori di volo	20
1.11.1 Considerazioni generali	20
1.11.2 Electronic Flight Instrument System	20

1.11.3	Data Acquisition Unit	21
1.11.4	Floice	22
1.12	Informazioni sul relitto, l'impatto e il luogo dell'incidente.....	22
1.13	Informazioni mediche e patologiche.....	22
1.14	Incendio.....	22
1.15	Aspetti di sopravvivenza.....	22
1.16	Prove e risultati delle ricerche.....	22
1.16.1	Power on e power off.....	22
1.17	Informazioni sulle diverse organizzazioni e sulla loro condotta.....	23
1.17.1	Guardia aerea svizzera di soccorso	23
1.17.1.1	Considerazioni generali	23
1.17.1.2	Procedure	23
1.17.1.2.1	Considerazioni generali.....	23
1.17.1.2.2	Compiti dei membri d'equipaggio	23
1.17.1.2.3	Comunicazione.....	24
1.17.1.2.4	Procedure in caso di problemi o di situazioni d'emergenza.....	24
1.17.1.2.5	Notifica in caso di incidenti o inconvenienti gravi	25
1.17.2	AgustaWestland.....	26
1.18	Informazioni supplementari	26
1.18.1	Dichiarazioni del pilota.....	26
1.18.2	Dichiarazioni del costruttore	26
1.18.3	Notifica dell'inconveniente grave	27
1.19	Tecniche d'indagine utili o effettive	27
2	Analisi	28
2.1	Aspetti tecnici.....	28
2.2	Aspetti umani e operativi	28
2.2.1	Svolgimento del volo fino al momento dell'inconveniente grave.....	28
2.2.2	Svolgimento del volo dopo l'inconveniente grave	30
2.2.3	Notifica dell'inconveniente grave	31
3	Conclusioni.....	33
3.1	Fatti accertati.....	33
3.1.1	Aspetti tecnici.....	33
3.1.2	Pilota.....	33
3.1.3	Svolgimento del volo	33
3.1.4	Aspetti operativi	34
3.1.5	Condizioni ambientali	34
3.2	Cause.....	34
4	Raccomandazioni di sicurezza, pareri concernenti la sicurezza e le misure adottate dopo l'incidente	35
4.1	Raccomandazioni di sicurezza	35
4.2	Avvertenze sulla sicurezza.....	35
4.3	Misure adottate dopo l'inconveniente grave.....	35
Allegato 1:	Panoramica della traiettoria di volo, con fatti selezionati.....	36
Allegato 2:	Estratto dei dati EFIS (grafico).....	37
Allegato 3:	Estratto dei dati DAU (grafico).....	38

Rapporto finale

Compendio

Proprietario	Schweizerische Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Zürich
Esercente	Schweizerische Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Zürich
Costruttore	AgustaWestland, Cascina Costa di Samarate, Italia
Tipo d'aeromobile	AW109SP
Paese d'immatricolazione	Svizzera
Matricola	HB-ZRU
Luogo	Cortaccio, Comune di Brissago/TI
Data e ora	22 giugno 2014, 20:37 LT

Inchiesta

L'inconveniente grave si è verificato il 22 giugno 2014 alle 20:37 LT. L'annuncio è giunto al servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza (allora *servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni*) il 7 luglio 2014 alle 18:10 LT; l'inchiesta è stata avviata il giorno stesso.

Il servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni ha informato del grave incidente l'Italia, paese di costruzione dell'elicottero. L'Italia ha nominato un rappresentante delegato che ha collaborato all'inchiesta.

Il presente rapporto è pubblicato dal servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza (SISI).

Riassunto

Durante la prima fase di un'operazione di ricerca di una persona dispersa, alcuni membri della colonna di soccorso furono trasportati in volo verso la zona delle ricerche per l'esplorazione terrestre, a bordo dell'elicottero di soccorso AgustaWestland AW109SP, immatricolato HB-ZRU. Dopo un primo volo da Brissago verso il punto d'atterraggio a sud-est della cima del Gridone, il pilota decollò nuovamente, solo a bordo, per caricare altre persone a Brissago.

Durante la ripida discesa in una curva a destra in direzione di Brissago, con velocità in rapido aumento, il pilota si accorse che il muso dell'elicottero girava verso sinistra e tentò di fermare la rotazione con il pedale destro. Nel mentre, si rese conto che il pedale destro era già a fondo corsa. Di seguito, il pilota cercò di favorire la rotazione verso destra aumentando l'inclinazione a destra. L'elicottero assunse allora angolo di rollio di oltre 70° a destra. In considerazione della perdita di controllo, il pilota non vide altra soluzione che far retrocedere il comando ciclico delle pale (*cyclic*). In seguito l'elicottero eseguì una brusca curva a destra con un aumentato fattore di carico e venne oltrepassato il valore massimo ammesso per i giri del rotore.

La missione di volo fu in seguito portata a termine.

Cause

L'inconveniente grave è imputabile al fatto che, durante un volo in discesa ripida con velocità in rapido aumento, durante una curva a destra, l'escursione del pedale destro non è più bastata per garantire il controllo di direzione sull'asse d'imbardata. Questo fatto, associato a un'inadeguata correzione con i comandi, ha causato una momentanea perdita di controllo dell'elicottero. Quale conseguenza, il numero massimo ammesso di giri del rotore è stato superato.

All'incidente contribuì il fatto che l'elicottero era prossimo, se non addirittura oltre, i limiti d'inviluppo di volo certificati (*flight envelope*).

Raccomandazioni di sicurezza

Nell'ambito di questo rapporto finale non vengono emanate raccomandazioni di sicurezza.

1 Circostanze

1.1 Fatti antecedenti e svolgimento del volo

1.1.1 Considerazioni generali

Per la seguente esposizione degli antefatti e per la descrizione del volo sono state prese in considerazione le registrazioni dei dati radar e dei diversi strumenti a bordo dell'elicottero (vedi capitolo 1.11) nonché le dichiarazioni del pilota e di altri membri dell'equipaggio.

Il volo si è svolto secondo le regole del volo a vista (*visual flight rules – VFR*). Si trattava di un volo nell'ambito di un'operazione di ricerca.

1.1.2 Fatti antecedenti

Domenica 22 giugno 2014, l'equipaggio della base d'intervento Ticino della Guardia aerea svizzera di soccorso (*Schweizerische Rettungsflugwacht, Rega*), composto da un pilota, un *helicopter emergency medical services crew member* (HCM) e un medico, era di turno presso la base dell'aerodromo di Locarno (LSZL). Durante la giornata, erano stati eseguiti tre interventi con l'elicottero di soccorso AW109SP, immatricolato HB-ZRU, senza che fossero segnalati eventi particolari.

Verso le ore 19, i membri dell'equipaggio tornarono a casa per prestare il servizio di picchetto notturno dal loro domicilio. Poco dopo, l'equipaggio fu posto in preallarme e fu informato di un possibile volo nell'ambito di un'operazione di ricerca di una persona dispersa. Dopo le precisazioni fornite dalla polizia e dalla colonna del soccorso alpino svizzero (*Alpine Rettung Schweiz ARS*), l'equipaggio fu allarmato definitivamente verso le ore 20 e convocato per il previsto volo di ricerca. I tre membri dell'equipaggio tornarono nuovamente alla base e prepararono l'elicottero per il volo.

1.1.3 Svolgimento del volo fino al momento dell'incidente

Alle 20:22 LT, l'equipaggio decollò dall'aerodromo di Locarno con l'HB-ZRU e volò in direzione di Brissago per iniziare con il trasporto di diversi membri della colonna di soccorso verso la zona di ricerca terrestre.

Alle 20:27 LT, l'elicottero atterrò sul campo di calcio di Brissago, che si trova direttamente sulla riva del Lago Maggiore a un'altitudine di ca. 200 m/M (vedi figura 1, punto 4). Mentre il medico scendeva e tre membri della colonna di soccorso salivano sull'elicottero, i motori rimasero accesi. Altri due membri rimasero a Brissago, in attesa di essere trasportati verso la zona di ricerca con un secondo volo.

Alle 20:28 LT, l'elicottero decollò e si diresse verso la zona di ricerca, localizzata attorno alla cima del Gridone. Dopo un giro di ricognizione, l'HB-ZRU atterrò poco prima delle 20:36 LT sulla cresta a sud-est della cima del Gridone, a un'altitudine di ca. 2140 m/M (vedi figura 1, punto 1). A causa della conformazione del terreno, non fu possibile eseguire un atterraggio completo. Per far scendere l'HCM e i tre membri della colonna di soccorso, l'elicottero rimase in volo stazionario con il carrello parzialmente appoggiato al suolo.

Poco dopo le 20:36 LT, il pilota, ora solo a bordo, decollò nuovamente per scendere verso Brissago e caricare il medico e i rimanenti membri della colonna di soccorso. Con un'accentuata manovra di *nose down*, il pilota portò l'elicottero in un ripido volo di discesa, scendendo lungo il pendio con velocità in rapido aumento (vedi figura 1 e allegati), in direzione di Brissago. Dopo il decollo dalla cresta, il comando del passo collettivo delle pale (*collective*) fu gradualmente abbassato.

Secondo la propria descrizione, passando davanti al "Rifugio Al Legn" (vedi figura 1 punto 2), il pilota si rese conto, grazie a una bandiera, che soffiava un marcato

vento da nord e decise di perdere quota scendendo lungo il fianco del pendio fino a Brissago. Per questa ragione, sarebbe sceso impostando una leggera curva a destra e cercando di ottimizzare il volo di discesa.

Durante la curva a destra, il pilota si rese conto dell'elevato rateo di discesa, e che il piede destro raggiungeva il fondo corsa. Quando il muso dell'elicottero iniziò a ruotare verso sinistra, il pilota tentò di fermare la rotazione con l'aiuto del pedale destro. A quel momento si rese conto che il pedale destro era già a fondo corsa. Il pilota tentò allora di favorire la rotazione verso destra aumentando l'inclinazione a destra. Secondo le dichiarazioni del pilota, a quel punto l'elicottero assunse un'inclinazione laterale apparente di 70° - 80° a destra; ed ebbe l'impressione che, se non ci fosse stata la porta, sarebbe caduto fuori dall'elicottero. Il pilota provò la sensazione che l'elicottero non fosse più governabile. In quel frangente, non intravede altra soluzione che far retrocedere il comando del passo ciclico delle pale (*cyclic*), cosciente del fatto che questa manovra avrebbe fatto aumentare in modo rilevante il numero di giri del rotore. Con quell'impostazione dei comandi e con il pedale destro a fondo corsa, secondo le dichiarazioni del pilota, l'elicottero eseguì una brusca curva a destra con un elevato numero di g^1 (vedi figura 1 punto 3). Fino a quel momento, il pilota non si sarebbe servito del *collective* in modo consapevole. In seguito alla brusca manovra, la velocità sarebbe diminuita di ca. 20 kt, l'avvertimento acustico per un elevato numero di giri del rotore sarebbe risuonato ed egli avrebbe letto sullo strumento il valore 112% per il numero di giri del rotore. Per evitare un ulteriore aumento del numero di giri del rotore, aumentò immediatamente il *collective*.

Dopo i fatti descritti, con l'HB-ZRU nuovamente sotto controllo, il pilota si assicurò che l'elicottero fosse governabile totalmente tramite tutti i comandi: *collective*, *cyclic* e pedaliera. Non avendo il pilota mai sperimentato un assetto di volo simile, pensò dapprima ad un'avaria al rotore di coda. Fortunatamente il rotore di coda funzionò di nuovo correttamente.

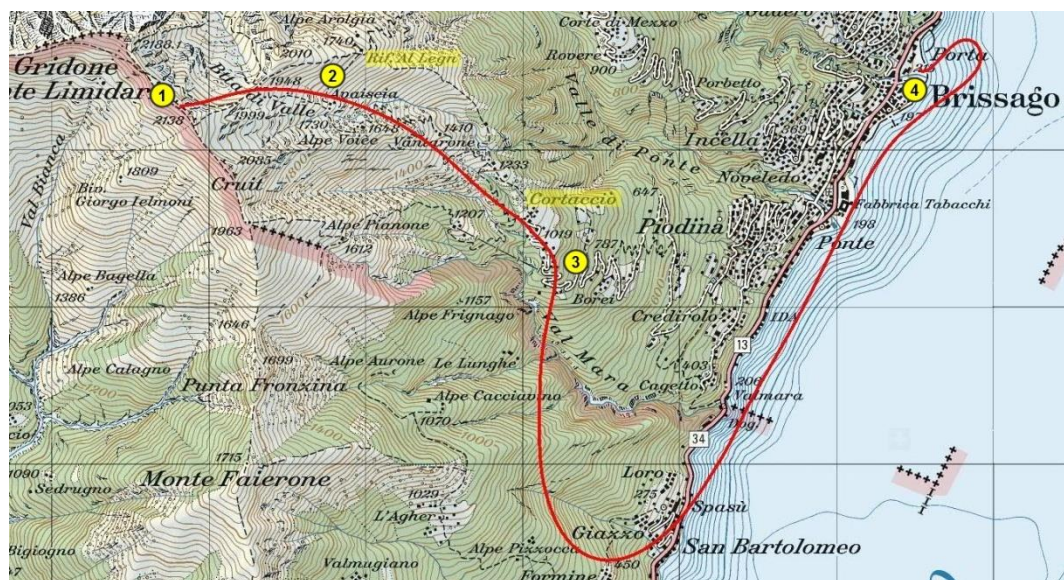


Figura 1: Traiettorie dal punto d'atterraggio a sud-est della cima del Gridone (1) verso Brissago (4). Evidenziati in giallo il "Rifugio Al Legn" (2) e il monte di Cortaccio (3), nelle vicinanze del quale si è verificato l'incidente; vedi anche l'allegato 1.

¹ g: Accelerazione terrestre = 9.81 m/s²

1.1.4 Svolgimento del volo dopo l'incidente

Durante l'avvicinamento a Brissago il pilota si accordò via radio con il medico, dicendogli di far sedere sul sedile anteriore sinistro uno dei due rimanenti membri della colonna di soccorso, mentre egli e l'altro membro sarebbero dovuti salire sui sedili posteriori in cabina. In seguito, ci si sarebbe dovuti recare al monte di Cortaccio per far salire a bordo una persona che conosceva bene la zona di ricerca.

L'elicottero atterrò a Brissago poco prima delle 20:40 LT, il pilota lasciò girare il rotore a pieni giri e le persone salirono come stabilito. Il pilota informò il medico dell'inconveniente occorsogli e gli comunicò di aver notato che il valore massimo ammesso per i giri del rotore era stato superato con un picco massimo del 112%. Dopo l'incidente, il pilota dichiarò di sapere, grazie alla sua esperienza di istruttore, che un superamento di quell'entità non avrebbe richiesto lavori di manutenzione, che sono previsti solo a partire da un superamento oltre il 115%. Per questa ragione decise di proseguire l'intervento.

L'atterraggio intermedio al monte Cortaccio per far salire un'altra persona per l'operazione di ricerca, fu eseguito durante il volo di ritorno verso il punto d'atterraggio sulla cresta sud-est del Gridone. Una volta sulla cresta, il pilota discusse dell'inconveniente anche con l'HCM. Con l'accordo di quest'ultimo, decise di continuare come previsto il volo di ricerca.

Il pilota decollò nuovamente dalla cresta verso le 20:47 LT, con a bordo l'HCM, il medico e la persona di Cortaccio, per scrutare il terreno dall'alto alla ricerca della persona dispersa. A causa della quantità residua di carburante e dell'inizio del crepuscolo, il volo di ricerca fu interrotto dopo ca. 30 minuti e il pilota atterrò alle 21:25 LT, presso il "Rifugio Al Legn", per far scendere la persona di Cortaccio. Il pilota ridusse in quel momento la potenza dei motori al minimo, e quindi sullo schermo apparve un'informazione di *exceedance* (vedi capitolo 1.6.4). Il pilota decise di non commutare sul *maintenance-menu* per leggere il valore esatto del superamento (*exceedance*) poiché era cosciente del fatto che vi era stata un'*exceedance*, e poiché aveva comunque già volato per 30 minuti. Ritenne inoltre che il luogo nei pressi del "Rifugio Al Legn" non sarebbe comunque stato idoneo all'esecuzione di eventuali lavori di manutenzione dell'elicottero, che si sarebbero resi necessari se il valore dell'*exceedance* fosse risultato superiore a quello del 112% che aveva intravisto. L'equipaggio tornò in seguito in volo a Locarno, dove atterrò alle 21:33 LT.

Dopo l'atterraggio, il pilota consultò il *maintenance menu*, nel quale figurava un superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore con un picco massimo del 120%. A seguito di ciò, l'HB-ZRU fu tolto dal servizio di volo e l'impresa di trasporto aereo iniziò i lavori di manutenzione necessari (vedi capitolo 1.3). Il giorno medesimo, il pilota redasse una comunicazione interna e un rapporto interno (*air safety report* – ASR), dove, fra l'altro, descrisse la perdita di controllo e il superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore.

Il giorno seguente, l'impresa di trasporto aereo annunciò l'inconveniente grave, tramite un ASR, all'Ufficio federale per l'aviazione civile (UFAC). L'annuncio al SISI fu trasmesso il 7 luglio 2014.

1.1.5 Luogo e ora dell'incidente

Luogo	Cortaccio, Comune di Brissago/TI
Data e ora	22 giugno 2014, 20:37 LT
Condizioni di luminosità	Diurne
Coordinate	696 170 / 107 350 (<i>swiss grid</i> 1903) N 46° 06' 39" / E 008° 40' 57" (WGS 84)
Altitudine	circa 1300 m/M, circa 4300 ft AMSL ²

1.2 Persone ferite

Ferite	Membri dell'equipaggio	Passeggeri	Numero totale di occupanti	Terzi
Mortali	0	0	0	0
Gravi	0	0	0	0
Lievi	0	0	0	0
Nessuna	1	0	1	Senza oggetto
Totale	1	0	1	0

1.3 Danni al velivolo

In seguito al superamento del numero massimo di giri del rotore, si sono resi necessari estesi lavori di manutenzione all'elicottero.

Il 25 giugno 2014, il costruttore emise un programma d'ispezione dedicato, durante l'esecuzione del quale furono rilevati, fra l'altro, i seguenti punti:

- La testa del rotore di coda e le pale del rotore di coda hanno dovuto essere sostituite³.
- La testa del rotore principale e le pale del rotore principale hanno dovuto essere spedite al costruttore per un'ispezione.
- Diversi componenti dell'intero sistema di trasmissione hanno dovuto essere sottoposti a un'ispezione dettagliata e alcune parti hanno dovuto essere in seguito sostituite.

1.4 Danni a terzi

Non si è verificato nessun danno a terzi.

² AMSL: *above mean sea level*, altitudine sul livello medio del mare

³ Il 12 maggio 2015 il piano d'ispezione è stato modificato: a partire da tale data anche la testa del rotore di coda e le pale del rotore di coda devono essere spedite al costruttore.

1.5 Informazioni sulle persone

1.5.1 Pilota

1.5.1.1 Considerazioni generali

Persona	Cittadino svizzero, anno di nascita 1976
Licenza	Licenza di pilota di linea per elicottero (<i>airline transport pilot licence helicopter – ATPL(H)</i>) secondo l'Agenzia europea per la sicurezza aerea (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>)

Dalle informazioni disponibili emerge che il pilota ha iniziato il servizio ben riposato e in buona salute. Non vi è alcun indizio che la stanchezza abbia giocato un ruolo nell'incidente.

Il pilota prestò servizio presso la base d'intervento Ticino dal 20 al 22 giugno 2014. A partire dal 23 giugno 2014 si assentò per due settimane di vacanza.

1.5.1.2 Esperienza di volo su elicotteri

Totale	4768 h
Di cui sul tipo in questione	2097 h
Durante i precedenti 90 giorni	45 h
Di cui sul tipo in questione	35 h

1.5.1.3 Funzione

Oltre alla sua attività di pilota d'intervento, il pilota ricopriva anche la funzione di *lead pilot* dell'intera flotta di AW109SP della Rega. Era subordinato al responsabile delle operazioni di volo (*flight operation manager – FOM*⁴) e, in qualità di suo sostituto, era addetto fra l'altro alla trattazione di tutte le questioni legate al volo, all'attività e alla tecnica d'istruzione inerenti alla flotta degli AW109SP. Come superiore tecnico degli istruttori e degli istruttori di volo sovrintendeva agli standard dei membri d'equipaggio con l'intento di garantire una "*unité de doctrine*"; collaborava inoltre all'istruzione interna e di perfezionamento nonché ai voli di controllo dei piloti.

1.5.2 Helicopter Emergency Medical Services Crew Member

Persona	Cittadino svizzero, anno di nascita 1964
---------	--

L'HCM era stato istruito come paramedico (soccorritore professionista) e meccanico d'aviazione sul modello AW109SP.

1.5.3 Medico

Persona	Cittadino svizzero, anno di nascita 1961
---------	--

⁴ Nella documentazione della Rega, nel FOM è designato anche quale capo-piloti.

1.6 Informazioni sull'aeromobile

1.6.1	Dati generali	
	Matricola	HB-ZRU
	Tipo d'aeromobile	AW109SP
	Caratteristiche	Elicottero di salvataggio bimotore con carrello a triciclo fisso con ruotino anteriore. Rotore principale quadripala, rotante a sinistra, completamente articolato, compensazione convenzionale della coppia di rotazione mediante rotore di coda tradizionale.
	Costruttore	AgustaWestland, Cascina Costa di Samarate, Italia
	Proprietario	Schweizerische Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Zürich
	Esercente	Schweizerische Luft-Ambulanz AG, Postfach 1414, 8058 Zürich
	Equipaggiamento	Specchio regolabile elettricamente Verricello di salvataggio Pattini antisprofondamento (<i>slump protection pads</i>)
	Ore di utilizzo	1102 h TSN ⁵
	Massa massima ammessa	3175 kg
	Massa e baricentro	Al momento dell'incidente, la massa era di circa 2680 kg. Massa e baricentro erano nei limiti ammessi dal manuale dell'aeromobile (<i>rotorcraft flight manual – RFM</i>).
	Riserva di carburante	Al momento dell'incidente, rimanevano ca. 245 kg di carburante, il che equivale a ca. 70 minuti di volo, riserve escluse.
	Manutenzione	L'ultimo controllo periodico fu eseguito il 19 maggio 2014 a 1073 h TSN.
	Limitazioni tecniche	Nella <i>hold item list</i> (HIL) non vi era alcuna annotazione.
	Ambito di utilizzazione	VFR di giorno e di notte, IFR ⁶
1.6.2	Limitazioni	
1.6.2.1	Considerazioni generali	Le limitazioni sono specificate nella <i>Section 2 Limitations</i> del manuale dell'aeromobile (<i>rotorcraft flight manual – RFM</i>).

⁵ TSN: *time since new*, ore di utilizzo dalla costruzione

⁶ IFR: *instrument flight rules*, regole del volo strumentale

1.6.2.2 Velocità

A seconda dello stato di volo, l'RFM indica le seguenti velocità massime ammesse (*never exceed speed – V_{NE}*):

- V_{NE} (*power on*) 155 KIAS⁷ (fino a un'altitudine di densità di 6000 ft)
- V_{NE} (OEI⁸/*power off*) 128 KIAS (fino a un'altitudine di densità di 6000 ft)

Questi limiti di velocità restano invariati anche con l'attrezzatura installata sull'HB-ZRU (vedi capitolo 1.6.1).

1.6.2.3 Numero di giri del rotore

A seconda dello stato di volo, l'RFM indica il seguente numero massimo ammesso di giri del rotore:

- Massimo (*power on* (AEO⁹))102%
- Massimo (*power on* (OEI))102 %
- Massimo (*power off*)110 %

1.6.3 Indicazioni e avvertimenti

Il cockpit dell'HB-ZRU era equipaggiato con un *electronic flight instrument system* (EFIS) sul cui schermo primario di volo (*primary flight display – PFD*), oltre ad altri parametri, sono indicati l'assetto di volo, l'altitudine di volo, la velocità di volo e i ratei di salita e di discesa (vedi figura 2).



Figura 2: Rappresentazione tramite EFIS dei principali parametri di volo sul *primary flight display* (PFD) (rappresentazione schematica del costruttore, messa a disposizione dalla Rega).

⁷ KIAS: *knots indicated airspeed*, velocità indicata in kt

⁸ OEI: *one engine inoperative*, un motore non operativo

⁹ AEO: *all engine operative*, tutti i motori operativi

La velocità massima ammessa v_{NE} (*power on*) rispettivamente v_{NE} (*OEI/power off*) è indicata in rosso nella scala delle velocità (*speed tape*) mentre per la commutazione sui valori inferiori per *OEI/power off* deve essere soddisfatta almeno una delle seguenti condizioni:

- Almeno uno dei due motori deve essere in avaria (con segnale ENG OUT attivo)
- Almeno uno dei due motori deve essere al minimo (rispettiva leva di comando su IDLE)
- Almeno uno dei due motori deve essere escluso (rispettiva leva di comando su OFF)
- L'indicazione di almeno uno dei due motori deve essere suddivisa (*splitting*) tra numero di giri del rotore (NR) e numero di giri della turbina di potenza (N2)
($NR - N2 \text{ motore1} \geq 1 \%$ oppure $NR - N2 \text{ motore 2} \geq 1 \%$)
- Bassi valori di *torque*¹⁰ di almeno uno dei due motori
($TRQ 1 \leq 2 \%$ oppure $TRQ 2 \leq 2 \%$)

Nel sistema elettronico installato nell'HB-ZRU, l'avvertimento di superamento della velocità massima ammessa v_{NE} (*power on*) è scattato unicamente nello stato di volo *power on*.

Su un altro schermo del cockpit (*electronic display unit – EDU1*), sono rappresentati i principali parametri di potenza dei due motori (N1¹¹, N2, TOT¹², TRQ) come pure i giri del rotore (NR) (vedi figure 3 e 4).

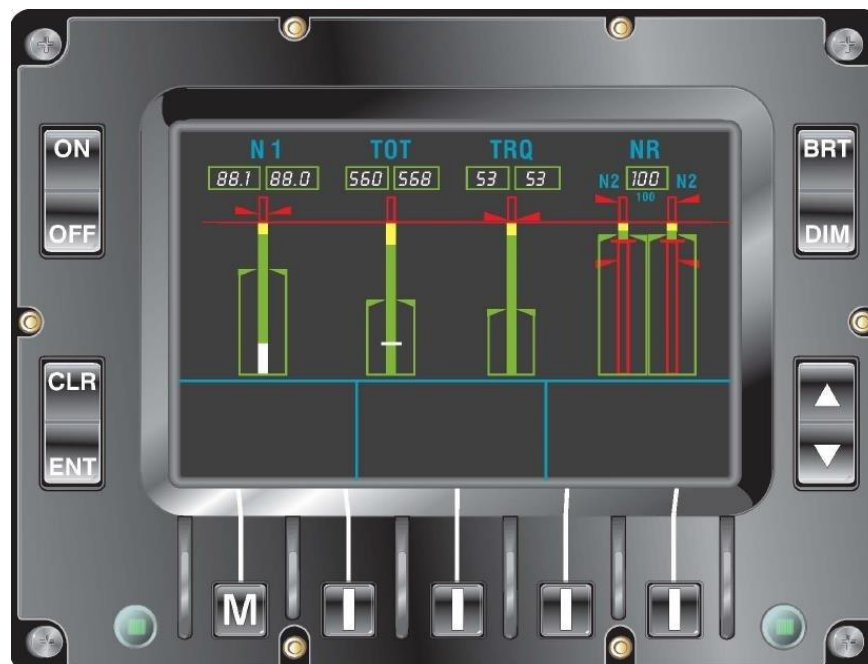


Figura 3: Rappresentazione schematica, fornita dal costruttore, dei principali parametri di potenza dei due motori e del numero di giri del rotore su EDU 1 in AEO.

La rappresentazione di questi parametri dipende inoltre dallo stato di volo dell'elicottero (*AEO/OEI/power off*). Normalmente, il sistema si trova in configurazione

¹⁰ Torque (TRQ), Momento di coppia tra motore e trasmissione

¹¹ N1: numero di giri del compressore

¹² TOT: *turbine outlet temperature*, temperatura di scarico del motore

AEO e commuta in configurazione OEI solo in casi particolari o in stato di *power off*. Per commutare in configurazione *power off* durante il volo, il sistema logico deve rilevare almeno una delle seguenti condizioni:

- Ambedue i motori devono essere in avaria (ambedue i segnali ENG OUT attivi)
- Ambedue i motori devono essere al minimo (rispettive leve di comando su IDLE)
- Suddivisione (*splitting*) dell'indicazione tra numero di giri del rotore (NR) e numero di giri della turbina di potenza (N2) per ambedue i motori (NR - N2 Motore 1 ≥ 1 % e NR - N2 Motore 2 ≥ 1 %)
- Basso valore di *torque* per ambedue i motori (TRQ 1 ≤ 2 % e TRQ 2 ≤ 2 %)

Nello stato di volo AEO (vedi figura 3), il tratto rosso superiore di limitazione del numero di giri del rotore si trova a 102 % (alla fine del settore verde). Se si supera questo valore, oltre il 105 % (linea rossa), contemporaneamente all'informazione "rotor high" risuona anche un avvertimento acustico. Allo stesso tempo, si illumina una scritta rossa "rotor high" in una finestra del cosiddetto *crew alerting system* (CAS) nel settore inferiore dell'EDU 1 (vedi figure 3 e 4) e si accende in rosso direttamente nel campo visivo del pilota la scritta d'allarme *master warning light* (MWL).

Nello stato di volo *power off* (vedi figura 4), il tratto superiore di limitazione del numero di giri del rotore si trova a 110 % (linea rossa). Se questo valore viene superato, un avvertimento acustico risuona contemporaneamente viene annunciata l'informazione "rotor high". Allo stesso tempo, compare la scritta d'avvertimento in rosso "rotor high" nel CAS e si accende in rosso anche l'MWL.

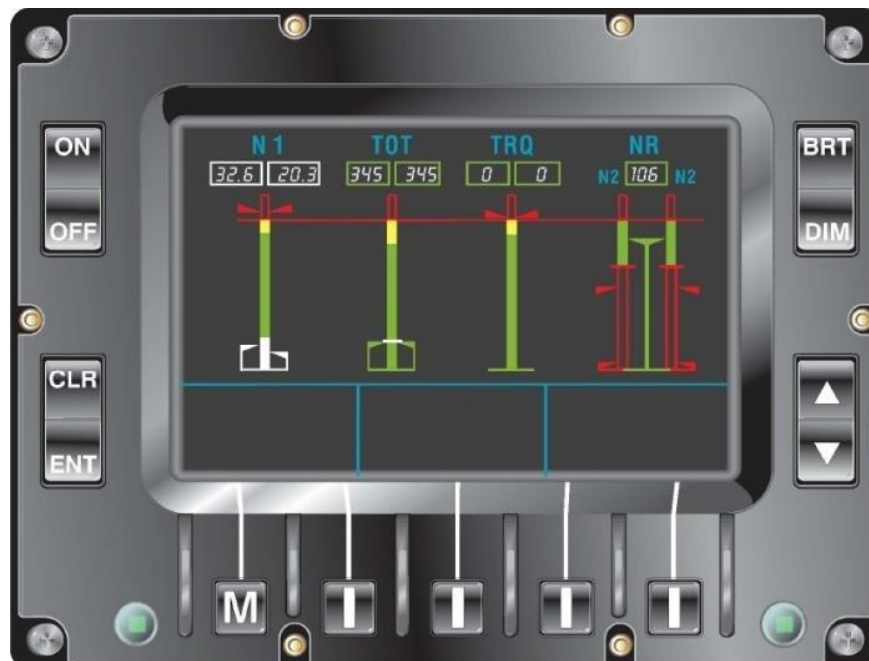


Figura 4: Rappresentazione schematica, fornita dal costruttore, dei principali parametri di potenza dei due motori e del numero di giri del rotore sull'EDU 1 in *power off*.

1.6.4 Indicazione e interpretazione di un superamento

Se durante il volo viene superato un limite, come per esempio il numero massimo ammesso di giri del rotore, un avviso di "exceedance" è inviato allo schermo EDU 2, situato direttamente a fianco dell'EDU 1, che serve a indicare diversi parametri del motore e altri dati. Le informazioni di *exceedance* sono visibili unicamente quando l'elicottero si trova in *ground state*¹³.

Per interpretare tipo, valore esatto e durata dei superamenti, sull'EDU deve essere selezionato il *maintenance-menu*. Ciò è possibile unicamente in *ground state*.

1.6.5 Procedure d'emergenza e in caso di malfunzionamento

1.6.5.1 Considerazioni generali

Le procedure d'emergenza e le procedure in caso di malfunzionamento sono definite nel *Section 3 Emergency and Malfunction Procedures* dell'RFM.

1.6.5.2 Elevato numero di giri del rotore

Quando, contemporaneamente al segnale acustico e all'informazione "rotor high", appare in rosso l'avvertimento "rotor high", occorre dapprima verificare il valore del numero di giri del rotore:

"Check NR."

Nel caso si constati un elevato numero di giri, l'RFM prescrive la seguente misura:

"Raise collective to decrease rotor speed."

1.6.5.3 Guasto al rotore di coda

In caso di guasto al rotore di coda (*tail rotor drive failure*), l'RFM segnala tre casi diversi:

"[...] *The severity of the resulting undemanded yaw due to a tail rotor drive failure depends on the flight condition at the time of the failure. Three cases are to be distinguished:*

- *Tail rotor drive failure in hover.*
- *Tail rotor drive failure in forward flight, power-on.*
- *Tail rotor drive failure in forward flight, low power or power-off.*

However, in all three cases the following indications are present and determine a definite tail rotor drive failure:

- *Attempt to maintain flight condition may require unusual pedal position.*
- *Pedal input does not produce any sustained helicopter response.*
- *Possible noise and vibration from the aft fuselage area.*

"[...]"

Nel caso di guasto al rotore di coda, durante il volo traslato in avanti, con basso *power setting* oppure in *power off*, l'RFM stabilisce quanto segue: [Evidenziato nell'originale]

¹³ *Ground state* significa che l'elicottero si trova al suolo e che il numero di giri del rotore è inferiore all'80 %. In pratica, ciò significa che le leve di comando di ambedue i motori devono essere portate in posizione *idle* (al minimo) oppure *off* (spento).

"Depending on speed and torque applied, loss of thrust on the tail rotor may cause either left or right yaw rate.

Two cases are thus possible:

- 1. Development of left yaw, typically coupled with a left roll.*
- 2. Development of right yaw, typically coupled with a right roll and a pitch down attitude.*

Note

In a low power descent or in autorotation, a tail rotor drive failure could cause the helicopter to yaw left because of the aerodynamics forces produced by the vertical fin."

Nel caso di un *left yaw*, l'RFM prescrive le seguenti misure:

„Gradually raise collective to regain directional control.

Maintain or carefully reduce airspeed.

[...]"

1.6.5.4 Guasto al comando del rotore di coda

Secondo l'RFM, i sintomi di un guasto al comando del rotore di coda (*tail rotor control failure*) sono i seguenti:

"The indications of a tail rotor control failure are:

- Undemanded yaw to the left or to the right.*
- Loss of yaw control: Pedals are free but ineffective or partially effective.*

[...]"

Anche in questo caso, l'RFM distingue tra un guasto durante il volo stazionario (*hover*) oppure durante il volo traslato in avanti (*forward flight*). Nel caso di guasto durante il volo traslato in avanti con *left yaw*, l'RFM prescrive le seguenti misure:

"Gradually raise collective and/or reduce speed to regain directional control.

[...]"

1.7 Situazione meteorologica

1.7.1 Situazione generale

Una debole depressione si estendeva attraverso le Alpi dalla penisola iberica all'Europa sudorientale.

1.7.2 Situazione meteorologica al momento e nel luogo dell'inconveniente grave

Le Alpi ticinesi erano sotto l'influsso di una zona di convergenza che favoriva la formazione di cumuli. Nei pressi del Gridone, cadeva una debole pioggia. La vista in direzione del Lago Maggiore e di Locarno era di almeno 10 km. Il vento medio era debole ma con raffiche fino a 15 kt.

Nuvolosità	3/8 a 5000 ft AGL ¹⁴ (Locarno Monti) 5/8 a 10 000 ft AGL (Locarno Monti)
Tempo	Debole pioggia
Visibilità	10 km o più
Vento	Variabile, 3 kt, con raffiche fino a 15 kt
Temperatura/Punto di rugiada	11 °C / 10 °C
Pressione atmosferica QNH	1019 hPa (Pressione ridotta al livello del mare, calcolata usando i valori dell'atmosfera standard dell'ICAO ¹⁵)
Pericoli	Nessuno

1.7.3 Informazioni astronomiche

Posizione del sole	Azimut: 298°	Altitudine: 6°
Condizioni di luminosità naturale	Giorno	
Tramonto	21:29 LT	
Fine del crepuscolo civile	22:09 LT	

1.7.4 Condizioni meteorologiche secondo le dichiarazioni dei testimoni oculari

Il pilota descrisse che le condizioni meteorologiche erano di nuovo buone dopo una serie di diversi temporali. Soffiava un vento proveniente da nordest con una forza di 10 kt e pioveva leggermente. Il luogo d'atterraggio sulla cresta era esposto a deboli turbolenze.

1.7.5 RegISTRAZIONI webcam

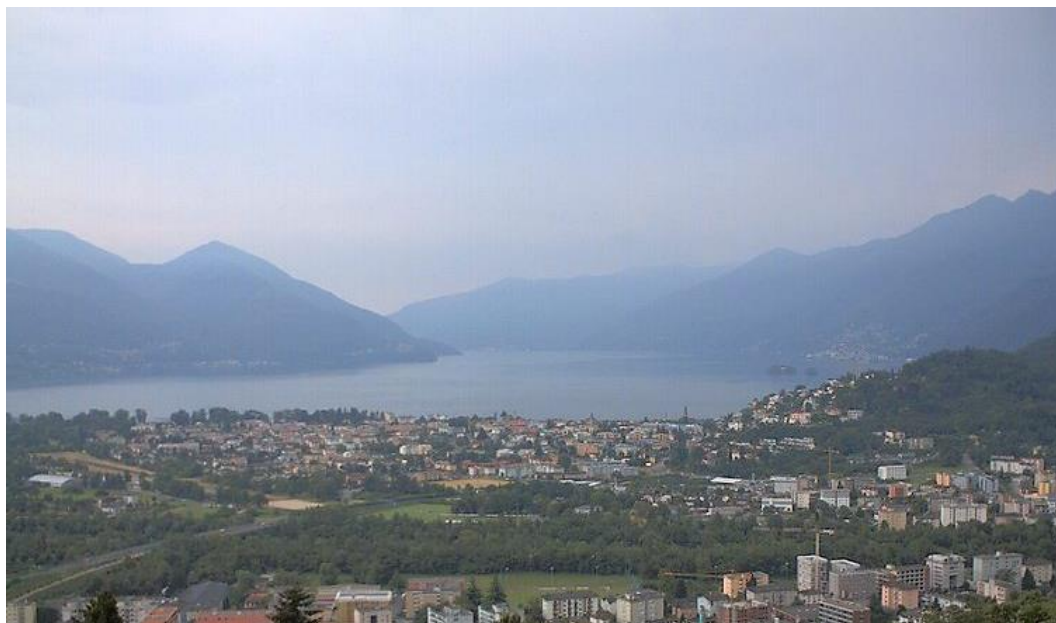


Figura 5: Webcam Locarno, 22 giugno 2014, 20:45 LT. Vista in direzione sudovest.

¹⁴ AGL: *above ground level*, dal suolo

¹⁵ ICAO: *International Civil Aviation Organization*

1.8 Aiuti alla navigazione

Senza oggetto

1.9 Comunicazioni

Le comunicazioni a bordo dell'elicottero ebbero luogo tramite il sistema di comunicazione di bordo (*intercom*). Le comunicazioni non furono registrate.

Le comunicazioni radio tra il pilota e gli altri membri dell'equipaggio si svolsero senza difficoltà. Le comunicazioni non furono registrate.

1.10 Informazioni sull'aeroporto

Senza oggetto

1.11 Registratori di volo

1.11.1 Considerazioni generali

L'HB-ZRU non era equipaggiato né con un registratore dei dati di volo (*flight data recorder – FDR*) né con un registratore ambientale (*cockpit voice recorder – CVR*). Questi apparecchi non erano prescritti.

A bordo dell'elicottero, vi erano però altri strumenti che hanno registrato un importante numero di parametri di volo e dei motori. I dati registrati da questi strumenti durante il volo in oggetto furono salvati dall'impresa di trasporto aereo e messi a disposizione del SISI dopo la notifica del caso.

Per quanto ancora possibile, il SISI procedette in modo autonomo e indipendente a un'ulteriore messa in sicurezza dei dati.

1.11.2 Electronic Flight Instrument System

A bordo dell'HB-ZRU, l'*electronic flight instrument system* (EFIS) ha registrato diversi parametri di volo, con un intervallo di 1 s (vedi capitolo 1.6.3), fra i quali data e ora, posizione GPS, altitudine GPS corretta, angolo d'assetto attorno all'asse di beccheggio (*pitch*), angolo d'assetto attorno all'asse di rollio (*bank*), velocità di volo indicata (*indicated airspeed – IAS*), indicazione del rateo di salita e di discesa (*vertical speed indicator – VSI*) e accelerazione verticale.

Nell'allegato 2, è riportato un estratto dei dati di questo volo, dal decollo dalla cresta a sud-est della cima del Gridone fino a poco tempo dopo l'inconveniente grave. Fra l'altro, i dati indicano quanto segue:

- Poco dopo la partenza dalla cresta, la discesa fu impostata con una manovra di *nose down* con un assetto massimo di 49°.
- La IAS aumentò in modo continuo, raggiungendo il valore massimo di 138 kt alle 20:36:51 LT.
- Anche il rateo di discesa aumentò in modo continuo raggiungendo, quasi nello stesso momento, il valore massimo di 5600 ft/min.
- L'inclinazione laterale a destra raggiunse il valore massimo di 78° alle 20:37:02 LT.
- Subito dopo, l'accelerazione verticale aumentò fino a un valore massimo di 2.2 g.

Grazie a uno speciale software e ai dati a disposizione, è stata prodotta un'animazione 3D del volo integrata in un modello 3D del terreno.

Quest'animazione è consultabile sulla pagina internet del SISI.

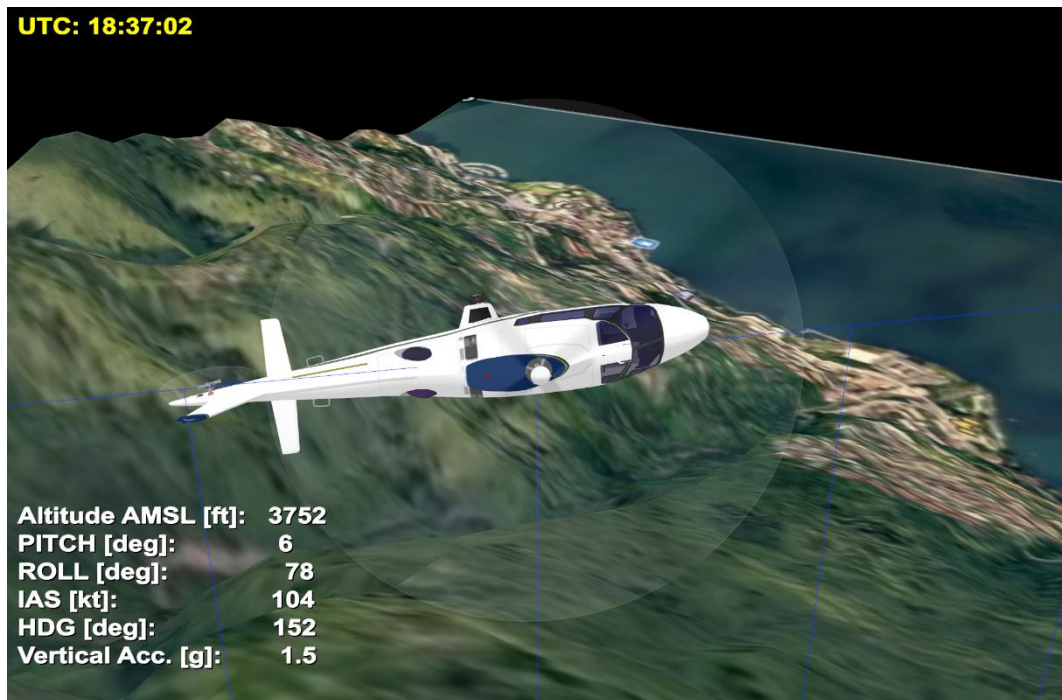


Figura 6: Immagine estratta dall'animazione 3D, basata sui dati EFIS alle 20:37:02 LT, al momento dell'inclinazione laterale massima (*bank*) di 78°

1.11.3 Data Acquisition Unit

L'HB-ZRU era inoltre equipaggiato con una cosiddetta *data acquisition unit* (DAU), che registra, con un intervallo di 1 s e su due canali indipendenti (*channel A* e *channel B*), diversi parametri di volo e dei motori. La DAU è collegata ai due schermi EDU 1 e EDU 2 (vedi capitolo 1.6.3). Tra i parametri registrati, si trova fra l'altro il numero di giri del rotore (NR), il numero di giri della turbina di potenza (N2) per il motore 1 (E1) e per il motore 2 (E2), la posizione della leva di comando del passo collettivo delle pale (*collective lever position* – CLP) in funzione del segnale per E1, rispettivamente E2, e i valori di *torque* per E1 e E2. Gli eventuali superamenti dei limiti (vedi capitolo 1.6.4) sono inoltre memorizzati nel cosiddetto *exceedance log*. La DAU installata nell'HB-ZRU non permetteva di registrare alcun superamento dei valori limite della velocità massima ammessa (*never exceed speed* – V_{NE}) date le sue caratteristiche progettuali.

Tutti i principali dati relativi al volo in oggetto erano presenti. I dati mostrati dai due canali erano praticamente identici. A causa della misura relativa del tempo della DAU, la cronologia dei dati dei due canali dovette dapprima essere sincronizzata con quella dell'EFIS, operazione che fu resa possibile, con una buona approssimazione¹⁶, grazie all'identificazione di episodi caratteristici.

Nell'allegato 3, è riportato un estratto dei dati di volo del canale A, dalla partenza dalla cresta fino a poco tempo dopo l'incidente. I dati mostrano fra l'altro quanto segue:

¹⁶ Il grado di precisione della sincronizzazione è dell'ordine di secondi.

- Dopo il decollo dalla cresta, il *collective* fu gradualmente abbassato e, all'inizio del superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore, si trovava in posizione molto bassa.
- Dopo il decollo dalla cresta, i valori di *torque* dei due motori sono gradualmente diminuiti, raggiungendo circa il 2 %, o meno, verso le 20:37:02 LT.
- Il numero di giri del rotore raggiunse il valore massimo del 119% alle 20:37:06 LT.

Per il volo dell'inconveniente grave, l'*exceedance log* indicava, su ambedue i canali, un valore massimo registrato del numero di giri del rotore del 120 %¹⁷. La durata del superamento ("*rotor high*") fu registrata per 3 s dal canale A e per 4 s dal canale B.

1.11.4 Floice

L'HB-ZRU era equipaggiato con un dispositivo anticollisioni Floice. Utilizzando le posizioni GPS, l'apparecchio registrò fra l'altro il tracciato del volo con un intervallo di 2 s.

I dati relativi al volo in oggetto erano correlati bene con quelli dell'EFIS e con quelli del radar; le altitudini GPS sono di tipi "non corretto" e hanno dunque dovuto essere corrette.

1.12 Informazioni sul relitto, l'impatto e il luogo dell'incidente

Senza oggetto

1.13 Informazioni mediche e patologiche

Senza oggetto

1.14 Incendio

Senza oggetto

1.15 Aspetti di sopravvivenza

Senza oggetto

1.16 Prove e risultati delle ricerche

1.16.1 Power on e power off

Per chiarire l'esatta definizione dei settori di *power on* e di *power off* negli elicotteri, sono state contattate diverse autorità e costruttori di elicotteri. In particolare è stata posta la domanda se una loro definizione fosse possibile mediante unicamente i dati di volo e i parametri motore, e in caso affermativo, è stato inoltre chiesto come questa definizione potrebbe essere formulata.

Le risposte ricevute evidenziano, in linea di massima, una certa unanimità in merito alla formulazione della definizione, in quanto per *power on* si intende uno stato durante il quale il motore aziona il rotore, mentre *power off* descrive uno stato durante il quale il rotore è mosso aerodinamicamente dal flusso d'aria che scorre dal basso verso l'alto, indipendentemente dal fatto che il motore sia in moto o meno. A questo proposito, è stato citato a più riprese l'*Helicopter Flying Handbook*

¹⁷ A causa della maggiore densità del rateo di *sampling*, l'*exceedance log* ha una risoluzione maggiore rispetto a quella dei dati registrati dalla DAU ed è determinante per poter definire i necessari lavori di manutenzione.

dell'Amministrazione federale americana dell'aviazione (*Federal Aviation Administration – FAA*), che a riguardo specifica quanto segue:

"Power-on limitations apply anytime the engine is turning the rotor [...] Power-off limitations apply anytime the engine is not turning the rotor, such as when in an autorotation.

[...]

In a helicopter, an autorotative descent is a power-off manoeuvre in which the engine is disengaged from the main rotor system and the rotor blades are driven solely by the upward flow of air through the rotor. In other words, the engine is no longer supplying power to the main rotor."

D'altro canto, le risposte ricevute evidenziarono anche il fatto che, dal punto di vista tecnico, non esistono apparentemente definizioni universalmente accettate per la certificazione degli elicotteri. La separazione (*splitting*) dell'indicazione tra il numero di giri del rotore (NR) e il numero di giri della turbina di potenza (N2) è però sovente citata come chiaro indizio per lo stato di *power off*. Saltuariamente, è stata menzionata anche la possibilità di utilizzare, quale indicatore di *power off*, i valori di *torque* al disotto di una determinata soglia, tenendo però conto della modesta precisione di misurazione delle sonde nell'ambito dei valori di *torque* bassi, il che è considerato un fattore limitante di questo metodo.

1.17 Informazioni sulle diverse organizzazioni e sulla loro condotta

1.17.1 Guardia aerea svizzera di soccorso

1.17.1.1 Considerazioni generali

La guardia aerea svizzera di soccorso (Rega) è una fondazione di pubblica utilità che fu fondata nel 1952. Il suo fine è quello d'aiutare, secondo i principi della Croce Rossa, persone in stato d'emergenza e bisognose d'aiuto. A questo scopo, dispone di un servizio d'allarme permanente e di una flotta di elicotteri e di aeroambulanze.

Al momento dell'inconveniente grave, la Rega gestiva dodici basi d'elicottero in Svizzera, una delle quali presso l'aerodromo di Locarno in Ticino. La base principale si trova all'aeroporto di Zurigo.

Per un intervento di salvataggio con elicottero, l'equipaggio standard è composto da un pilota, un HCM e un medico.

L'impresa di trasporto aereo Schweizerische Luft-Ambulanz AG è la società che gestisce gli aeromobili della Rega. Al momento dell'incidente, essa gestiva undici elicotteri del tipo AgustaWestland AW109SP, sei elicotteri del tipo Eurocopter EC 145 e tre aeroambulanze.

1.17.1.2 Procedure

1.17.1.2.1 Considerazioni generali

Per i due tipi d'elicottero che gestisce, AgustaWestland AW109SP e Eurocopter EC 145, l'impresa di trasporto aereo applica le procedure previste dal regolamento d'esercizio di volo (*flight operation manual – FOM*). Al momento dell'inconveniente grave, era in vigore l'edizione n. 100 del 22 gennaio 2014. I passaggi più importanti per il caso in oggetto sono trattati nei prossimi paragrafi.

1.17.1.2.2 Compiti dei membri d'equipaggio

Nel capitolo 3 "Crew", sottocapitolo 3.2 "Compiti", sono elencati i compiti dei singoli membri dell'equipaggio. Nell'elenco che riguarda il pilota si legge fra l'altro:

[...]

- *vigila a che la missione sia eseguita con precisione e sicurezza*
- [...]
- *tiene conto delle necessità dei membri dell'equipaggio ma assume la decisione finale*
- [...]"

Nell'elenco dell'HCM si legge fra l'altro:

[...]

- *acquisisce le conoscenze tecniche di base sul corrispondente tipo d'elicottero, in merito alla disposizione dei sistemi e dei sistemi d'emergenza*
- [...]
- *rende attento il PIC in caso di variazioni rispetto ai parametri programmati*
- [...]
- *assiste il medico in caso di trattamento medico e aiuta a prendere le decisioni"*

Nell'elenco del medico si legge fra l'altro:

[...]

- *prende dimestichezza con il corrispondente tipo d'elicottero*
- [...]"

1.17.1.2.3 Comunicazione

Nel sottocapitolo 3.3 "Comunicazione" si legge fra l'altro:

"Tra i membri dell'equipaggio, il dialogo deve essere chiaro e aperto.

In caso di domande rilevanti ai fini della sicurezza di volo e durante il processo di risoluzione di problemi, bisogna tener conto dei principi sanciti dal CRM¹⁸. In particolare, bisogna lavorare con 'domande aperte'. Contrariamente alle 'domande chiuse' e a quelle suggestive, le domande aperte permettono di trovare una soluzione e di evitare malintesi.

Lo scambio d'informazioni e la loro ricerca deve avvenire in modo attivo e passivo per tutti i membri dell'equipaggio.

[...]"

1.17.1.2.4 Procedure in caso di problemi o di situazioni d'emergenza

Nel capitolo 5 "Procedure anormali e procedure d'emergenza" si legge fra l'altro:

"Durante le procedure d'emergenza, la buona collaborazione e il sostegno reciproco sono le premesse che ne garantiscono lo svolgimento senza difficoltà.

[...]

¹⁸ CRM: *crew resource management*. Dall'esperienza maturata con numerosi incidenti, nei quali l'insufficiente collaborazione nel Cockpit si è dimostrata un fattore causale, è stato sviluppato il CRM per l'istruzione degli equipaggi di volo. Il CRM serve a rafforzare la presa di coscienza del fatto che a bordo di un aeromobile, oltre alle conoscenze tecniche, anche le relazioni interpersonali sono decisive ai fini di uno svolgimento sicuro del volo.

In linea di principio, in caso di guasti, problemi o situazioni d'emergenza, per il PIC vale quanto segue: [...] Il PIC identifica la situazione e la comunica, contemporaneamente agli interventi previsti, agli altri membri dell'equipaggio [...]."

1.17.1.2.5 Notifica in caso di incidenti o inconvenienti gravi

Nel capitolo 11 "Gestione, annuncio e comportamento in caso di inconvenienti, incidenti e eventi" si legge tra l'altro quanto segue:

"In linea di principio, l'annuncio di eventi rilevanti che riguardano la sicurezza (occurrences), come pure di incidenti durante il servizio di volo, serve alla prevenzione degli infortuni.

[...]

Oltre alla registrazione e all'annuncio interno, gli incidenti e gli inconvenienti gravi descritti in questo capitolo devono essere annunciati anche all'UFAC e al SISI.

Di regola (se non previsto diversamente in questo capitolo), la comunicazione alle Autorità di eventi e incidenti compete alla GSQ [Gestione sicurezza e qualità] in collaborazione con il FSO [flight safety officer].

[...]"

Nel sottocapitolo 11.1 "Definizioni" è descritto, fra l'altro, quali eventi devono essere classificati 'incidenti di volo' e quali 'inconvenienti gravi'.

Nel caso degli inconvenienti gravi, viene elencata una lista di eventi che corrisponde per la maggior parte a quella dell'ordinanza (EU) N° 996/2010 che ne è la base, differentemente da quest'ultima però, la lista non contempla il punto della perdita di controllo.

Nel sottocapitolo 11.2, sono descritti gli eventi che vanno notificati all'UFAC. Nello stesso si legge fra l'altro:

"I seguenti eventi connessi all'impiego dell'elicottero devono essere annunciati.

- [...]
- *Perdita di controllo (anche parziale o temporanea), indipendentemente dalle cause.*
- [...]
- *Superamento del numero di giri o malfunzionamento del regolatore del numero di giri delle componenti a rotazione rapida (p. es. rotore)*
- [...]
- *Danni a un elemento costruttivo a limite di vita, suscettibili di rendere necessaria la messa fuori servizio anticipata dell'elemento, prima della fine della sua durata di vita*
- [...]"

Nel sottocapitolo 11.2 "Annuncio e registrazione di eventi" si legge inoltre:

"In caso di eventi nel corso dell'attività di volo, tutte le persone coinvolte [...] sono tenute ad annunciarli. Per questo, nell'Intranet è disponibile il sistema d'annuncio interno 'Air Safety Report' (ASR). [...]"

Il Reporting-System serve sia alla registrazione di eventi e incidenti (reattivo), sia all'accertamento dei rischi, oppure a contribuire all'incremento della sicurezza di volo ('Safety Input', proattivo).

Questo Reporting-System è gestito secondo i seguenti criteri:

- I problemi sono esposti in maniera aperta allo scopo di prevenire gli incidenti
- Tutti devono poter approfittare delle esperienze altrui (shared experience)

Un ASR deve essere registrato il più rapidamente possibile (entro le 24 ore). In caso di inconvenienti gravi, eventi o azioni illegali, tutti i partecipanti devono compilare un ASR immediatamente dopo l'episodio.

All'interno della Rega, l'elaborazione e la valutazione secondo criteri ben definiti degli ASR, compete all'FSO. [...]"

Nel sottocapitolo 11.3 "Piano d'emergenza" si legge:

"[...] In caso d'evento o d'inconveniente grave nel quale siano coinvolti uno o più aeromobili della Rega, il fatto deve essere annunciato alla HEZ [Centrale operativa degli elicotteri]. Quest'ultima trasmette l'annuncio al SISI. [...]"

Oltre all'annuncio telefonico di un evento alla HEZ, deve essere allestito un ASR il più rapidamente possibile (entro le 24 ore). [...]"

1.17.2 AgustaWestland

Agusta era la denominazione abbreviata della ditta Società Costruzioni Aeronautiche Giovanni Agusta, fondata nel 1907 in Italia, a Cascina Costa di Samarate (VA), dal pioniere del volo Giovanni Agusta. Nel luglio 2000, Agusta si aggregò alla britannica Westland Helicopters, assumendo il nome di AgustaWestland.

1.18 Informazioni supplementari

1.18.1 Dichiarazioni del pilota

Il pilota dichiarò di non aver mai sperimentato, con l'AW109SP, un simile comportamento durante un volo di discesa ripido con velocità in rapido aumento. Egli non aveva mai in precedenza provato l'esperienza che l'escursione della pedaliera non fosse sufficiente a stabilizzare la direzione di volo dell'elicottero.

Da quando è pilota d'elicotteri, egli avrebbe costantemente cercato di trovare la configurazione di volo di discesa ideale che permettesse il maggior rateo di discesa possibile. L'esperienza gli ha insegnato che si ottiene l'ottimo in questo campo, quando sullo schermo è visualizzata la divisione dell'indicazione (*splitting*) tra il numero di giri del rotore (NR) e il numero di giri della turbina di potenza (N2).

Il pilota dichiarò inoltre, che durante l'intero volo in discesa prima dell'inconveniente grave, la velocità indicata sullo schermo era sempre di colore verde nello *speed tape* (vedi capitolo 1.6.3), ossia che la velocità, secondo l'indicazione, era rimasta costantemente al disotto della velocità massima ammessa V_{NE} .

1.18.2 Dichiarazioni del costruttore

I documenti del costruttore dell'HB-ZRU, che si riferiscono ai voli di prova nell'ambito della certificazione dell'AW109SP, evidenziano che nel corso di un volo in discesa in autorotazione con velocità fino a oltre il 10 % superiore a quella massima ammessa V_{NE} (*power off*), come minimo l'8 - 10 % dell'intera escursione della pedaliera rimane disponibile. Questo dato è inteso per una traiettoria di volo rettilinea, senza inclinazione (*bank*) e senza sbandamento (*side slip*).

Da questi documenti si evince pure che anche durante un volo in curva coordinata, con un'inclinazione fino a 30°, in autorotazione e con una velocità inferiore alla velocità massima ammessa V_{NE} (*power off*), rimane ancora una riserva di escursione della pedaliera di almeno 8 - 10 % dell'escursione totale.

Secondo le dichiarazioni del capo-pilota collaudatore, la ragione principale per aver fissato la v_{NE} (*power off*) al valore indicato, era quella di ridurre il rateo di discesa durante l'autorotazione (vedi capitolo 1.6.2.2) e non a causa di un'insufficiente escursione della pedaliera. A suo giudizio, un superamento della v_{NE} (*power off*) di 10 - 20 kt non rappresenta una situazione particolarmente critica per la controllabilità dell'elicottero.

Il capo-pilota collaudatore pose però anche l'accento sull'influsso decisivo che primariamente il *bank* e secondariamente lo *side slip* hanno sulla riserva d'escursione della pedaliera e sul fatto che questi fattori avrebbero potuto rendere la riserva insufficiente al mantenimento del controllo direzionale. Secondo il capo-pilota collaudatore, in una situazione di quel genere, basta alzare leggermente il *collective* per riprendere il controllo direzionale.

Durante l'inchiesta, il costruttore espresse inoltre la tesi che nel caso in oggetto, il superamento registrato del 120 % del numero massimo ammesso di giri del rotore non abbia raggiunto il limite della resistenza al carico statico di rottura dei componenti dinamici. Indipendentemente da ciò, il costruttore è dell'opinione che se i limiti sono superati durante il volo, i parametri esatti del superamento debbano essere verificati sul *maintenance-menu* (vedi capitolo 1.6.4) in occasione dell'atterraggio successivo.

1.18.3 Notifica dell'inconveniente grave

Il giorno seguente, 23 giugno 2014, la ditta di trasporto aereo notificò l'inconveniente grave all'UFAC con un ASR. Nessuna notifica fu invece trasmessa inizialmente al SISI perché, a giudizio della ditta di trasporto aereo, non si trattava di un incidente aereo visto che l'aeromobile non era stato danneggiato e nessuna persona era rimasta ferita.”

Solo in seguito, quando risultò che alcune componenti dovevano essere smontate e controllate, e dopo che l'UFAC aveva fatto notare all'impresa di trasporto aereo che, a suo giudizio, l'evento doveva essere notificato al SISI, il 7 luglio 2014 anche quest'ultimo fu informato.

1.19 Tecniche d'indagine utili o effettive

Senza oggetto

2 Analisi

2.1 Aspetti tecnici

Nessun elemento lascia supporre che difetti tecnici preesistenti abbiano influito o causato l'inconveniente grave.

In particolare, si può escludere un malfunzionamento del rotore di coda, visto che lo stesso ha funzionato in modo ineccepibile dopo l'inconveniente grave e visto che la missione di volo è stata portata a termine senza ulteriori inconvenienti.

Sul PFD del cockpit, il sistema elettronico montato nell'HB-ZRU indicava in rosso al pilota la velocità massima ammessa (*never exceed speed* – v_{NE}) in funzione dello stato di volo *power on*, rispettivamente OEI/*power off*. Un eventuale superamento della velocità massima ammessa v_{NE} (*power off*) non avrebbe fatto scattare l'avvertimento e non sarebbe nemmeno stato registrato nell'*exceedance log*.

Si deve tener conto che i dati dell'EFIS e i dati della DAU non sono sincronizzati. In questo caso di specie, la sincronizzazione si basa sulle dichiarazioni del Pilota per permetterne la correlazione con i parametri registrati. La precisione della sincronizzazione si situa nell'ordine di grandezza di secondi, fatto che deve essere tenuto in debita considerazione per la seguente analisi di dettaglio

2.2 Aspetti umani e operativi

2.2.1 Svolgimento del volo fino al momento dell'inconveniente grave

La differenza di quota, tra il luogo di decollo sulla cresta a sud-est della cima del Gridone e il punto d'atterraggio a Brissago, è di circa 1900 m (circa 6200 ft) mentre la distanza orizzontale è di circa 4700 m. Misurato in linea di volo diretta, l'angolo è di 40° scarsi.

Dopo la partenza dalla cresta, il pilota impostò il volo di discesa in direzione di Brissago con un'accentuata manovra di *nose down*. Per un breve momento, il valore massimo di *nose down* raggiunse i 49°. Il pilota portò l'elicottero in un volo di discesa ripida, con velocità in rapido aumento, seguendo il rilievo del pendio lungo una traiettoria abbastanza diretta verso il punto d'atterraggio a Brissago. Stando alle sue dichiarazioni, il pilota tentò di trovare l'ottimo per la discesa, cercando di smaltire la differenza di quota con la massima efficienza e la massima rapidità. Sempre secondo le proprie dichiarazioni, il pilota disse che l'esperienza gli aveva insegnato che l'Optimum si situa nel settore di *splitting*, cioè quando numero di giri del rotore (NR) e il numero di giri della turbina di potenza (N2) vengono indicati in modo discorde, ossia nel settore di transizione compreso tra lo stato di volo *power on* e lo stato di volo *power off*.

La velocità indicata continuò ad aumentare fino al valore massimo di 138 KIAS e, parallelamente, aumentò progressivamente anche il rateo di discesa, raggiungendo un picchi di valore di oltre 5000 ft/min (vedi allegato 2). In quel lasso di tempo, la posizione del *collective* fu gradualmente abbassata, facendo diminuire anche i valori di *torque* fino a un valore finale prossimo allo zero (vedi allegato 3).

Anche se dal punto di vista tecnico, non sembra esistere alcuno standard industriale che definisce gli stati di *power on* e *power off* (vedi capitolo 1.16.1), i valori indicano inequivocabilmente che, secondo l'FAA *Helicopter Flying Handbook* e secondo le spiegazioni di diversi costruttori d'elicotteri, l'elicottero volasse con un *power setting* in continua diminuzione e in uno stato prossimo all'autorotazione. Poco prima del superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore, a causa dei bassi valori di *torque*, furono raggiunte le condizioni per la transizione allo stato *power off* per l'indicazione sul PFD, rispettivamente sull'EDU 1, secondo la sequenza logica descritta nel capitolo 1.6.3, per cui, almeno dal punto di vista

puramente tecnico della logica di programmazione utilizzata dal sistema, era stato raggiunto uno stato di *power off*. Lo *splitting* tra il numero di giri del rotore (NR) e il numero di giri della turbina di potenza (N2), che sarebbe un indizio inequivocabile dello stato di *power off*, non ha potuto essere rilevato nella fase che precede il superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore (vedi allegato 3).

Tra le 20:36:47 LT e le 20:36:56 LT, la velocità indicata era superiore alla velocità massima ammessa (*never exceed speed* – v_{NE}) di 128 kt per il *power off* (vedi allegato 2). In quel momento preciso, i valori di *torque* erano ancora sopra il limite del 2 % che, allo stato *power off*, fa commutare la rappresentazione sul PFD e rispettivamente sull'EDU 1. Pertanto, da un punto di vista puramente tecnico, in questa fase l'elicottero si trovava in uno stato *power on*. Va però aggiunto che, a causa della mancanza di sincronizzazione, un confronto temporale diretto tra i dati dell'EFIS e quelli della DAU è incerto. Bisogna inoltre considerare che la transizione allo stato di *power off* è un processo aerodinamico che avviene in modo continuativo e non digitale come suggerisce la logica del sistema.

A causa della tattica di volo adottata, con velocità alte, in prossimità del punto di transizione tra lo stato di *power on* e quello di *power off*, il pilota ridusse i propri margini di sicurezza, poiché l'elicottero si trovava vicino o forse addirittura oltre i limiti d'involuppo di volo ammessi (*flight envelope*). Il pilota affermò che la velocità indicata era costantemente verde. Ciò dimostra che, da un punto di vista prettamente tecnico, non vi fu probabilmente nessun superamento della velocità massima ammessa v_{NE} (*power off*). Questa tattica, dal punto di vista meccanico, comporta l'innesto e il disinnesto ripetitivo delle ruote libere tra i motori e la trasmissione.

Le riserve sull'escursione della pedaliera, constatate durante la certificazione (ved capitolo 1.18.2), dimostrano che un occasionale lieve superamento della velocità massima ammessa non rappresenta di per se una situazione critica nell'ambito della controllabilità dell'elicottero.

Contrariamente alle curve volate in modo coordinato durante la certificazione, il fatto che, nel caso in oggetto, il pedale destro sia comunque arrivato a fondo corsa durante il volo in discesa e che di conseguenza il muso dell'elicottero abbia iniziato a girare verso sinistra, deve essere probabilmente attribuito all'inclinazione laterale a destra e forse anche a un leggero sbandamento. Nel caso presente, anche la dinamica di volo utilizzata, caratterizzata da un rapido avvicinamento al punto di transizione tra lo stato di *power on* e quello di *power off*, diverge sostanzialmente dai voli effettuati durante la certificazione, durante i quali l'elicottero fu messo in autorotazione in modo consapevole e controllato.

In effetti, anche il fatto che il pedale destro sia arrivato a fondo corsa, non rappresenta una situazione critica. Basta un leggero aumento del *collective* per aumentare la resistenza delle pale del rotore principale e quindi anche la coppia tra il motore e il sistema di trasmissione. Di conseguenza, il muso dell'elicottero ruota in senso inverso a quello di rotazione del rotore principale ossia, nel caso in esame, attorno all'asse d'imbardata verso destra dal punto di vista del pilota. Inoltre, il conseguente aumento dei valori di *torque* allontana nuovamente l'elicottero dallo stato di *power off*.

In questa fase, nella quale si manifestarono le difficoltà di controllo attorno all'asse d'imbardata, il pilota decise di compensare la rotazione del muso verso sinistra, aumentando l'inclinazione a destra. Così facendo, il problema dovuto all'insufficiente escursione della pedaliera fu ulteriormente acuito dall'aumento dell'inclinazione e dall'inizio dello sbandamento (*side slip*), senza che questa impostazione dei comandi influisse in modo sostanziale sulla velocità e sul rateo di discesa. L'inclinazione a destra aumentò in seguito fino a un valore di quasi 80° senza che

l'elicottero, a causa dello sbandamento, girasse verso destra. Da questi valori e dalle osservazioni fatte del pilota emerge che, in questa fase, il pilota aveva perso il controllo dell'elicottero, ragione principale per l'apertura della presente inchiesta.

Secondo le proprie dichiarazioni, fino a quel momento il pilota non si era servito del *collective* consciamente, il che è confermato dai valori della DAU (vedi allegato 3). Il *collective* fu gradualmente abbassato e, poco prima dell'aumento del numero di giri del rotore, ulteriormente abbassato in modo rilevante. Ciò contribuì ad aggravare il problema. Secondo le dichiarazioni del pilota collaudatore del costruttore, in situazioni nelle quali si delineano difficoltà di controllo direzionale, con una tendenza a virare a sinistra, basta un leggero innalzamento del *collective* per riacquistare nuovamente il controllo.

Anche se vi fosse stato un guasto al rotore di coda, eventualità alla quale il pilota aveva inizialmente pensato, avendo osservato che il muso girava a sinistra (*left yaw*), secondo l'RFM il *collective* avrebbe dovuto comunque essere alzato, per le medesime ragioni enunciate sopra.

Per finire, il pilota decise di ridurre la velocità d'avanzamento, retrocedendo il *cyclic*. A causa delle forze aerodinamiche, il *flare*¹⁹ così prodotto condusse a un massiccio incremento del numero di giri del rotore e all'aumento dell'accelerazione verticale, come registrato nei dati. Comunque, il *flare* contribuì anche alla diminuzione della velocità e del rateo di discesa.

Nell'allegato 3, l'analisi dei dati mostra che in questa fase il pilota alzò leggermente il *collective*, cosa che da un lato impedì un ulteriore aumento dei giri del rotore e d'altro canto contribuì sostanzialmente alla ripresa del controllo dell'assetto di volo (*recovery action*).

Complessivamente, non sembra ragionevole volare con l'elicottero così vicino o, secondo le interpretazioni, addirittura oltre i limiti della *flight envelope* certificata e, oltre a ciò, in vicinanza del terreno. Così facendo, delle riserve di sicurezza andarono perse. L'assunzione di una posizione di volo così estrema contribuì al verificarsi dell'inconveniente grave poiché si generarono le premesse per incorrere in possibili difficoltà di controllo attorno all'asse d'imbardata. Le dichiarazioni del pilota indicano che non era consapevole dell'avvicinarsi ai limiti della *flight envelope*. Questo fatto sorprende, in modo particolare vista la sua funzione aggiuntiva di istruttore (vedi capitolo 1.5.1.3), funzione che richiede fra l'altro la capacità di istruire in modo sicuro il comportamento dell'elicottero nell'intero ambito del *flight envelope*.

Quando iniziarono le prime difficoltà di mantenimento dell'assetto, l'inadeguato movimento dei comandi causò la perdita di controllo dell'elicottero. Durante la *recovery action*, il numero massimo ammesso di giri del rotore fu superato in modo massiccio a causa del movimento del comando del *cyclic*.

2.2.2 Svolgimento del volo dopo l'inconveniente grave

Stando alle sue dichiarazioni, durante questi fatti il pilota aveva osservato sull'EDU 1 un valore massimo di giri del rotore del 112 % e udito l'avvertimento sonoro "*rotor high*". Il pilota era pertanto cosciente del fatto che il numero massimo ammesso di giri del rotore era stato superato.

Considerato questo fatto, appare incomprensibile che il *maintenance-menu* non sia stato aperto alla prima occasione, o comunque al più tardi dopo l'atterraggio a

¹⁹*Flare*: Retrocedendo il *cyclic*, l'elicottero assume un assetto cabrato (*pitch up*). In questo modo, il flusso d'aria effettivo attraverso il rotore ha una maggiore componente dal basso verso l'alto.

Brissago avvenuto appena tre minuti dopo l'evento, per stabilire l'esatto ammontare del superamento.

Durante l'atterraggio a Brissago, visto che il numero di giri dei motori non era stato ridotto, sull'EDU 2 non apparve nessuna informazione di *exceedance*. Quest'ultima apparve solo più tardi, quando i motori furono portati al minimo durante l'atterraggio al "Rifugio Al Legn". Anche senza quest'informazione, il pilota sapeva però che vi era stato un superamento.

La decisione di proseguire la missione di volo come programmato, sapendo che vi era stato un superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore ma senza conoscerne il valore esatto, non rispettò i canoni di sicurezza. Agendo in quel modo, visto che l'ampiezza e la durata del superamento non erano conosciute e quindi nemmeno l'estensione di possibili danneggiamenti all'elicottero, furono assunti rischi inutili.

È vero che il pilota informò il medico di aver constatato un superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore, con un valore massimo del 112 %, ma le conoscenze tecniche del medico presumibilmente non erano tali da permettergli di analizzare quelle informazioni. Era pertanto vincolato al giudizio del pilota e non ne mise in discussione la decisione di proseguire il volo.

Il pilota si comportò in modo analogo anche con l'HCM, al quale trasmise l'informazione più tardi. Come meccanico istruito sull'aeromobile AW109SP, l'HCM disponeva sicuramente delle necessarie conoscenze di base per valutare le possibili conseguenze di un superamento del numero di giri del rotore. Il fatto che anch'esso approvò la decisione del pilota di proseguire il volo come programmato, nonostante quanto avvenuto e senza aver aperto il *maintenance-menu*, mostra un comportamento poco critico nei confronti del pilota. A questo punto, si ha l'impressione che non si sia proceduto secondo le indicazioni del FOM (vedi capitolo 1.17.1.2), che si basano sui principi riconosciuti dal CRM. Tuttavia, non essendo state registrate le conversazioni tra i diversi membri dell'equipaggio, non è possibile analizzare con precisione questi aspetti.

Considerato che, nel caso di un superamento dei limiti durante il volo, il pilota viene avvertito acusticamente e otticamente, il fatto che un'informazione di *exceedance* sia leggibile solo in *ground state* (vedi capitolo 1.6.4) sembra condivisibile. Nel caso in esame, è però certo che un'informazione emessa immediatamente e visualizzata in modo permanente avrebbe potuto contribuire a una valutazione più critica della situazione da parte degli altri membri dell'equipaggio.

2.2.3 Notifica dell'inconveniente grave

L'entità effettiva del superamento dei limiti fu accertata dopo l'atterraggio a Locarno e, decisione corretta, l'HB-ZRU fu tolto dal servizio di volo. Il pilota informò dell'accaduto la ditta di trasporto aereo il giorno stesso e redasse la relativa informazione interna e il rapporto interno (*air safety report* – ASR). Queste procedure corrispondevano al regolamento interno come previsto nel FOM della Rega per questo tipo di eventi.

Il giorno dopo l'inconveniente grave, l'impresa di trasporto aereo iniziò i lavori di manutenzione per il ripristino dell'aeronavigabilità dell'HB-ZRU e acquisì tutti i dati disponibili. Fu inoltre inviata una notifica dell'accaduto (*technical occurrence*) all'UFAC. È però probabile che sia stata accordata troppo poca importanza alla momentanea perdita di controllo, evincibile dal rapporto del pilota, che avrebbe causato la classificazione dell'accaduto come "inconveniente grave" e di conseguenza avrebbe richiesto la notifica al SISI. Secondo le indicazioni della Rega, per l'annuncio ci si appoggiò alla procedura come descritta fra l'altro nel FOM. Questa procedura però era in parte sbagliata e non completa per rapporto alle basi legali.

Visti i lavori necessari, secondo il piano d'ispezione del 25 giugno 2014 (vedi capitolo 1.3) anche in funzione dei danni risultò ovvio che si trattava di un "inconveniente grave" se non addirittura di un "incidente" secondo le definizioni internazionali in vigore.

La notifica dell'evento al SISI fu inoltrata solo circa due settimane dopo l'incidente, quando l'UFAC rese attenta l'impresa di trasporto aereo del fatto che, a suo giudizio, l'evento doveva essere notificato anche al SISI. La valutazione dell'UFAC era corretta. Non vi era alcuna ragione di non far pervenire la notifica dell'accaduto direttamente e senza ritardi anche al SISI, permettendo così l'avvio tempestivo di un'inchiesta. La rapidità della notifica riveste un'importanza centrale ai fini dell'acquisizione delle informazioni e dei dati di natura effimera, evitando così la perdita di elementi fondamentali per l'inchiesta.

3 Conclusioni

3.1 Fatti accertati

3.1.1 Aspetti tecnici

- L'elicottero era ammesso alla circolazione secondo le regole VFR.
- Al momento dell'inconveniente grave, massa e baricentro dell'elicottero erano entro i limiti ammessi secondo il manuale di volo dell'aeromobile (*rotorcraft flight manual* – RFM).
- L'inchiesta non ha evidenziato difetti tecnici preesistenti atti a causare o influenzare l'inconveniente grave.

3.1.2 Pilota

- Il pilota era in possesso delle licenze di volo necessarie.
- Nessun elemento indica che il pilota fosse invalidato nel suo lo stato di salute durante il volo in questione.

3.1.3 Svolgimento del volo

- Nell'ambito di un'operazione di ricerca di una persona dispersa, in una prima fase, alcuni membri della colonna di soccorso furono trasportati in volo verso la zona delle ricerche per l'esplorazione terrestre.
- Dopo un primo volo da Brissago verso il punto d'atterraggio a sud-est della cima del Gridone, il pilota ripartì poco dopo le 20:36 LT, solo a bordo, per caricare altre persone a Brissago.
- Con un'accentuata manovra di *nose down*, il pilota portò l'elicottero in volo di discesa ripida con velocità in rapido aumento, scendendo lungo il pendio con una curva a destra in direzione di Brissago.
- Durante la curva a destra, il pilota notò che il rateo di discesa era leggermente alto e che il piede destro era a fondo corsa.
- La velocità d'avanzamento e il rateo di discesa aumentarono progressivamente.
- Il comando collettivo delle pale (*collective*) fu progressivamente abbassato e i valori di *torque* dei due motori diminuirono man mano.
- Il muso dell'elicottero iniziò a girare verso sinistra attorno all'asse d'imbardata. Il pilota cercò di arrestare la rotazione con l'aiuto del pedale destro.
- A questo punto, constatò che il pedale destro era già a fondo corsa.
- Circa 15 s prima del superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore, furono registrate una velocità d'avanzamento massima di 138 KIAS e un rateo di discesa massimo di 5600 ft/min.
- In seguito, il pilota cercò di aiutare la rotazione verso destra aumentando l'inclinazione a destra.
- L'elicottero assunse allora un'inclinazione laterale massima di 78° a destra.
- Il pilota retrocedette il comando ciclico delle pale (*cyclic*).
- L'elicottero iniziò una brusca curva a destra, raggiungendo un fattore di carico di 2.2 g.
- Il numero massimo ammesso di giri del rotore fu superato e raggiunse il valore massimo del 120 %.

- Immediatamente prima dell'aumento del numero di giri del rotore, il *collective* fu ulteriormente abbassato.
- Il pilota udì l'avvertimento acustico di alto numero di giri e lesse sull'indicatore del numero di giri del rotore un valore del 112 %.
- Dopo i fatti descritti, il pilota riacquistò nuovamente il controllo dell'elicottero e tutti i comandi funzionarono correttamente.
- Il pilota decise di continuare la missione di volo come pianificato, senza leggere nel *maintenance-menu* il valore preciso del superamento.
- Gli altri due membri dell'equipaggio accettarono la decisione del pilota di continuare la missione di volo come pianificato.

3.1.4 Aspetti operativi

- L'RFM dell'elicottero indica una velocità massima ammessa (*never exceed speed – V_{NE}*) di 155 KIAS fino a un'altitudine di densità di 6000 ft in *power on* e una di 128 KIAS in *power off*.
- A quanto pare, nel caso degli elicotteri non esiste uno standard industriale per la definizione tecnica degli ambiti di *power on* e di *power off*.
- Per la rappresentazione dello stato di *power off* sul PFD, rispettivamente sull'EDU 1, il costruttore dell'elicottero utilizza una logica di programmazione del sistema che si avvale unicamente dei parametri di volo e dei motori. Al momento del superamento del numero massimo ammesso di giri del rotore, la logica funzionava correttamente.
- In caso di rotazione incontrollata del muso dell'elicottero verso sinistra (*left yaw*), l'RFM specifica di alzare il *collective*.

3.1.5 Condizioni ambientali

- Le condizioni ambientali non hanno influito sullo svolgimento dell'inconveniente grave.

3.2 Cause

L'inconveniente grave è imputabile al fatto che, durante un volo in discesa ripida con velocità in rapido aumento, durante una curva a destra, l'escursione del pedale destro non è più bastata per garantire il controllo di direzione attorno all'asse d'imbardata. Questo fatto, associato a un'inadeguata correzione con i comandi, ha causato una momentanea perdita di controllo dell'elicottero. Quale conseguenza, il numero massimo ammesso di giri del rotore è stato superato.

All'inconveniente grave contribuì il fatto che l'elicottero era prossimo, se non addirittura oltre, i limiti d'involuppo di volo certificati (*flight envelope*).

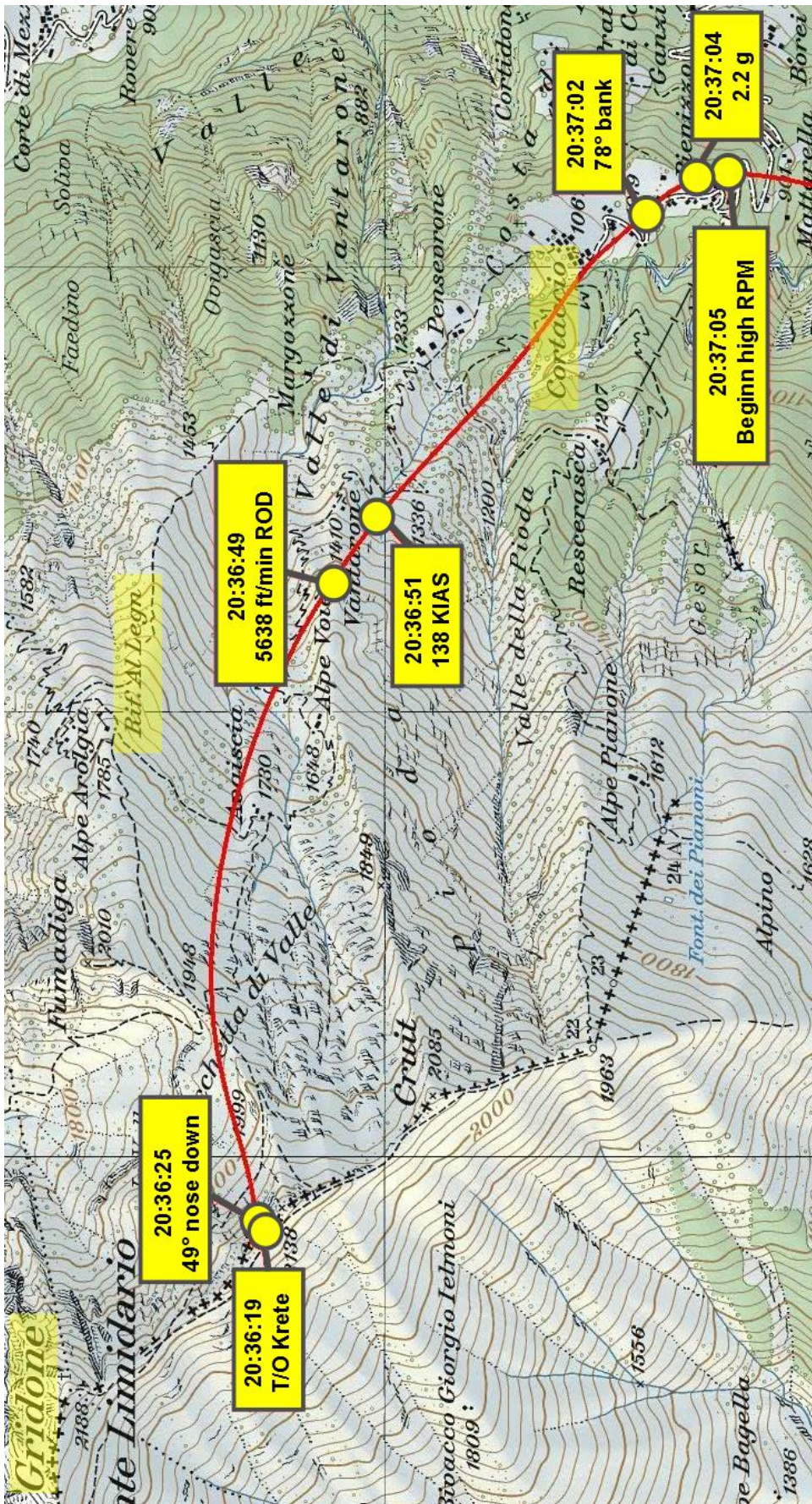
- 4 Raccomandazioni di sicurezza, pareri concernenti la sicurezza e le misure adottate dopo l'incidente**
- 4.1 Raccomandazioni di sicurezza**
Nessuna
- 4.2 Avvertenze sulla sicurezza**
Nessuna
- 4.3 Misure adottate dopo l'inconveniente grave**
Nessuna

Questo rapporto finale è stato approvato dalla commissione del Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI (art. 10 lit. h del Ordinanza concernente le inchieste sulla sicurezza in caso di eventi imprevisi nei trasporti del 17 dicembre 2014).

Berna, 8 giugno 2017

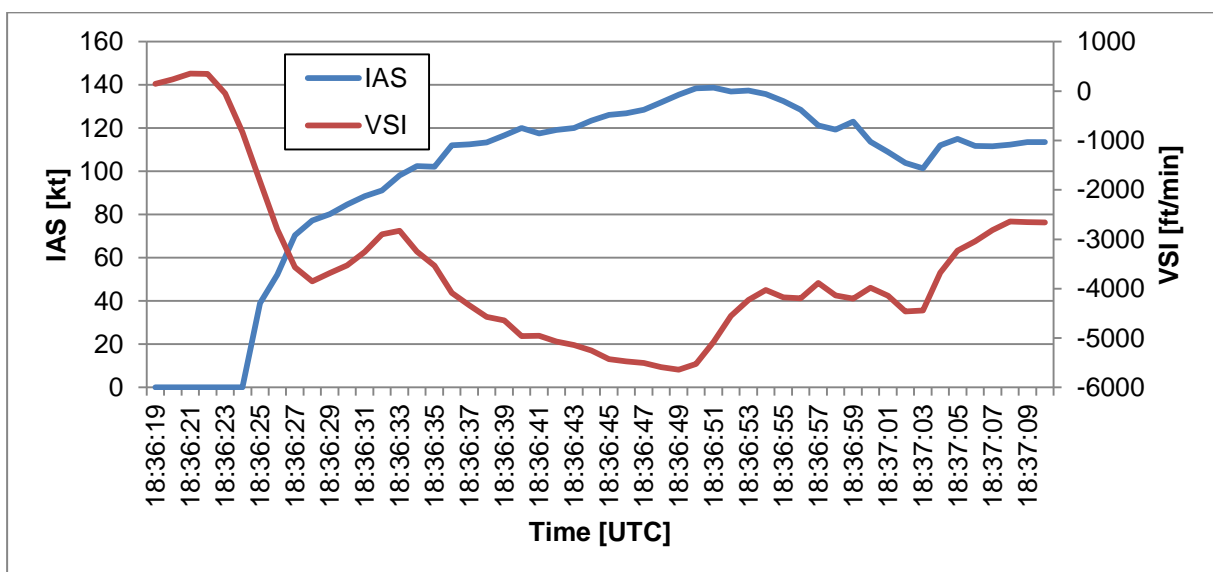
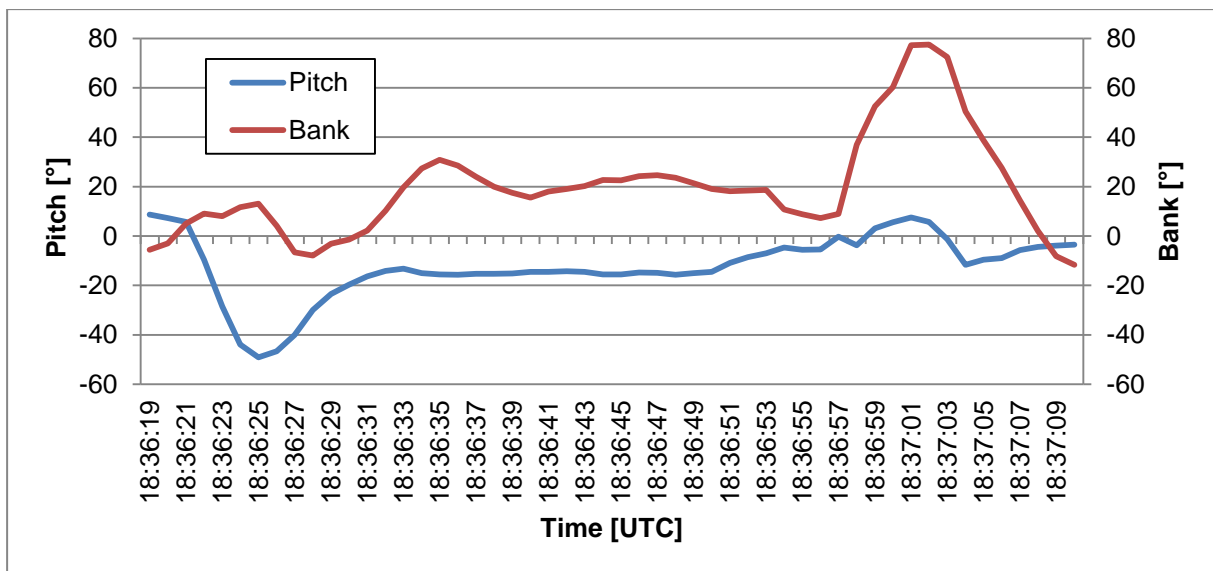
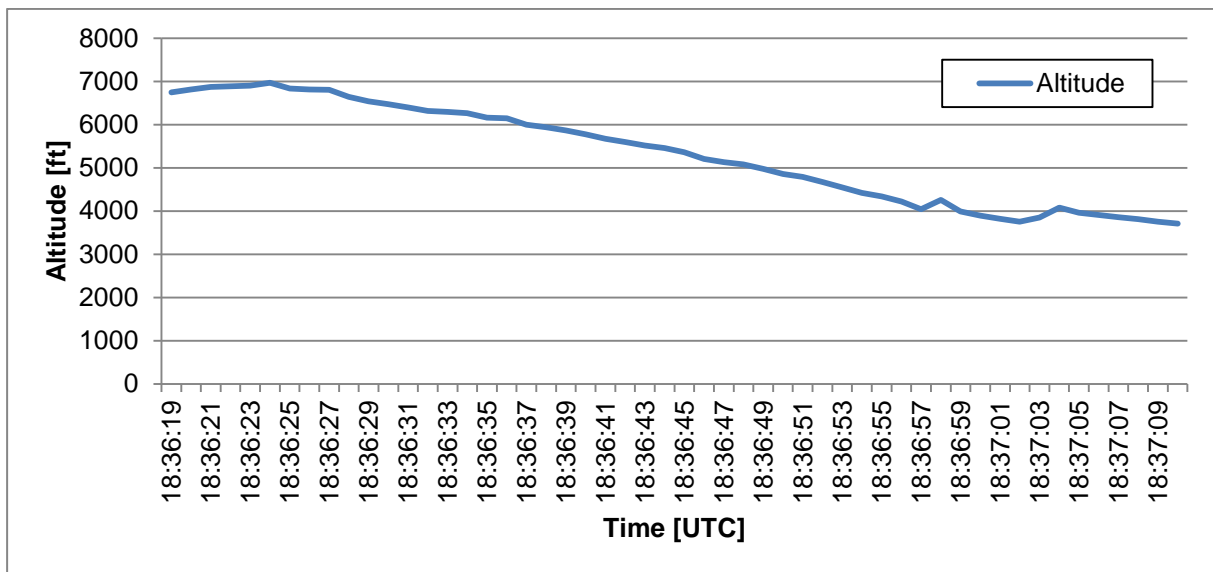
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza

Allegato 1: Panoramica della traiettoria di volo, con fatti selezionati

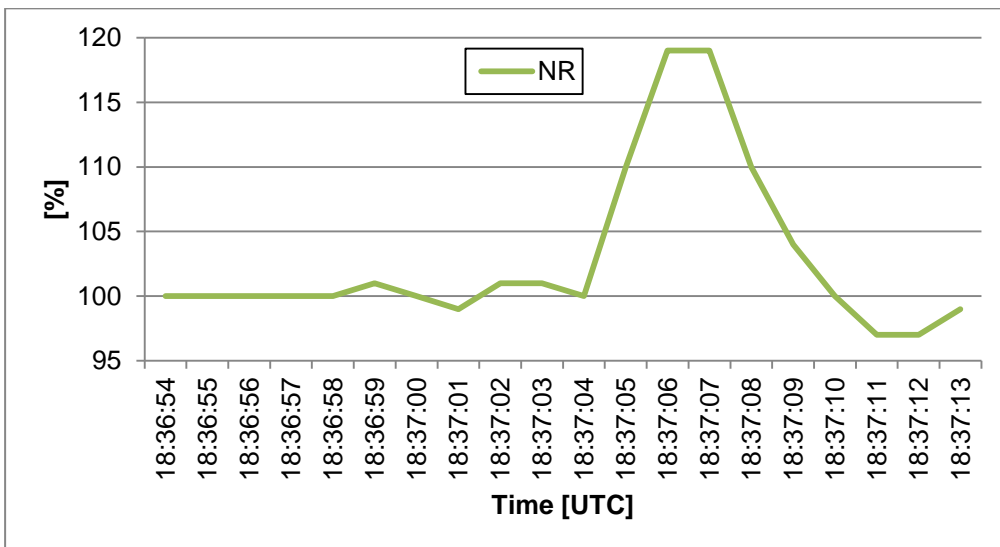
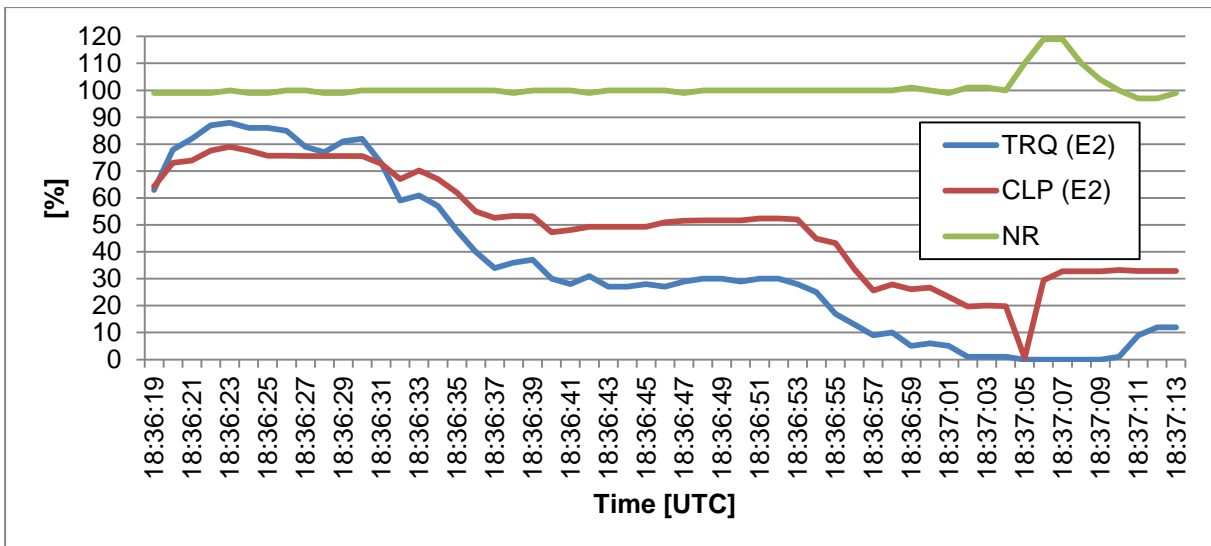
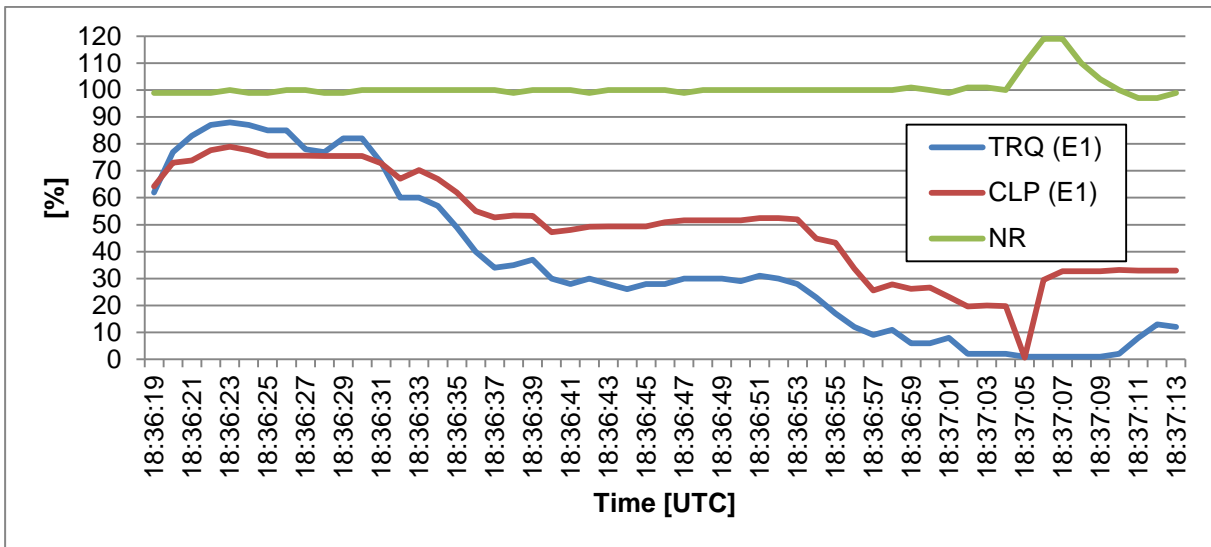


Osservazione: Le indicazioni orarie sono in ora locale

Allegato 2: Estratto dei dati EFIS (grafico)



Allegato 3: Estratto dei dati DAU (grafico)



Osservazioni: Gli orari in UTC sono stati determinati con la sincronizzazione con i dati EFIS. La precisione sincronizzazione è dell'ordine di secondi.