

RELAZIONE DI INCHIESTA

INCIDENTE
occorso all'aeromobile
AgustaWestland AW609 marche N609AG,
in località Tronzano Vercellese (VC),
30 ottobre 2015

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA DI SICUREZZA

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV), istituita con il decreto legislativo 25 febbraio 1999 n. 66, si identifica con l'autorità investigativa per la sicurezza dell'aviazione civile dello Stato italiano, di cui all'art. 4 del regolamento UE n. 996/2010 del Parlamento europeo e del Consiglio del 20 ottobre 2010. **Essa conduce, in modo indipendente, le inchieste di sicurezza.**

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

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

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

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

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

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

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

GLOSSARIO

AGL: Above Ground Level, al di sopra del livello del suolo.

AMSL: Above Mean Sea Level, al di sopra del livello medio del mare.

ANSV: Agenzia nazionale per la sicurezza del volo.

AOA: Angle of Attack, angolo di attacco.

AOB: Angle of Bank, vedi BANK.

APC: Aircraft Pilot Coupling, rare, inaspettate e non volute escursioni di assetto dell'aeromobile e della traiettoria di volo causate da interazioni anomale tra l'aeromobile ed il pilota.

ATP: Airline Transport Pilot (Licence).

BANK: (AOB, Angle of Bank) inclinazione in gradi dell'aeromobile intorno al suo asse longitudinale.

BRIEFING: descrizione preventiva di manovre o procedure.

CAS: Caution and Advisory System.

CAS: Computed Air Speed.

CFD: Computational Fluid Dynamic, metodo che utilizza l'analisi numerica e algoritmi per risolvere e analizzare i problemi di fluidodinamica mediante l'utilizzo del computer.

COCKPIT: cabina di pilotaggio.

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

DCP: Differential Collective Pitch, legge di controllo elaborata dal FCC responsabile per la stabilizzazione ed il comportamento dell'aeromobile sull'asse verticale tenuto conto degli *input* sui pedali, dell'accelerazione laterale e dei sensori del rateo di *yaw*.

DIVE: manovra in volo di discesa ripida e ad alta velocità.

EASA: European Aviation Safety Agency, Agenzia europea per la sicurezza aerea.

ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.

EPDU: Engineering Pilot Display Unit, schermo nel *cockpit* rappresentante i valori dei parametri relativi ai test in volo.

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

FCC: Flight Control Computer.

FCS: Flight Control System.

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

FFC: Fixed Flight Controls.

FH: Flight Hours.

FLAPPING: movimento delle pale del propotor, che, facenti perno sul giunto, lo amplificano maggiormente alle estremità.

FSTD: Flight Simulation Training Device.

FTI: Flight Test Instrumentation.

G: accelerazione gravitazionale.

GS: Ground Speed, velocità al suolo.

HDG: Heading, prua.

IAS: Indicated Air Speed, velocità indicata rispetto all'aria.

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

ICDS: Interconnecting Drive Shaft, albero motore interconnesso tra i due motori.

ICS: Intercommunication System.

IDLE: posizione delle leve che comandano la potenza dei motori corrispondente al minimo regime.

KIAS: IAS espressa in nodi (kt).

KT: knot (nodo), unità di misura, miglio nautico (1852 metri) per ora.

MCC: Multi Crew Coordination.

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

MN: Mach Number, rapporto tra la velocità di un oggetto in moto in un fluido e la velocità del suono nel fluido considerato.

MPFR: Multi Purpose Flight Recorder, registratore di volo combinato CVR/FDR.

MRT: Multi Radar Tracking.

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

NACELLE: involucro di forma aerodinamica atto a contenere il sistema motore e *propotor* dell'aeromobile.

NM: nautical miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).

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

OML: Valid only as or with qualified co-pilot, limitazione del certificato medico, solo per la classe prima, è applicata quando il titolare di una licenza CPL o ATPL non soddisfa totalmente i requisiti previsti per il certificato medico di classe prima, ma il rischio di incapacitazione in volo venga considerato entro un limite accettabile.

PDU: Pilot Display Unit.

PF: Pilot Flying, pilota che aziona i comandi.

PIC: Pilot in Command, pilota con le funzioni di comandante.

PITCH: rotazione sull'asse laterale dell'aeromobile.

PNF: Pilot Not Flying, pilota che assiste il PF.

PRGB: Propeller Gearbox.

PROPROTOR: profilo alare rotante che viene utilizzato come propulsione sia in modalità aeroplano (elica), sia in modalità elicottero (rotore) durante lo stesso volo.

QBAL: Torque Balancing, valore integrale nell'algoritmo della logica di controllo del FCS responsabile della compensazione per le asimmetrie influenti sul controllo direzionale.

QBALTH: algoritmo del FCS (Torque Balancing Ratio) indicante la quantità di elaborazione dei dati influente sull'attuazione del controllo direzionale.

ROLL: rotazione sull'asse longitudinale dell'aeromobile.

SHP: Shaft Horse Power.

SIDESLIP: stato aerodinamico nel quale un aeromobile ruota attorno al suo asse verticale contemporaneamente al movimento nella direzione del moto.

SIMRX: simulatore di progetto dedicato allo sviluppo dell'aeromobile AW609.

S/N: Serial Number, numero di serie.

SPATIAL-D: Spatial Disorientation, il disorientamento temporale e spaziale corrisponde ad un disturbo temporaneo o permanente caratterizzato da confusione mentale, difficoltà a ricordare eventi recenti o passati e a coordinare il movimento.

T/B/T: comunicazioni radio terra-bordo-terra.

TML: Valid only for ... months, limitazione del certificato medico, è applicata quando il periodo di validità del certificato medico è stato limitato nella durata, per le ragioni precisate dall'esaminatore aeromedico autorizzato.

UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.

YAW: rotazione sull'asse verticale dell'aeromobile.

VMO: Velocity Maximum Operating.

VNL: limitazione apposta sul certificato medico: l'interessato deve disporre di occhiali correttivi per la visione da vicino e portare un paio di occhiali di riserva.

INCIDENTE

aeromobile AW609 marche N609AG

Tipo dell'aeromobile e marche	Tiltrotor (sperimentale) AgustaWestland AW609 marche N609AG (foto 1, allegato "A").
Data e ora	30 ottobre 2015, circa 09.42' UTC (circa 10.42' ora locale).
Luogo dell'evento	Tronzano Vercellese (VC), coordinate della località: N 45° 21'24.6" E 008° 9'22.1" (figura 1).
Descrizione dell'evento	L'aeromobile decollava da Cascina Costa (VA), luogo di produzione e sede dell'azienda costruttrice, per un volo prova programmato e pianificato, che prevedeva il trasferimento in uno spazio aereo riservato nei pressi della città di Santhià (VC). Durante l'esecuzione di una discesa ad alta velocità (la terza dall'inizio del volo prova denominato T664), l'aeromobile entrava inizialmente in condizioni di volo incontrollato dovuto ad una serie di oscillazioni latero-direzionali, che ne causava la distruzione in volo seguita da incendio, con successivo impatto al suolo. I due piloti sperimentatori presenti a bordo perdevano la vita nell'incidente.
Esercente dell'aeromobile	AgustaWestland Philadelphia Corporation.
Natura del volo	Volo prova di un aeromobile sperimentale.
Persone a bordo	Equipaggio: 2.
Danni all'aeromobile	Aeromobile distrutto.
Altri danni	Non risultano danni a terzi in superficie.
Informazioni relative al personale di volo	Comandante. Maschio, età 53 anni, nazionalità statunitense. Aveva maturato un'esperienza di volo ultraventennale su 35 diversi tipi di aeromobili (sia velivoli, sia elicotteri) e conseguito la qualifica di pilota collaudatore sperimentatore nel 1997 presso la Naval Test Pilot School di Patuxent River (USA). Successivamente era stato impiegato come collaudatore dalla Bell Helicopter ed assegnato allo sviluppo del progetto Tiltrotor (BB609), fino all'acquisizione di quest'ultimo da parte della AgustaWestland, dove era stato assunto nel 2011 (nel frattempo, il progetto era stato ridenominato AW609). Alla data dell'incidente egli non ricopriva specifici incarichi aziendali. Lo stesso era in possesso di 2 licenze di pilotaggio rilasciate, rispettivamente, dalle competenti autorità dell'aviazione civile

degli Stati Uniti (FAA) e dell'Italia (ENAC). Entrambe le licenze erano in corso di validità al momento dell'evento; in particolare, egli era titolare di licenza di pilota di linea ATP statunitense con abilitazioni in esercizio su elicotteri AB139 e AW139. Era altresì autorizzato a svolgere le mansioni previste dalla licenza di pilota commerciale su velivoli monomotori e plurimotori. Era in possesso di abilitazione IR.

Al pilota in questione era stata rilasciata una lettera di autorizzazione temporanea dalla FAA il 12 novembre 2014, valida fino al 30 novembre 2015, per svolgere funzioni di PIC su aeromobile sperimentale AgustaWestland AW609 marche N609AG (prototipo 2). La licenza rilasciata dall'ENAC comprendeva la qualifica di collaudatore di produzione (Cat 1).

Il certificato medico di prima classe era in corso di validità, con limitazione VNL.

Egli aveva maturato precedentemente all'assunzione in AgustaWestland un'esperienza totale di volo pari a 4100 ore di volo, di cui 1300 svolte in qualità di collaudatore. Tra il 2010 ed il 2015 (per un anno presso Bell Helicopter e dal 2011 presso AgustaWestland) aveva effettuato 357h 40' di volo su prototipi di convertiplano AW609. L'attività di collaudo su convertiplano in parte era stata svolta sul prototipo 1 (S/N 60001) in qualità di copilota ed in parte sul prototipo 2. In particolare, dal mese di gennaio 2010 fino al 30 giugno 2014 egli aveva svolto attività di collaudo sul prototipo 2. Nel mese di luglio 2014 aveva effettuato attività di volo pari a 12h 20' sul prototipo numero 1 negli Stati Uniti. Dopo un temporaneo fermo macchina di qualche mese del prototipo 2, successivo all'evento di *proprotor strike* occorso il 17 luglio 2014, aveva ricominciato ad effettuare attività di collaudo sul prototipo 2 a gennaio 2015. Nel mese di luglio 2015 aveva volato nuovamente sul prototipo 1 per 04h 25' e successivamente da agosto 2015 alla data dell'incidente sul prototipo 2. Nei 90 giorni precedenti l'incidente aveva effettuato circa 99 ore di volo totali, di cui 13h 45' sull'aeromobile AW609 marche N609AG.

Copilota.

Maschio, età 52 anni, nazionalità italiana.

Aveva maturato esperienza di volo ultratrentennale su oltre 50 diversi tipi di aeromobili (sia velivoli, sia elicotteri). Già pilota dell'Aeronautica militare italiana, aveva conseguito la qualifica di pilota collaudatore sperimentatore nel 1993 presso la Naval Test Pilot School di Patuxent River (USA) ed era stato assunto, dopo una lunga esperienza in Forza armata, come pilota collaudatore sperimentatore dalla AgustaWestland nel 1999.

Alla data dell'incidente egli ricopriva, presso la società AgustaWestland, anche l'incarico di "AW609 Development Lead Pilot".

Lo stesso era in possesso di 2 licenze di pilotaggio rilasciate, rispettivamente, dalle competenti autorità dell'aviazione civile

degli Stati Uniti (FAA) e dell'Italia (ENAC). Entrambe le licenze erano in corso di validità al momento dell'evento.

In particolare, il pilota in questione era titolare di licenza di pilota di linea ATP statunitense con abilitazioni in esercizio su velivoli plurimotori/monomotori e su elicotteri AB139, AW139, AW169. Allo stesso era stata rilasciata una lettera di autorizzazione temporanea dalla FAA il 22 giugno 2015, valida fino al 1° giugno 2016, per svolgere funzioni di PIC su aeromobili sperimentali AgustaWestland AW609 marche N609TR (prototipo 1) e marche N609AG (prototipo 2).

Come già detto, egli era anche in possesso di licenza di pilota di linea di elicotteri rilasciata dall'autorità italiana dell'aviazione civile (ENAC), in accordo alla normativa comunitaria Part-FCL, ed era titolare delle seguenti abilitazioni in corso di validità: A139, A139 (IR), A109, A109 (IR), AW189 (IR), collaudatore di sperimentazione (Cat 1).

Il certificato medico di prima classe era in corso di validità, con limitazioni VNL, TML, OML.

Egli aveva maturato prima del 2010 un'esperienza totale di volo pari a 7400 ore di volo, di cui circa 5000 svolte in qualità di collaudatore sperimentatore. Tra il 2010 ed il 2015 (presso AgustaWestland) aveva effettuato 5563h 05' di volo su prototipi, di cui 315h 35' su prototipo convertiplano AW609. L'attività di collaudo su convertiplano in parte era stata svolta sul prototipo 1 ed in parte sul prototipo 2. In particolare, 129h 45' di volo erano state effettuate sul prototipo 1 e 185h 50' sul prototipo 2. Dopo un temporaneo fermo macchina di qualche mese del prototipo 2, successivo all'evento di *proprotor strike* occorso il 17 luglio 2014, aveva ricominciato ad effettuare attività di collaudo sul prototipo 2 a gennaio 2015. Nei 90 giorni precedenti l'incidente aveva effettuato circa 77 ore di volo totali, di cui 15h 55' sull'aeromobile AW609 marche N609AG.

Informazioni relative all'aeromobile ed al propulsore

L'AW609 coinvolto nell'incidente è un aeromobile di tipo tiltrotor sperimentale, capace di convertire in volo le modalità elicottero e aeroplano ruotando i due *proprotor*, installati sulle *nacelle* alle estremità alari, dalla posizione verticale (90 gradi) alla posizione orizzontale (0 gradi) e viceversa.

La MTOM utilizzata solo nella fase sperimentale è pari a 8.165 kg, con una MTOM prefissata di certificazione pari a 7.620 kg; sull'aeromobile possono accomodarsi da 6 a 9 passeggeri, a seconda della configurazione per la tipologia di missione.

I propulsori con cui è equipaggiato sono 2 turboprop Pratt&Whitney Canada modello PT6C-67A, da 1.940 shp ciascuno.

L'aeromobile N609AG (S/N 60002), anche designato come "AC2", era stato autorizzato ad eseguire voli prova per lo sviluppo del progetto dall'ENAC, con un protocollo dedicato (numero 0077827) rinnovato il 20 luglio 2015 e facente riferimento allo

Special Airworthiness Certificate emesso dalla FAA (numero 004230669) il 15 luglio 2015, con scadenza 14 luglio 2016. Al giorno dell'incidente, l'aeromobile aveva totalizzato 567h 30' di volo.

Storia del progetto.

Il progetto dell'aeromobile in questione, inizialmente denominato BB609 Tiltrotor, è stato sviluppato dalla Bell Helicopter Textron Inc. (BHTI) e dalla Boeing a partire dai primi anni '90. Nel 1998, Bell ed Agusta sono entrate nella *joint venture* Bell-Agusta Aerospace Company (BAAC), che ha amministrato il progetto BA609 sino al novembre del 2011. Successivamente, Agusta US Inc. è stata rinominata AgustaWestland Tilt-Rotor Company (AWTRC) ed ha acquisito la piena proprietà del progetto. Il BA609 Tiltrotor è stato quindi rinominato come AW609.

Il 15 febbraio 2012, l'AWTRC presentava una richiesta alla FAA per la certificazione civile dell'aeromobile AW609, come prosecuzione del programma di sviluppo del BA609, riferendosi anche al piano di cooperazione FAA/EASA riguardante il progetto del Tiltrotor. La AWTRC è divenuta il nuovo richiedente della certificazione civile alla FAA; la richiesta all'EASA veniva effettuata per la convalida della certificazione in ambito UE.

L'1 gennaio 2015 l'AWTRC è confluita nell'AgustaWestland Philadelphia Corporation (AWPC), società sussidiaria di Leonardo.

I test aerodinamici in galleria del vento sono stati eseguiti dalla Bell presso la Texas A&M University (TAMU), mediante un modello, nel periodo compreso tra agosto e dicembre 1997.

Rispetto alla configurazione utilizzata per le citate prove, le modifiche più consistenti apportate alla struttura sono rappresentate dalla riduzione della superficie della deriva (*tail fin*) e dalla rastremazione in coda della fusoliera (figura 2) e sono state introdotte sull'aeromobile N609AG (prototipo 2) dall'agosto 2013 (volo prova 468) e sul prototipo 1 dal novembre 2014 (volo prova 1015).

Dopo le citate modifiche strutturali, non risultano essere stati effettuati test sperimentali in galleria del vento, ed il nuovo *design* è stato convalidato con fluidodinamica computazionale (CFD), simulazioni analitiche e una campagna di prove di volo dedicata tra il 2012 e il 2014, con la collaborazione della Bell Helicopters.

Dal 2003 sono state eseguite oltre 1300 ore di espansione dell'involuppo di volo e test, tra cui più di 100 condizioni di prova in *dive speed* in modalità aeroplano, con la creazione di un vasto database di dati aerodinamici, stabilità e caratteristiche di controllo. Un processo di analisi critica dei test in volo è stato utilizzato per identificare e studiare i risultati che non apparivano conformi ai requisiti, oppure avevano mostrato caratteristiche

inaspettate, o sono state considerate discutibili dai piloti collaudatori ed analisti del volo.

Flight Control System (FCS).

Il sistema FCS dell'aeromobile è composto da: sistemi di controllo "standard" nel *cockpit* (FFC, Fixed Flight Controls) rappresentati da barra di comando, pedaliera e leva di controllo della potenza; 3 FCC; sensori; sistemi idraulici ed elettrici; attuatori. Questi sistemi, in combinazione con le superfici di controllo dell'aeromobile e l'interfaccia con i comandi dei motori, permettono ai piloti di controllare il passaggio da modalità elicottero a modalità aeroplano, di controllare il profilo di volo dell'aeromobile e di gestire la potenza richiesta dai motori.

Il FCS è stato progettato come un sistema *fly by wire*, che impiega un'architettura ridondante tramite i tre computer di volo, che gestiscono i vari *input* forniti dai vari sensori dell'aeromobile ed il sistema FFC, al fine di applicare le *control law* (algoritmi per il controllo dell'aeromobile), che sono pre-programmate in un apposito software ed agiscono sulle superfici di controllo e sugli attuatori dei *proprotor*.

Il FCS è anche responsabile di trasmettere gli "sforzi di barra" ai piloti, tramite appositi attuatori, in quanto non c'è alcun collegamento meccanico tra il sistema FFC e gli attuatori idraulici, realizzando così un sistema *fly by wire*.

Tramite il FFC dell'AW609 il pilota ha il controllo sui tre assi dell'aeromobile e sulla potenza dei motori/*proprotor*. Il controllo tramite i comandi di volo nelle modalità aeroplano/elicottero si ottiene con un comando ciclico/collettivo sui *proprotor*, sull'elevatore (posto sull'impennaggio verticale), sui *flaperon* (alettoni/flap sulle semiali) e sul comando dell'angolo di inclinazione delle *nacelle*.

Sebbene i comandi nel *cockpit* siano gli stessi per entrambe le modalità di volo dell'aeromobile, sono diversi i meccanismi che attuano le modalità stesse. In particolare, nella modalità aeroplano (*nacelle* a 0 gradi di inclinazione) il controllo sugli assi laterale e longitudinale è attuato dai *flaperon* e dall'elevatore, mentre il controllo direzionale è attuato tramite il DCP, ovvero tramite la differenza dell'angolo di inclinazione delle pale (*collective pitch*) dei due rispettivi *proprotor* con gli *input* forniti dalla pedaliera e dalla barra di comando nel *cockpit* (figura 2a).

Manutenzione.

La manutenzione dell'aeromobile risultava in accordo alle procedure applicabili. L'ultima manutenzione effettuata risaliva al settembre 2015 e riguardava l'ispezione periodica di sicurezza 80 FH, la quale era stata eseguita a seguito del volo di test T650 senza riscontrare anomalie. Dopo il volo prova T661, nell'ottobre 2015, erano stati eseguiti due interventi non programmati, riguardanti la sostituzione del *windshield* (dovuta a diminuzione di visibilità per obsolescenza della parte) e la sostituzione del *V-block* P/N 609-

032-313-101 (dovuta a raggiunti limiti di consumo): quest'ultimo costituisce lo stop meccanico alla rotazione delle *nacelle* a 0 gradi. Entrambi gli interventi non presentano elementi correlabili alla dinamica all'incidente.

Informazioni sul luogo dell'evento

Le tre parti principali del relitto erano localizzate circa 1,8 km a Nord-Ovest della città di Tronzano Vercellese (VC), in un campo agricolo coltivato a mais. Molti dei resti dell'aeromobile sono stati ritrovati al suolo sparsi su una porzione di terreno di circa 100-300 m di larghezza e di circa 2 km di lunghezza, a Sud della città di Santhià (VC), su terreni agricoli ed abitati (figura 1a).

Informazioni meteorologiche

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

Il METAR dell'aeroporto di Milano Malpensa (LIMC) prima del decollo dell'aeromobile riportava: METAR LIMC 300920Z VRB02KT CAVOK 16/11 Q1025 NOSIG.

Altre informazioni

Eventi precedenti.

Il 17 luglio 2014, durante il volo prova T573-R34, una simultaneità di alti valori di AOA, AOB, MN, rateo di discesa e numero di "g" causavano uno stallo accelerato della semiala destra del medesimo aeromobile; ciò sviluppava una significativa *sideslip* dell'aeromobile dovuta all'accelerazione laterale.

Tale situazione non veniva completamente compensata dal FCS, e causava un *flapping* eccessivo sul *proprotor* di destra, che induceva dei leggeri contatti dello stesso *proprotor* con il bordo di attacco della semiala destra, danneggiandone lievemente lo stesso bordo d'attacco. L'equipaggio in quell'evento era riuscito a mantenere il controllo dell'aeromobile ed il volo prova era stato quindi interrotto e concluso con un atterraggio di emergenza sull'aeroporto di Venegono.

Gli accertamenti condotti in seguito all'evento hanno evidenziato la concomitanza dei seguenti fattori causali:

- lo stallo accelerato della semiala destra durante la virata, aggravato dal superamento del limite previsto di 2,5g (il massimo raggiunto è stato 2,7g-2,8g con alto AOA ed AOB), che ha causato un'asimmetria dell'aeromobile rispetto all'asse verticale;
- la persistenza del valore integrale QBAL sul comando DCP, nel momento che l'aerodinamica associata alla manovra è cambiata rapidamente; ciò ha di fatto ridotto la capacità del comando DCP di compensare prontamente l'escursione in yaw.

Le azioni correttive che sono seguite, oltre a specifiche limitazioni dell'involucro (volte ad evitare di riprodurre le stesse condizioni di volo) e procedure aggiornate, hanno introdotto un nuovo parametro (QBALTH) da monitorare in telemetria (a terra) ed in volo. Per valori tra 0,7 e 1 sarebbe apparso un messaggio color

ambra sull'EPDU, al seguito del quale non sarebbe stata necessaria l'attuazione di alcuna procedura da parte dell'equipaggio, mentre superando il valore 1 il messaggio sarebbe apparso in color rosso. Qualora questo valore avesse superato 1 in condizioni di volo non livellato e specialmente durante manovre di volo asimmetriche, il test in volo si sarebbe dovuto interrompere, riportando l'aeromobile in condizioni di volo livellato in maniera non brusca.

Testimonianze.

Testimone oculare 1.

Una persona che stava lavorando all'interno della centrale elettrica dismessa "Galileo Ferraris", situata a 11,85 km SSE dal punto di impatto del N609AG, avrebbe osservato l'aeromobile volare con un assetto "quasi livellato", con una leggera inclinazione alare a sinistra, quando una improvvisa esplosione in volo ha prodotto la disintegrazione dell'aeromobile stesso, con successiva caduta parabolica dei rottami in fiamme verso la superficie. Il testimone in questione ha scattato la foto 2 in allegato.

Testimone oculare 2.

Il testimone in questione, già pilota di velivoli dell'aviazione commerciale, si trovava nella città di Santhià al momento dell'incidente.

Tale testimone ha riportato di aver alzato lo sguardo verso il cielo avendo udito il rumore vicino di un aereo a bassa quota; l'aeromobile stava volando con un assetto «pressoché livellato» ma in leggera picchiata. Notava, contestualmente, la presenza di scie di fumo grigio alle estremità alari. Riportava quindi di aver osservato una prima virata verso sinistra, senza elevata velocità angolare. Quando l'aeromobile assumeva una inclinazione alare di circa 40°, si sviluppava una leggera fiammata, seguita immediatamente dopo da una esplosione che faceva disintegrare l'aeromobile stesso.

Infine, lo stesso testimone ha dichiarato: «La parte più grande, avvolta da fumo nero, è precipitata quasi in verticale (parabola con cupola molto ridotta, nella direzione del moto), mentre molti rottami più piccoli e leggeri, fumanti, meno uno ancora incendiato, sono caduti al suolo più lentamente, ed in un raggio più ampio, il cui baricentro sembrava essere il relitto più grande e pesante.».

Informazioni sul relitto e distribuzione dei rottami.

Il punto principale di impatto e la posizione finale della fusoliera dell'aeromobile (dalla sezione di prua fino alla *tail fin*) sono stati localizzati su un terreno agricolo, in una zona disabitata, 1,8 km a Nord Ovest della città di Tronzano Vercellese (VC) alle seguenti coordinate: N 45 21'.24 E 008 09'.22.

La fusoliera (foto 3), costituita in ampia percentuale da fibra di carbonio, appariva sostanzialmente bruciata, con evidenti segni di impatto al suolo ed in posizione rovesciata, mentre la *tail fin*

presentava segni di esposizione ad alta temperatura su gran parte della sua superficie.

Le due *nacelle* assieme a porzioni delle semiali ad esse attaccate e le sei pale (tre per ciascun *propotor*) sono state localizzate ad una breve distanza (tra 66 e 111 m) dalla fusoliera, nello stesso terreno; entrambe presentavano evidenze di bruciature e deformazioni da impatto con il suolo e si presentavano con le radici delle pale dei *propotor* ancora in sede (foto 4 e 5).

Non sono state rilevate altre tracce di impatto nei dintorni delle coordinate rappresentate, a parte i crateri sotto ciascuna delle tre parti sopra citate, generati dall'impatto con il terreno; questo porta a determinare che la traiettoria dell'aeromobile rispetto al terreno negli ultimi istanti di volo fosse stata prevalentemente verticale.

Nei giorni seguenti all'incidente, durante il sopralluogo operativo del *team* investigativo ANSV (coadiuvato dal personale del costruttore dell'aeromobile e dal personale delle Forze di pubblica sicurezza) è stata creata una mappa di tutti i reperti ed i rottami dell'aeromobile sono stati geolocalizzati; tale mappa della distribuzione dei reperti al suolo è coerente con la traiettoria di volo dell'aeromobile, ricavata in prima analisi dai plottaggi radar e successivamente confermata dai dati FDR e FTI (figura 3).

I risultati di questa mappa evidenziano un'area di distribuzione dei rottami con una sezione larga circa 100/300 m e lunga circa 2 km, a Sud della città di Santhià (VC).

La distribuzione dei rottami, assieme con le evidenze fotografiche degli stessi, è coerente con la distruzione in volo dell'aeromobile e successiva esplosione con traiettoria balistica verso il punto di impatto al suolo.

I rottami più leggeri (principalmente parti delle estremità delle pale e della loro struttura) sono prevalenti nella prima parte della traiettoria finale e diffusi su una vasta area. Le parti più pesanti si trovavano invece concentrate su una porzione di terreno meno vasta, compresa tra la città di Santhià e l'autostrada A26/A4 diramazione E25.

Alcuni degli abitanti locali hanno segnalato che delle persone sono state viste raccogliere alcune piccole parti subito dopo che era avvenuto l'incidente, modificando così, in parte, lo stato dei luoghi.

Escludendo l'incendio che ha consumato la fusoliera una volta al suolo, documentato da diversi video e dalle foto scattate dagli abitanti locali, le altre evidenze di incendio sul terreno sono state rilevate nel campo immediatamente circostante la *nacelle* di sinistra (assieme alla sezione di semiala ad essa attaccata). Questa evidenza è coerente con la presenza di carburante nei *bladder tank* (serbatoi del carburante) rinvenuti all'interno del *wing torsion box*, che potevano ancora avere un considerevole quantitativo di carburante Jet-A1 contenuto nel loro interno al momento dell'impatto con il terreno.

Nei pressi della *nacelle* di destra non sono stati rilevati segni di incendio sul terreno: infatti, le coltivazioni di mais intorno ad essa

apparivano intatte. Al riguardo, le evidenze fotografiche reperite mostrano che, durante la parabola di discesa, la *nacelle* destra era avvolta tra le fiamme. È quindi ragionevole ritenere che l'incendio in volo abbia bruciato tutto il carburante presente nella *nacelle* stessa, rendendo così impossibile la propagazione dell'incendio una volta a terra. A differenza di quanto avvenuto per la *nacelle* sinistra, nella destra non sono stati peraltro rinvenuti i *bladder tank*, che, invece, sono stati ritrovati insieme alla restante parte della semiala destra.

Gli impennaggi verticali, comprendenti la *tail fin*, presentavano evidenti segni di esposizione ad alte temperature, verosimilmente avvenuta negli ultimi istanti di volo.

Flight Test Instrumentation (FTI).

L'aeromobile AW609 marche N609AG era equipaggiato con un elevato numero di sensori in grado di registrare oltre 6800 parametri con frequenze di acquisizione fino a 3000 Hz su 2 memorie non volatili, oltre che l'audio proveniente dall'ICS.

Le memorie su cui venivano registrati tali dati erano non protette e sono andate completamente distrutte nell'incidente, in seguito all'impatto con il terreno e all'azione della temperatura dovuta all'incendio generatosi prima in volo e dopo l'impatto al suolo.

Erano inoltre installate a bordo due telecamere, una nel *cockpit* e l'altra sulla *tail fin*. Le immagini video provenienti da tali apparati venivano registrate mediante un apposito *video recorder* (DVR) dotato di disco magnetico non protetto. Tale ultimo dispositivo, sebbene in condizioni di estremo danneggiamento, è stato recuperato al fine di effettuare un tentativo di acquisizione dei dati; tuttavia, dopo specifiche analisi tecniche effettuate sul componente, anch'esso risultava irrimediabilmente distrutto (foto 6).

Telemetry.

Parte dei dati registrati dalla FTI, 2973 su 6800 parametri, e le registrazioni delle comunicazioni T/B/T e *cockpit* venivano trasmesse in tempo reale alla *ground station*. Tali dati sono stati resi disponibili all'ANSV dal costruttore dell'aeromobile nelle ore immediatamente successive all'evento.

Multi Purpose Flight Recorder (MPFR).

L'aeromobile AW609 N609AG era equipaggiato con un registratore di volo protetto combinato FDR/CVR-MPFR Penny&Giles P/N D51615-102. Questo era stato configurato per registrare le comunicazioni interne ed esterne al *cockpit*, l'audio ambientale e 420 parametri con una frequenza di acquisizione compresa tra 0,25 e 8 Hz.

A seguito dell'incidente, l'unità presentava vistosi danni da impatto (foto 7) ed è stata pertanto necessaria l'apertura del registratore e la conseguente estrazione delle memorie per una lettura diretta delle stesse. Tale attività, non ripetibile per quanto

concerne la parte di estrazione meccanica delle memorie, è stata svolta in due sessioni presso i laboratori dell'ANSV, in coordinamento con la competente autorità giudiziaria ed in linea con quanto contemplato dal regolamento UE n. 996/2010. Nella prima sessione si è proceduto alla apertura meccanica del registratore di volo ed all'estrazione delle memorie. Nel corso della seconda sessione sono stati svolti test elettrici cautelativi prima di effettuare il successivo e definitivo scarico di tutti i dati presenti nelle memorie.

I dati grezzi così ricavati sono stati successivamente convertiti in unità ingegneristiche e resi disponibili per le esigenze dell'inchiesta di sicurezza.

Durante l'analisi dei dati FDR, è stato tuttavia rilevato che alcuni parametri di fondamentale importanza (quali, ad esempio, la latitudine/longitudine e la *ground speed*) non risultavano essere stati registrati. A tal proposito si evidenzia che l'autorizzazione al volo per aeromobili sperimentali non richiede che sia installato a bordo un registratore di volo.

La presenza del MPFR, per quanto non perfettamente impostato, del registratore FTI e del DVR è pertanto riconducibile all'iniziativa del costruttore per esigenze di sviluppo progettuale.

Evidenze raccolte dai dati registrati.

Tracce audio CVR.

L'analisi dei dati del CVR ha mostrato un flusso procedurale e comunicativo normale ed efficace dal decollo sino a qualche minuto prima dell'incidente. In particolare, la modalità di esecuzione dei voli di test prevede un coordinamento continuo tra l'equipaggio in volo ed il direttore del test presente nella *ground station* a terra; quest'ultimo è coadiuvato da ulteriore personale tecnico nel monitoraggio del completo set dei parametri sperimentali.

L'equipaggio, al termine della seconda *dive*, notava l'illuminazione del messaggio "PRGB#2 DAMAGE" e lo comunicava alla *ground station*. Il messaggio veniva ricevuto ed il direttore del test rispondeva che poteva essere stato un messaggio reale, ma in uso solo per monitorare il livello di vibrazioni della PRGB; tuttavia, metteva in *stand by* l'equipaggio per controllare altri dati.

L'equipaggio commentava che poteva essere stata una evenienza già conosciuta e si predisponeva a continuare il programma di volo. Dopo circa un minuto, il direttore del test confermava all'equipaggio di poter procedere con il test successivo.

Due minuti dopo, con l'aeromobile in fase di accelerazione nel corso della terza *dive*, il PIC, che era anche il PF, iniziava ad avvertire delle oscillazioni in *roll* e *yaw* inusuali («Man, roll and yaw!», fonte CVR a t=21,1 sec. dall'inizio della fase R20); il PNF interveniva dicendo «It's OK» (fonte CVR a t=26,1 sec.). Successivamente, veniva notata l'accensione sull'EPDU del messaggio ambra "QBALTH" ed il PIC istruiva il PNF allo

standby temporaneo per l'azionamento della perturbazione¹ prevista per il test.

Dopo circa 5 secondi, il PNF chiamava «Pull it up, pull it up!» (fonte CVR) in maniera allarmata; nello stesso momento il primo *proprotor* entrava in contatto con il bordo d'attacco della semiala destra e l'aeromobile diventava irrimediabilmente incontrollabile. Il CVR ha evidenziato infine i rumori della successiva esplosione, i *warning sound* all'interno del *cockpit* e gli ultimi commenti del PIC a riguardo dell'assetto inusuale di volo dell'aeromobile («Look at the attitude, look at the attitude!», fonte CVR).

Dati di volo.

I dati registrati dal MPFR e, laddove non sufficienti per quantità e/o precisione, quelli provenienti dal FTI inviati in *streaming* (telemetria) sono stati utilizzati per raccogliere le evidenze necessarie all'inchiesta di sicurezza. Nel dettaglio, è stato condotto uno studio sistematico circa la funzionalità di ciascun impianto.

- Proprotor.

La dinamica dei *proprotor* durante l'incidente è stata ricostruita mediante l'osservazione dell'evoluzione delle deformazioni sugli stop del flappeggio (*flapping*) dei *proprotor* (figura 4) e delle deformazioni ed accelerazioni delle pale (figure 5 e 6); in particolare, si rileva che durante la fase R20 del volo T664 si è verificato un eccessivo *flapping* del *proprotor* destro, il quale ha indotto il contatto tra semiala e *proprotor* stesso. Tale evento, dall'analisi dei dati telemetrici e tenendo conto dei ritardi insiti nella strumentazione, è collocabile temporalmente all'istante $t=33,1$ sec. (e fino al $t=33,4$ sec.) dall'inizio della fase R20. Fenomeno analogo si è ripetuto per il *proprotor* sinistro tra $t=35,1$ sec. e $t=35,4$ sec.

L'eccessivo *flapping* è stato causato principalmente dall'angolo di *sideslip* raggiunto dall'aeromobile, che ha ecceduto il massimo valore consentito dall'involuppo alla velocità di 293 nodi di circa due volte e mezzo (10,5 gradi raggiunti rispetto ai 4 gradi massimo consentiti) (figura 7 e figura 7a).

- Motori e trasmissione.

I principali parametri motore sono stati investigati al fine di verificarne il corretto funzionamento. Non sono state riscontrate anomalie fino al contatto del *proprotor* destro con la relativa semiala. In figura 8 e 9 sono riportati i parametri di: *torque*, *oil pressure*, *oil temperature*, *power turbine speed*, *proprotor speed* e *gas generator speed*. Dai dati si evince, inoltre, che i motori hanno continuato a funzionare anche successivamente all'impatto dei *proprotor*.

¹ La perturbazione in questione sarebbe consistita in una sollecitazione simmetrica di *longitudinal cyclic pitch* di ampiezza pari a $0,1^\circ$ e frequenze comprese tra i 4,5 Hz e 4,8 Hz, indotta su entrambi i *proprotor*.

In particolare, lo studio dell'andamento del valore di *torque* per il motore destro e sinistro mostra che le fisiologiche differenze tra i due lati, dovute alle asimmetrie insite nella dinamica dei *proprotor* e quelle indotte dalle fasi di volo e peraltro note al costruttore, sono sempre rimaste minimali. Questo porta a ritenere che la trasmissione funzionasse correttamente fino al momento dell'impatto del *proprotor* destro con la relativa semiala; tale ipotesi è confermata dalla distribuzione dei reperti: un frammento di ICDS è stato rinvenuto lungo la traccia di dispersione in direzione del relitto principale dell'aeromobile, successivamente ai frammenti di *proprotor* destro e semiala destra (foto 8).

- *Impianto idraulico.*

L'AW609 è dotato di tre impianti idraulici indipendenti, che erogano la pressione di 3000 PSI. Tali impianti hanno funzionato correttamente fino al primo evento di contatto tra *proprotor* destro e relativa semiala (figura 10). In dettaglio, data la locazione delle tubazioni idrauliche (figura 10a), è evidente che l'avaria degli impianti numeri 1 e 2 è diretta conseguenza dell'interferenze dei *proprotor* con le semiali. Per l'impianto numero 3, è verosimile ritenere che le accelerazioni subite dalle *nacelle* in seguito al contatto dei *proprotor* con le semiali abbiano indotto la separazione delle connessioni a snodo delle tubazioni.

- *Impianto elettrico e unità avioniche.*

Dai dati è possibile osservare che i tre generatori di potenza elettrica hanno fornito i valori richiesti in termini di voltaggio e di amperaggio fino al contatto dei *proprotor* con le semiali (figura 11). All'istante $t=36,1$ sec., quando il voltaggio è sceso al di sotto del valore previsto, il sistema elettrico è passato ad alimentarsi automaticamente dalla batteria.

I segnali di *output* del sistema avionico che equipaggiava l'aeromobile (sostanzialmente costituito delle unità AHRS Type LCR-110, ADAHRS Type LCR-300A e AIR DATA SYSTEM Type AC-32) rappresentano gli *input* dei tre FCC (da figura 12 a figura 17) e sono stati comparati per verificarne la coerenza. L'alimentazione elettrica è stata garantita dall'impianto per tutta la durata del volo ed anche successivamente all'evento di contatto tra i *proprotor* e le semiali.

- *Superfici mobili e struttura.*

Lo studio dei dati della telemetria ha evidenziato che le superfici mobili dell'aeromobile si sono distaccate a causa dei carichi anomali generatisi durante la dinamica dell'incidente. L'unica eccezione è lo stabilizzatore verticale, il quale era ancora connesso alla fusoliera dopo l'incidente.

- *Messaggi CAS (Caution Advisory System).*

Durante il volo prova T664, sin dall'avviamento dell'aeromobile, sono stati attivi tre messaggi CAS:

1. Primary Anti-Ice System Failure;
2. Secondary Anti-Ice System Failure;
3. LH Bleed Air Leak.

I primi due sono riconducibili all'assenza sull'aeromobile di *anti-ice kit*. Il numero 3 era legato alla già nota difettosità di un sensore di cui non era disponibile il ricambio al momento del volo. I valori delle pressioni di spillamento (*bleed*) sono comunque stati registrati dalla telemetria, non evidenziando alcuna anomalia.

- *Altri messaggi.*

Durante il volo prova T664 si è verificata anche l'attivazione sull'EPDU del messaggio "STDBY ADS FAIL"; tale messaggio è legato alla differenza di precisione tra lo *Standby Air data and Attitude System* e gli altri due *air data system*. Nel dettaglio, è stato rilevato che tale discrepanza avrebbe attivato il messaggio CAS "STDBY ADS FAIL" in condizioni al di fuori dell'involucro di volo dell'aeromobile, che avrebbero portato ad una discrepanza tra i tre sistemi *air data system*; inoltre, lo stesso messaggio avrebbe potuto essere stato resettato dal pilota al rientro in normali condizioni di volo dell'aeromobile.

Lo *Standby Air data and Attitude System* è un'unità triplo-ridondante in uso al FCS, e visto che nessuna delle altre due piattaforme ha subito un'avaria, si ritiene che tale messaggio temporaneo non fosse indicativo di una anomalia legata all'evento. Va evidenziato che alla conclusione della dive precedente (R19) si era verificata sull'EPDU l'accensione del messaggio "PRGB#2 DAMAGE". Questo messaggio, relativo alla *propurator gearbox* destra, è stato introdotto nel software dal costruttore, in quanto precedentemente all'incidente erano stati registrati casi di cricche di fatica che avevano portato a piccole perdite d'olio. L'attivazione del messaggio "PRGB#2 DAMAGE" non richiedeva l'applicazione di alcuna procedura da parte dell'equipaggio (vedasi tabella 1). Tuttavia, veniva ritenuto importante per lo sviluppo del progetto registrare tale livello vibrazionale dell'apparato, al fine di un calcolo corretto della vita a fatica a lungo termine del componente. Infatti, anche nel caso di effettiva presenza di una piccola cricca, la conseguenza sarebbe stata solo una lieve perdita d'olio.

Tra l'istante $t=24$ sec. dall'inizio del test R20 del volo prova T664 a circa $t=30$ sec. è stata registrata l'attivazione del messaggio ambra "QBALTH" sull'EPDU.

Quando il valore di QBALTH aumenta, l'autorità totale della logica di controllo direzionale (agente come una sorta di *trim*) è molto vicina a superare l'autorità delle altre logiche di controllo (ad esempio, la stabilizzazione da parte del FCS ed il comando usato dal pilota); questo accade quando il valore di QBALTH si avvicina ad 1. Come già precisato, per valori di QBALTH maggiori di 0,7 e minori di 1 il messaggio è color ambra. Per valori uguali o superiori ad 1 è rosso. Nell'intervallo temporale descritto il

messaggio è risultato ambra (valore eccedente 0,7) per circa 3 secondi.

Qualche istante prima dell'inizio del test R20, e per circa 27 secondi, si è attivata una *flag* sul software di gestione della telemetria, riguardante il parametro codice 80JKU1. A questo è associata la descrizione “*Coupled mode/Avionics Discrete WD 1 – Lateral Axis Fgc Fail*”. Tale parametro discreto ha un reale significato se in presenza del *flight guidance computer*, che, però, non era implementato sull'aeromobile. La sua attivazione era legata esclusivamente all'effettuazione di una virata con *roll* superiore ai 35°. Il suddetto messaggio, visibile solo su uno dei pannelli di controllo della *ground station* e non diretto all'equipaggio, risultava essere quindi spurio e legato ad una configurazione non coerente con quella effettiva dell'aeromobile.

- *Meccanica del volo.*

I dati registrati hanno consentito lo studio della meccanica del volo prova T664 e dei comandi impartiti dall'equipaggio.

Le operazioni previste nel suddetto volo consistevano nello stabilizzare l'aeromobile ad una CAS di 293 nodi, per poi inserire la perturbazione (al fine di effettuare le rilevazioni sperimentali); successivamente, al termine delle rilevazioni, veniva riportato l'aeromobile in condizioni di salita.

L'incidente è avvenuto in corrispondenza della terza manovra di *dive*, nella quale è stata raggiunta una CAS (dati FDR) massima di 306 nodi (figura 18). Nelle precedenti manovre si era raggiunta una CAS di 303 nodi (nella prima *dive*) e di 295 nodi (nella seconda *dive*). Il punto di test pianificato prevedeva il raggiungimento di 293 nodi, dopo di che si sarebbe dovuta inserire la perturbazione senza variare negli istanti successivi l'assetto dell'aeromobile. Tuttavia, nella terza *dive*, le azioni dell'equipaggio, volte alla risoluzione della problematica di controllabilità occorsa durante l'esecuzione della manovra stessa e descritte in seguito, hanno portato ad un aumento ulteriore della velocità. Si evidenzia, inoltre, che il volo prova T664, che era stato discusso e pianificato in sede di *briefing* prevolo da parte dell'equipaggio, è stato il primo volo in cui sono state raggiunte tali velocità nella nuova configurazione con fusoliera rastremata in coda e *tail fin* di superficie ridotta.

Le precedenti prove in volo (volate fino a 285 nodi sull'AC2) e le analisi effettuate dal costruttore non avevano evidenziato alcun comportamento differente tra le due configurazioni di deriva (*tail fin*) nell'involuppo previsto per l'angolo di *sideslip*.

La terza *dive*, prova R20, è stata impostata durante l'ultima fase di una virata a sinistra di circa 180°. All'uscita da quest'ultima manovra si sono iniziate a sviluppare delle leggere oscillazioni latero-direzionali (*roll* a $t=4$ sec. e *yaw* a $t=5$ sec. in poi), tali da causare una condizione di “*out-of-trim*” (in riferimento alla capacità di “*trimmaggio*”) da parte del FCS (figura 19).

A tali oscillazioni l'equipaggio non ha inizialmente reagito con *input* volti al contrasto delle stesse. Successivamente, quando le oscillazioni sono divenute di maggiore entità ($t=23,4$ sec.), tale fenomeno è stato contrastato inizialmente con manovre di *input* in rollio in controfase da parte del PF (*roll tracking*, ovvero intervento con i comandi di volo sull'asse longitudinale) e infine, a $t=27,5$ sec., mediante l'azione sulla pedaliera, per contrastare anche le oscillazioni in *yaw*. Tuttavia, tali azioni non hanno avuto l'effetto di smorzare le oscillazioni, che, invece, sono divenute divergenti, portando l'angolo di *sideslip* a raggiungere valori al di sopra del massimo consentito in quella condizione di velocità (figura 7a).

SIMRX (simulatore di progetto).

Il SIMRX è il simulatore di volo sviluppato per l'aeromobile AW609 ed è stato progettato al fine di:

- studiare il comportamento aeromeccanico e sviluppare le leggi di controllo;
- sviluppo, certificazione e test di laboratorio del FCS;
- supporto ai voli prova mediante familiarizzazione dei piloti e riduzione del rischio.

Dopo le modifiche di *design* della parte posteriore della fusoliera e della coda, le quali hanno conseguentemente comportato una modifica alla struttura dell'aeromobile, il SIMRX è stato aggiornato, tenendo conto della campagna di test CFD e dei test di volo tra il 2012 e il 2014, specificatamente eseguiti per validare la nuova configurazione

Un team investigativo dell'ANSV si è recato presso la AgustaWestland Philadelphia Corporation, dove sono stati esaminati vari profili di volo sul simulatore di progetto. Tale attività è stata svolta congiuntamente con il personale tecnico e pilota del costruttore, al fine di acquisire ed esaminare, in particolare, elementi di progettazione del software comprendente le *control law* agenti sul FCS e dell'aerodinamica associata al modello digitale dell'aeromobile.

Con il SIMRX configurato nelle stesse condizioni di volo e software dell'incidente non è stato tuttavia possibile riprodurre le condizioni verificatesi nel volo dell'incidente.

Al fine di poter riprodurre la condizione di volo il più simile possibile a quella dell'incidente, sono stati inseriti degli algoritmi, che avrebbero, tuttavia, modificato in maniera non realistica la configurazione aerodinamica dell'aeromobile; solo in questa configurazione del SIMRX è stato possibile sviluppare oscillazioni latero-direzionali (sebbene con fase differente rispetto a quella del volo dell'incidente) e si è potuto effettivamente constatare la notevole difficoltà nel recupero delle condizioni di volo controllato dello stesso aeromobile.

Analisi

L'evento oggetto di inchiesta da parte dell'ANSV si caratterizza per due aspetti peculiari: la complessità dell'aeromobile (prototipo sperimentale in fase di sviluppo progettuale) ed il contesto operativo nel quale è occorso l'incidente (volo prova con raggiungimento della massima velocità prevista per il test).

Sulla base delle evidenze raccolte risulta che l'aeromobile – nel corso del volo prova T664 e durante la fase di registrazione dei dati nella prova R20 (terza *dive*) – dopo essere entrato in condizioni di volo incontrollato dovuto ad una serie di oscillazioni latero-direzionali, andava distrutto in volo, incendiandosi, con successivo impatto dei resti al suolo.

La geolocalizzazione dei detriti, la loro specifica natura e condizione di ritrovamento hanno permesso di individuare una sorta di “sentiero” a terra, che potrebbe essere assimilato ad una proiezione al suolo della traiettoria discendente percorsa dall'aeromobile negli ultimi momenti del volo. Considerando la traiettoria di volo verso Ovest, la localizzazione dei resti delle pale dei *proprotor* nella parte Sud-Est della città di Santhià è infatti seguita dai resti della struttura dell'aeromobile (fusoliera, coda e semiali).

Lo studio delle informazioni recuperate dalle registrazioni di bordo ha permesso di capire come sia avvenuto durante il T664-R20 l'impatto del *proprotor* destro e successivamente del sinistro con le rispettive semiali. Tali eventi sono precisamente collocabili nel tempo e nello spazio grazie all'analisi dei dati provenienti dai sensori che equipaggiavano le pale dei *proprotor*.

Tutti i sistemi di bordo risultavano funzionare correttamente fino al suddetto evento di impatto tra *proprotor* e semiali, ed a supporto di tale ipotesi vi è la distribuzione dei rottami, che mostra, in sequenza, prima alcune parti del *proprotor* destro e relativa semiala e poi tutte le altre parti. Fanno eccezione nella mappa di distribuzione solo leggerissime parti di riempitivo presenti all'interno delle pale. Queste hanno verosimilmente subito l'effetto di spinta del flusso dei *proprotor*, oltre che di correnti d'aria possibilmente presenti al momento dell'incidente e nelle ore successive.

Lo studio dei messaggi CAS e degli altri messaggi in telemetria ha portato a ritenere tali avvisi non legati alla dinamica dell'incidente, fatta eccezione per il messaggio ambra “QBALTH” attivatosi sull'EPDU: questo, indicativo della misura della quantità residua di autorità del pilota sul controllo direzionale sull'asse di imbardata, si è attivato durante l'instaurarsi del fenomeno oscillatorio latero direzionale.

Nel dettaglio, dai dati provenienti dal MPFR è risultato evidente come l'oscillazione sia cominciata sull'asse di rollio a seguito dell'uscita dalla virata (da $t=4$ sec. in poi), che aveva il compito di porre l'aeromobile in direzione per la terza *dive* in condizioni di ali livellate. Alla lieve oscillazione in *roll* si è sovrapposta, poco dopo, l'oscillazione in *yaw* (da $t=5$ sec. in poi, anch'essa

inizialmente lieve); a tali oscillazioni l'equipaggio non ha inizialmente reagito con *input* volti al contrasto delle stesse.

Tale condizione è confermata dai dati CVR: a $t=21$ sec. dall'inizio della R20 il PF infatti commenta la presenza combinata di oscillazioni in *roll* e *yaw* («Man, roll and yaw!», fonte CVR). In quel momento le oscillazioni sono di maggiore entità ed il PF inizia ad impartire *input* di “*roll tracking*”, procedura di pilotaggio standard per questo tipo di condizione. Successivamente, il PF ha agito anche sulla pedaliera, avvedendosi della condizione di *yaw* accentuato.

Le manovre effettuate non hanno tuttavia avuto l'effetto di smorzare le oscillazioni, le quali sono invece aumentate fino a portare il *sideslip* oltre i valori ammessi e, quindi, fino ad indurre il contatto del *proprotor* destro con la relativa semiala a causa dell'eccessivo *flapping* delle pale del *proprotor* stesso. In accordo alla letteratura aeronautica, il fenomeno sopra menzionato può essere anche classificato come APC (Aircraft Pilot Coupling).

L'analisi effettuata dal costruttore dell'aeromobile circa tale fenomeno oscillatorio ha evidenziato come questo fosse stato presente anche in altri voli di test, sebbene riconosciuto come auto-smorzante. Questo comportamento era verosimilmente noto all'equipaggio che, infatti, nella fase iniziale delle oscillazioni (da $t=4$ sec. a $t=23,4$ sec.), non ha posto in essere alcuna azione di contrasto.

Il motivo per cui la manovra messa in atto dal PF da $t=23,4$ sec. in poi non ha portato al risultato sperato, ovvero allo smorzamento delle oscillazioni, è da ricercare nella combinazione dei seguenti fattori:

- condizioni specifiche di test effettuato in *dive* ad alta velocità;
- dinamica del volo e caratteristiche aerodinamiche dell'aeromobile;
- struttura dell'aeromobile;
- leggi di controllo (*control law*) dell'aeromobile.

Più in dettaglio, nel volo dell'incidente si è effettuato un test per la prima volta in *dive* che raggiungevano velocità di 293 nodi, con la struttura della parte poppiera della fusoliera rastremata e con la deriva (*tail fin*) a superficie ridotta. Tale velocità rappresenta la V_D (*design dive speed*, ovvero la massima velocità teorica raggiungibile in affondata) e, dunque, il test rappresentava una prova effettuata in condizioni limite.

I test effettuati dal costruttore mediante il simulatore di progetto SIMRX ed altri voli prova effettuati in condizioni simili sono stati ritenuti sufficienti, dallo stesso costruttore, per l'effettuazione del T664. Tuttavia, i test effettuati sul SIMRX non sarebbero stati rappresentativi, a velocità elevata, del reale comportamento dell'aeromobile, come confermato anche dalla verifica dell'ANSV

sul simulatore, probabilmente a causa delle inaspettate caratteristiche aerodinamiche in questa condizione estrema di volo ad alta velocità, avente valori estremi di AOA e di angoli di deflessione dei *flaperon* e del timone di profondità. Tale condizione si verifica, in particolare, per situazioni “*cross coupled*” di imbardata e rollio (ad esempio, imbardata a sinistra/rollio a destra).

Il fatto che i test effettuati sul SIMRX non siano stati rappresentativi del reale comportamento dell’aeromobile è ragionevolmente riconducibile alla mancanza di dati sperimentali ottenuti precedentemente in galleria del vento e di valutazioni in volo con quelle condizioni di velocità e relativi alla recente configurazione di geometria modificata della deriva; tale ultima modifica era stata considerata in maniera conservativa, immettendo nel *database* una riduzione dell’area della deriva stessa e successivamente implementando la fluidodinamica computazionale (CFD).

È verosimile che le condizioni limite che erano previste per l’esecuzione del T664 abbiano reso le oscillazioni latero-direzionali, già registrate dal costruttore in altre situazioni, più persistenti.

L’intervento del PF è risultato in linea con quanto è correttamente possibile mettere in atto in tali circostanze. Tuttavia, le leggi di controllo dell’aeromobile attuate tramite il FCS sono tali da rendere accoppiati su più assi gli *input* di comando impartiti sui singoli assi dal pilota: un comando esclusivamente imposto in *roll* viene suddiviso dalle leggi di controllo in più comandi, che vanno contemporaneamente alle superfici mobili che regolano il *roll* ed al *differential collective pitch* che, su questo aeromobile, regola l’imbardata.

Il controllo totale sull’asse verticale, risultante dalla sommatoria degli *input* del pilota e degli *input* del FCS, ha un effetto sull’asse stesso (*yaw axis*) attraverso accoppiamenti aerodinamici ed *input* forniti automaticamente dal FCS. Ad esempio, durante una virata a sinistra, il *flaperon* destro è deflesso verso il basso ed il sinistro in alto: i flussi risultanti generano flussi di *downwash* (flusso d’aria verso il basso) a destra e *upwash* (flusso d’aria verso l’alto) sul lato sinistro. Questi producono una sorta di vorticità sulla *tail fin* (flusso proveniente da sinistra), che induce uno *yaw* a sinistra, nella medesima direzione della virata. Questo fenomeno è conosciuto come *proverse yaw*. Le logiche di controllo del FCS includono un comando che compensa questo effetto aerodinamico. Pertanto, impartire un comando in controfase sull’asse di rollio per smorzarne le relative oscillazioni crea anche un effetto in imbardata, che può essere perfettamente in fase con le relative oscillazioni in *yaw*. Tale evenienza si è verificata nell’incidente: la correzione delle oscillazioni in rollio ha indotto, per via delle leggi di controllo del FCS, manovre in fase con le oscillazioni sull’asse di imbardata, generando la divergenza delle oscillazioni.

Per via dell'insieme di fattori strutturali (intesi come forma e rigidità) dell'aeromobile e delle condizioni di volo, si sono sviluppate delle oscillazioni latero-direzionali; la bassa frequenza e bassa ampiezza delle stesse le ha rese difficili da percepire dall'equipaggio di volo e dal *test team* a terra, ovvero erano tali da essere assimilabili a quelle già note per essere auto-smorzanti.

Tale fenomeno ha coinvolto due differenti assi di controllo e si è sviluppato a basse frequenze, creando la difficoltà di riconoscimento dello stesso fino a quando la magnitudine dei movimenti in *roll* e *yaw* ha raggiunto dei livelli eccessivi, ovvero solo pochi secondi prima della perdita del controllo dell'aeromobile.

L'analisi dello *human factor* sulla base dei dati del CVR ha mostrato un ritmo normale e rilassato nelle comunicazioni tra l'equipaggio di volo e la stazione a terra (direttore del test) fino alla fase di *recovery* con l'aeromobile in salita dalla *dive* del test R19, quando il PF ha annunciato al PNF l'accensione del messaggio "PRGB#2 DAMAGE", allo scopo di ottenere l'attenzione dell'altro membro dell'equipaggio, ed ha trasmesso la stessa informazione alla *ground station*.

Il direttore del test ha preso in considerazione l'informazione trasmessa relativa al messaggio ed ha a sua volta comunicato al PF «standby» (fonte CVR), ovvero di aspettare poiché lui avrebbe dovuto fare dei controlli, probabilmente per diagnosticare l'indicazione e determinare il corso di azioni appropriate. Nel minuto seguente la notifica a terra del messaggio, l'equipaggio di volo ha valutato internamente ed in tranquillità lo stesso messaggio come un «old issue» (fonte CVR), ovvero come un già noto problema, ed il direttore del test ha successivamente trasmesso che avrebbero potuto continuare con il test successivo, senza dare alcun riscontro sui controlli da lui effettuati.

Questo flusso di azioni e comunicazioni non pare aver rappresentato un fattore contributivo nell'esito dei momenti successivi del volo, e quindi nell'accadimento dell'incidente, bensì potrebbe essere ricondotto a operazioni di consuetudine tra l'equipaggio di condotta ed il direttore del test a terra. Al riguardo, pare opportuno rilevare che esistono delle sostanziali differenze tra le procedure in essere nell'esercizio dell'attività di volo commerciale e quelle in essere nell'esercizio di voli prova inerenti a prototipi di aeromobili in fase di certificazione. In quest'ultimo tipo di attività, in particolare, il comportamento dell'equipaggio di condotta e quello del personale che segue da terra il test in volo non è infatti codificato in maniera puntuale in ogni singolo aspetto, proprio per le caratteristiche spesso atipiche di un volo prova.

La disposizione dei detriti al suolo, le analisi delle evidenze e dei dati forniti dalla telemetria e dal MPFR portano con ragionevole certezza ad ipotizzare che la causa della distruzione dell'aeromobile in volo sia stata la conseguenza di molteplici

contatti dei *proprotor* con le semiali dell'aeromobile stesso, a causa degli eccessivi angoli di imbardata raggiunti nel corso della terza discesa ad alta velocità.

L'impatto del *proprotor* sulla semiala (dovuto ad un eccessivo *flapping* delle pale) ha verosimilmente danneggiato le linee idrauliche e del carburante, che sono collocate nel bordo di attacco delle semiali (figura 10a), causandone il cedimento strutturale ed il successivo incendio in volo.

L'aeromobile è equipaggiato con degli stop meccanici del *flapping*: tali stop, tuttavia, non sono stati progettati per contenere gli effetti delle estreme forze aerodinamiche generate durante questo evento.

Le testimonianze disponibili trovano ragionevole riscontro nell'analisi della dinamica degli ultimi istanti di volo dell'aeromobile e contribuiscono a delineare quanto elaborato.

Cause

Alla luce delle evidenze raccolte è possibile ritenere che la causa dell'incidente sia sostanzialmente riconducibile alla combinazione di tre fattori:

- allo sviluppo di oscillazioni latero direzionali;
- alle leggi di controllo del FCS, che non hanno consentito le condizioni di volo controllato;
- al simulatore di progetto (SIMRX), che non era in grado di prevedere in alcun modo l'evento.

Nel dettaglio, le caratteristiche aerodinamiche dell'aeromobile e le condizioni specifiche di test effettuato in *dive* ad alta velocità sono fattori che hanno creato una condizione in cui l'aeromobile ha sviluppato oscillazioni latero-direzionali, successivamente amplificatesi. Il PF ha cercato di contrastare questa situazione oscillatoria con una manovra di *roll tracking*, utilizzando una tecnica di pilotaggio appropriata al fine di stabilizzare l'aeromobile.

Le leggi di controllo del FCS sono tali da associare, in modalità aeroplano, ad un input in *roll* una esecuzione sulle superfici di controllo che agisce anche sullo *yaw*; questi ultimi comandi di controllo si sono trovati in fase con le oscillazioni in essere su tale asse. Più in particolare, l'*input* in *roll* del pilota era in controfase, ma le leggi di controllo hanno indotto una amplificazione in fase delle oscillazioni in *yaw*, rendendole divergenti fino al contatto dei *proprotor* sulle rispettive semiali; ciò ha causato un importante danno strutturale, seguito dalla distruzione in volo dell'aeromobile e dal successivo incendio.

Il simulatore di progetto (SIMRX), usato per lo sviluppo di certificazione dell'aeromobile, è in parte basato sulle capacità predittive dei modelli aerodinamici integrati nel suddetto simulatore. Il nuovo design della deriva e della parte posteriore della fusoliera erano stati precedentemente autorizzati dopo analisi

e voli prova, ed il SIMRX era stato conseguentemente aggiornato. Tuttavia, tale simulatore ha mostrato, alla luce delle prove effettuate dall'ANSV, di non riuscire a riprodurre fedelmente le dinamiche che si sono di fatto innescate nel volo prova T664 R20 a causa delle specifiche ed estreme condizioni di volo incontrate, ragionevolmente per la mancanza di dati sperimentali aggiornati ottenibili in galleria del vento, anche in virtù della nuova configurazione aerodinamica implementata, che include la rastremazione della parte posteriore della fusoliera e le modifiche nella deriva. Pertanto, il SIMRX non era realmente in grado di svolgere correttamente il ruolo di banco di test per le leggi di controllo e riduzione del rischio.

Allo scopo di fornire un'ulteriore semplificata illustrazione circa la sequenza degli eventi e successive conseguenze, si includono gli schemi concettuali rappresentati nelle figure 20 e 21.

Raccomandazioni di sicurezza

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV, in corso di inchiesta, in occasione della pubblicazione dell'*interim statement*, ha emanato le seguenti raccomandazioni di sicurezza (il riferimento alle foto/figure/allegati citati nelle seguenti raccomandazioni è inerente al predetto *interim statement*).

Safety Recommendation ANSV-9/3173-15/1/A/16.

Motivation: in the accident flight, during the execution of high speed test maneuvering in symmetric configuration, the aircraft AW609 encountered lateral-directional oscillation (picture 2, attached "A"² to this statement, roll depicted in yellow and yaw rate in purple, data from the MPFR). The safety investigation showed that this phenomenon was present to a lesser degree also in previous flights. It was considered to be slight and not dangerous, being assessed as self-damping.

Recipients: FAA, EASA.

Safety Recommendation: the ANSV recommends, in the framework of the certification process, to verify that the aerodynamic behavior of the aircraft at high-speed conditions will be reviewed, if necessary making use of wind tunnels tests in addition to updated models and simulations that can be representative of the complex flight conditions of this peculiar aircraft.

Safety Recommendation ANSV-10/3173-15/2/A/16.

Motivation: in the accident flight, during the development of the aerodynamic oscillation, the PIC tried to maintain the

² Tale *picture 2* corrisponde alla figura 22 della presente relazione finale.

aircraft control (picture 2, input on the roll depicted in green and input on the yaw in blue, data from MPFR). The oscillation that started on the roll axis was corrected by the PIC acting on the roll control, as normally expected. The AW609 flight control laws however are designed in such a way that input on roll axis is generating also a coupling on the yaw axis.

Recipients: FAA, EASA.

Recommendation: the ANSV recommends, in the framework of the certification process, to verify that the control laws of the aircraft will be reviewed in the management of the extreme flight conditions in which the aircraft could possibly fly. That verification should be addressed to ensure the effectiveness of the flight controls inputs given by the pilot avoiding the possibility of unexpected and un-commanded coupling effects.

Safety Recommendation ANSV-11/3173-15/3/A/16.

Motivation: the safety investigation was based in many aspects on data recorded in flight. During the safety investigation it was possible to ascertain that.

- The release of the *Special Airworthiness Certificate* of the AW609AG registration marks N609AG (*category Experimental, Purpose research and Development*) by the FAA was effective with various limitations, listed in the letter of 15th July 2015 by the FAA. Among these limitations, there was no indication about the presence of an FDR on board the aircraft. The MPFR installed on board the AW609 registration marks N609AG was installed on board the aircraft exclusively on the initiative of the Manufacturer. The *Special Airworthiness Certificate* specifies, in section D, that the aircraft AW609 registration marks N609AG is not compliant with the airworthiness requirement enshrined by ICAO Annex 8.
- The *Permit to fly*, released by the Italian civil aviation authority (ENAC) on the 20th July 2015, was released to allow the flight of the aircraft in Italian airspace and it has retained substantially the limitations listed in the FAA letter of 15th July 2015.
- The AW609 is a tiltrotor, which possesses the flight features of an airplane and at the same time the ones of a helicopter. The aircraft is equipped with two turboshaft engines, has a MTOM of 7600 kg, has a crew of two pilots. Once the certification process will be completed, it will carry up to 9 passengers. For

commercial aviation airplanes in the same MTOM range, the ICAO Annex 6, part 1, paragraph 6.3, prescribes as mandatory an FDR type II and a CVR capable of recording at least 2 hours. For commercial aviation helicopters in the same MTOM range, the ICAO Annex 6, part 3, paragraph 4.3.1, prescribes as mandatory an FDR type IV A and a CVR capable of recording at least 2 hours (if the airworthiness certificate is released after 1st January 2016).

- There is no mention on the Annex 6 for experimental aircraft, those therefore without an airworthiness certificate consistent with the requirements on ICAO Annex 8.
- However, the experimental aircraft are nowadays often developed by manufacturers whose factories are located in different nations, and conduct test flights in different nations as in the case of the AW609. Experimental aircraft, although they are flown mostly in controlled and reserved airspace, often need to be flown in uncontrolled airspace during the repositioning. In the case of an accident, they might cause damage to third parties on the ground.
- The setting of the MPFR was not such as to ensure the recording of some fundamental parameters for the reconstruction of the flight (as for example latitude, longitude, groundspeed, drift angle). The reconstruction of the flight during the safety investigation was completed thanks to the availability of the data from telemetry.
- The telemetry does not allow a complete and reliable protection of the data in case of an accident, because: the devices used for the recording are not built to be crash-resistant (non-protected units); the telemetry may undergo interruption in recording or records invalid data in correspondence to particular conditions of the data transmission itself.
- The telemetry could not ensure a total transmission coverage during repositioning flights.

Recipients: ICAO.

Recommendation: the ANSV recommends institute as mandatory requirement for experimental aircraft the installation of flight data recorders (FDR and CVR) which, according to MTOM and use, should be anyway equipped with

such devices at the completion of the certification process. The number and the list of the minimum required recorded parameters for the experimental aircraft should be the same as the ones required for the equivalent certified aircraft, according to the MTOM and the use. In the case of the tiltrotor, the most conservative solution shall be adopted amongst the requirements for an airplane and a helicopter.

Delle tre raccomandazioni di sicurezza emanate dall'ANSV, soltanto due, alla data di pubblicazione della presente relazione finale d'inchiesta, hanno avuto riscontro.

- Quella indirizzata all'ICAO (vedi lettera ICAO datata 28 ottobre 2016, in allegato “B”). L'ANSV, non ritenendo tuttavia adeguata la risposta ricevuta, ha provveduto, con lettera datata 30 novembre 2016 (in allegato “B”), a motivare il proprio dissenso.
- Quelle indirizzate all'EASA (vedi lettera EASA datata 8 settembre 2016, in allegato “B”), considerate da quest'ultima “aperte”.

Le due indirizzate alla FAA non sono state commentate (vedi email inviata all'ANSV il 28 settembre 2016, in allegato “B”).

Nelle more delle risposte istituzionali alla predette raccomandazioni di sicurezza, il NTSB ha riferito all'ANSV che le fattualità emerse nel corso dell'inchiesta di sicurezza dell'ANSV e le relative raccomandazioni di sicurezza emanate sono state usate dal costruttore dell'aeromobile (consulente tecnico del NTSB nella medesima inchiesta) come riferimento per programmare una campagna di estensivi nuovi test in galleria del vento ed una revisione delle leggi di controllo dell'aeromobile (*control law*).

Elenco allegati

Allegato “A”:	documentazione.
Allegato “B”:	riscontri raccomandazioni di sicurezza.

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: aeromobile AW609 marche N609AG.

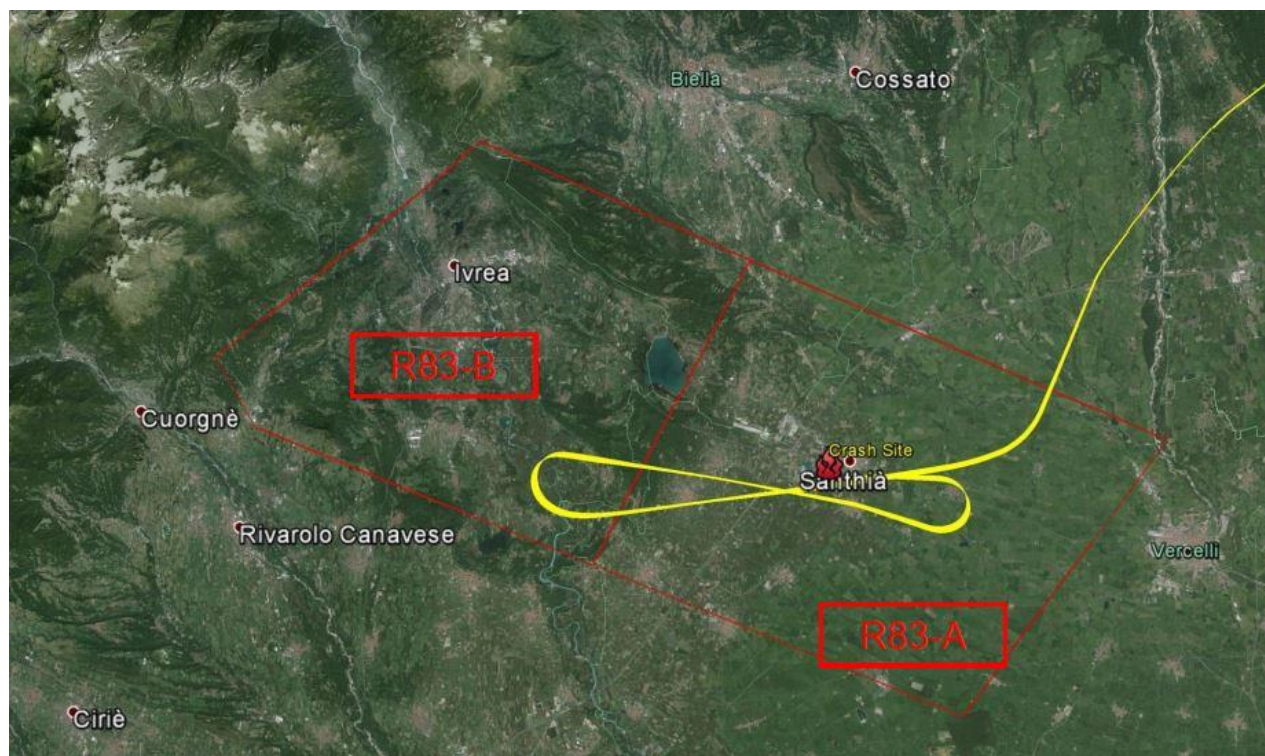


Figura 1: luogo dell'incidente.

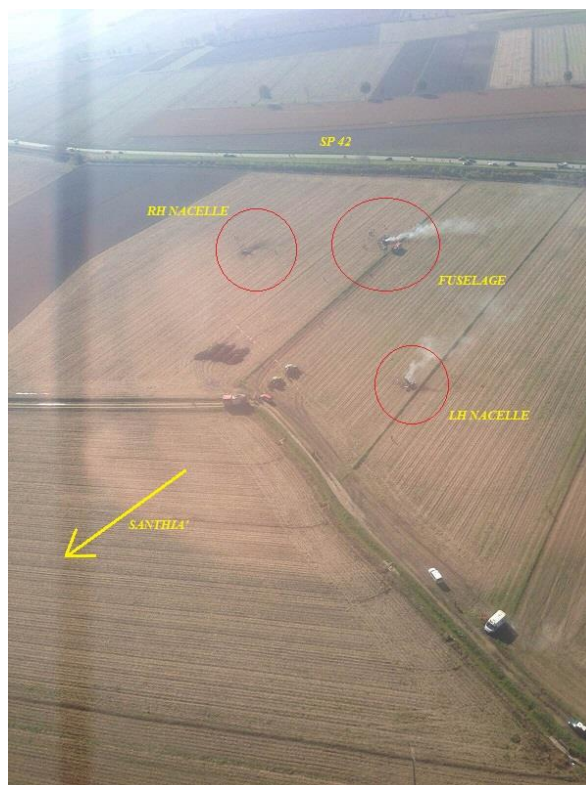


Figura 1a: vista aerea del luogo dell'incidente.



Figura 2: cambi strutturali della parte posteriore della fusoliera e deriva (tail fin).

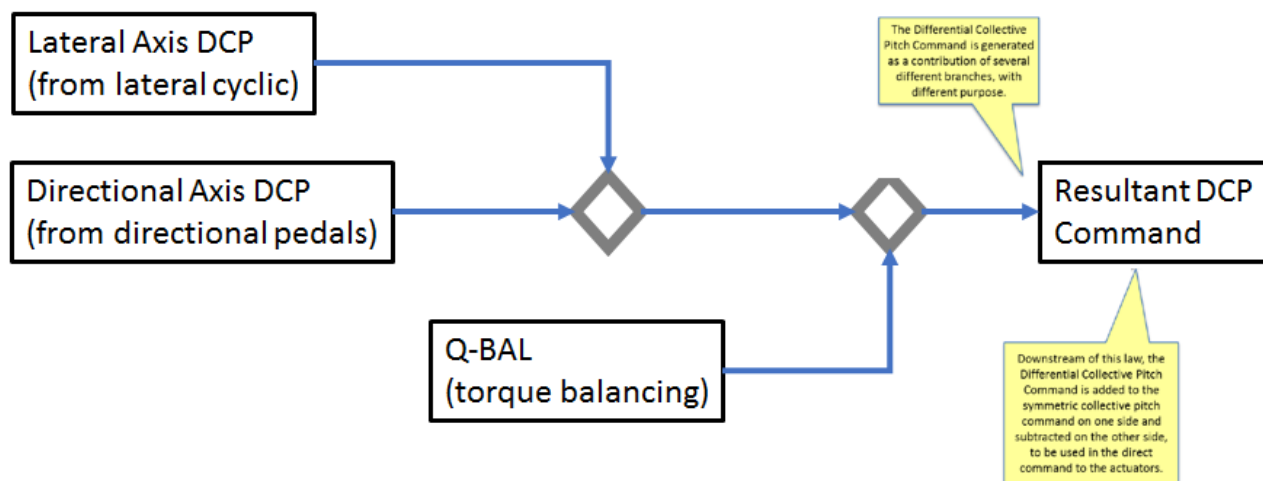


Figura 2a: schema concettuale dell'architettura sistema DCP.



Foto 2: fotografia scattata da un testimone posizionato presso la centrale elettrica “G. Ferraris”.



Foto 3: resti della fusoliera dell'aeromobile.



Foto 4: *nacelle* e parte della semiala sinistra dell'aeromobile.



Foto 5: nacelle e parte della semiala destra dell'aeromobile.

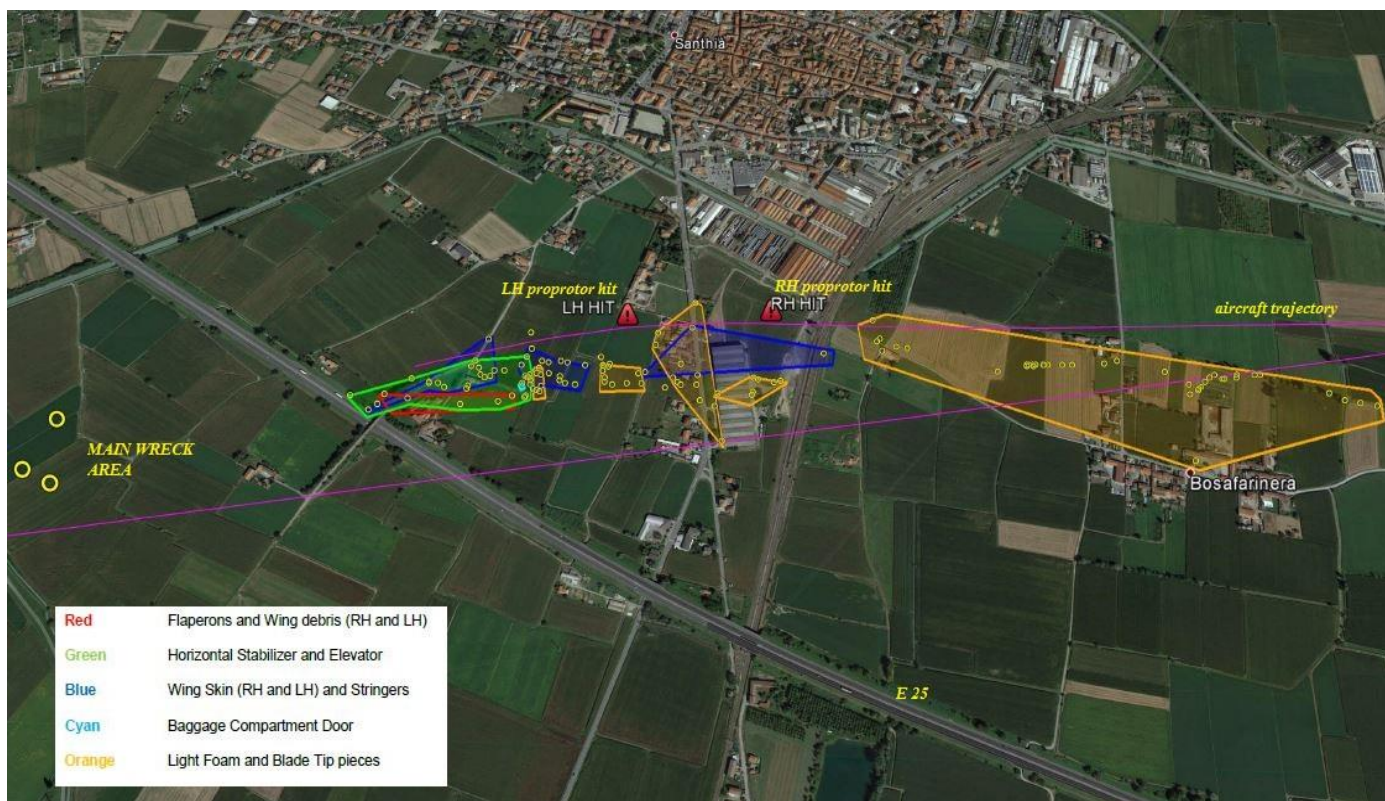


Figura 3: mappa e geolocalizzazione dei rottami.



Foto 6: sistema DVR presente sull'aeromobile.



Foto 7: MPFR installato sull'aeromobile.

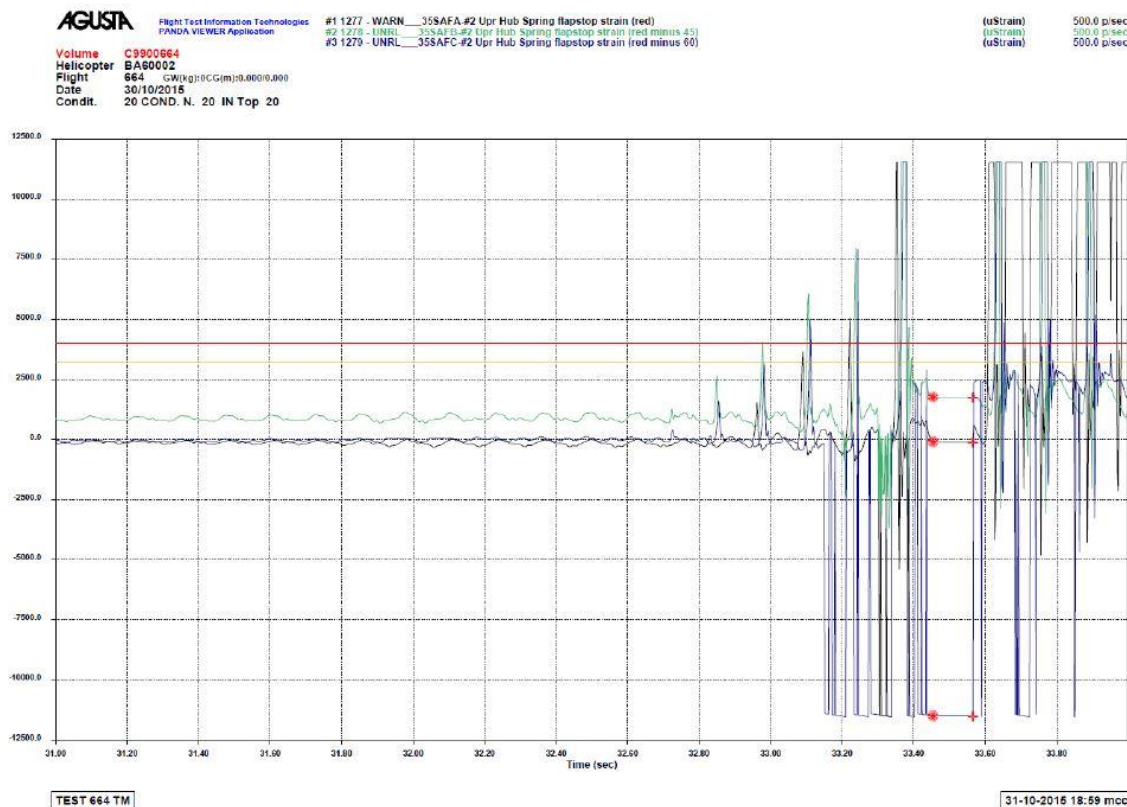


Figura 4: contatti del *proprotor* destro con i relativi stop meccanici (dati FTI).

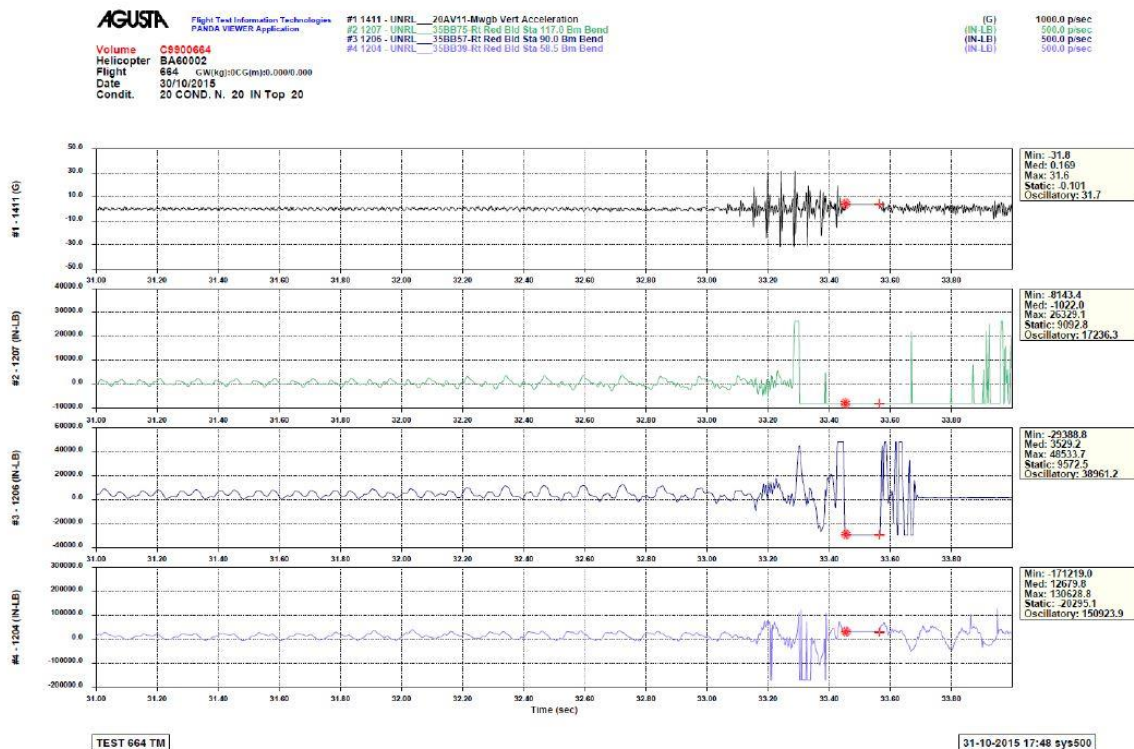


Figura 5: evoluzione delle deformazioni delle pale del *proprotor* (dati FTI).

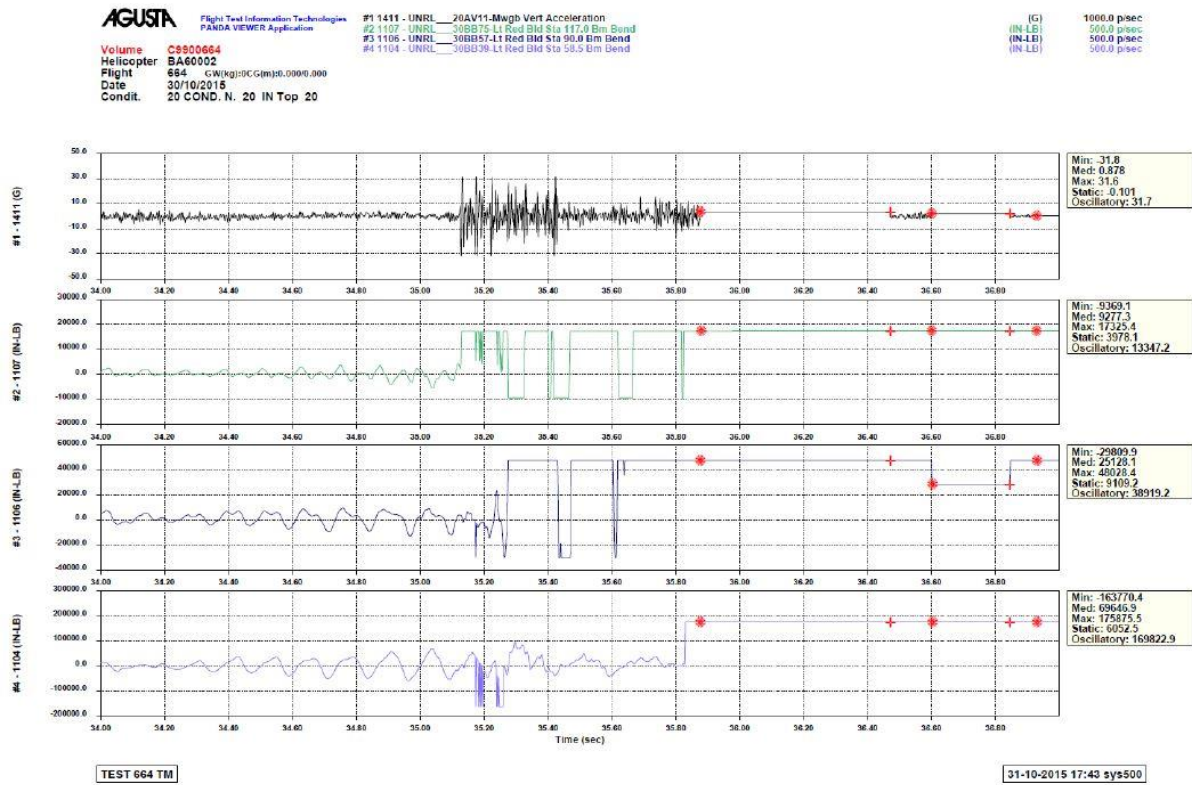


Figura 6: evoluzione delle deformazioni delle pale del *proprotor* (dati FTI).

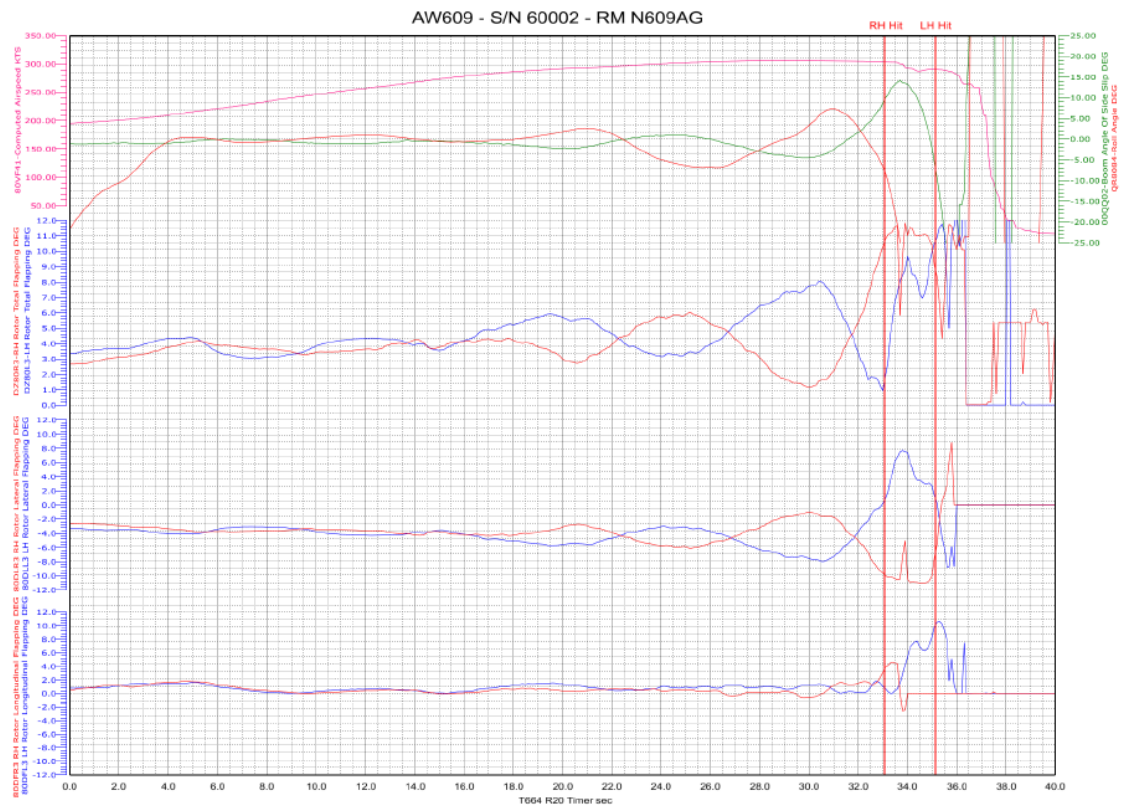


Figura 7: andamento *flapping* (dati FTI).

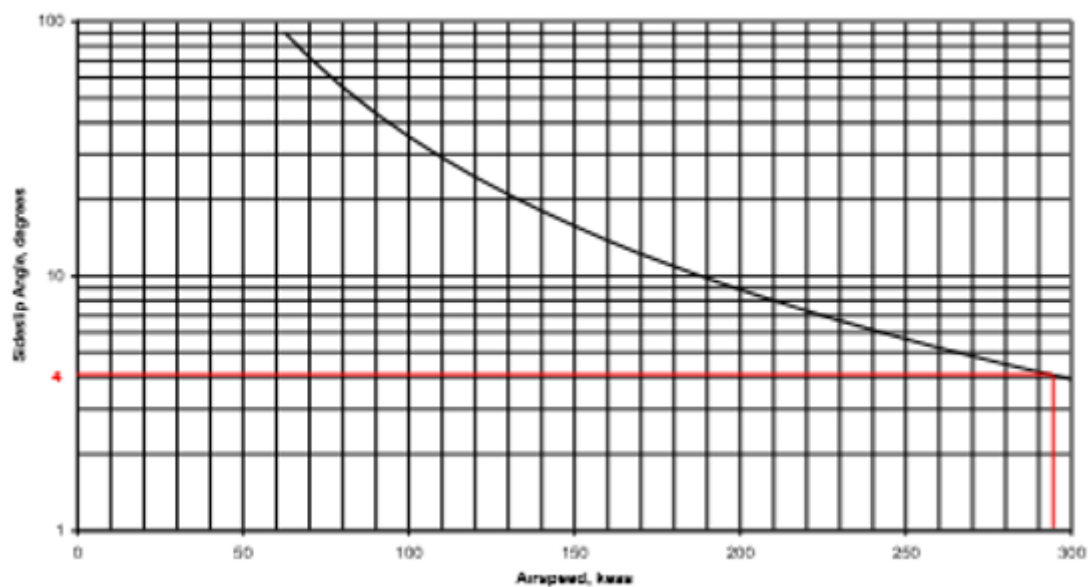


Figura 7a: limitazioni in *sideslip* dell'aeromobile (estratto dal Document AW n. 639-993-006, rev. B).

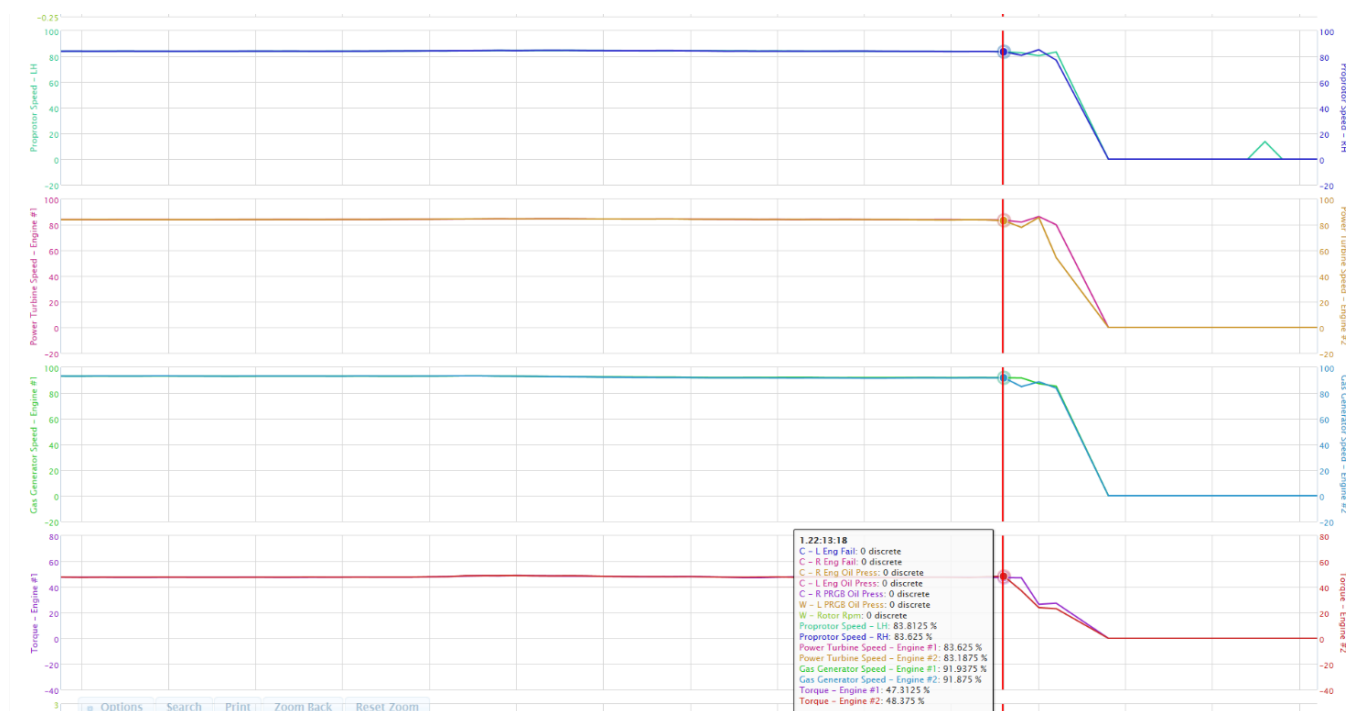


Figura 8: andamento parametri motori (dati FDR).

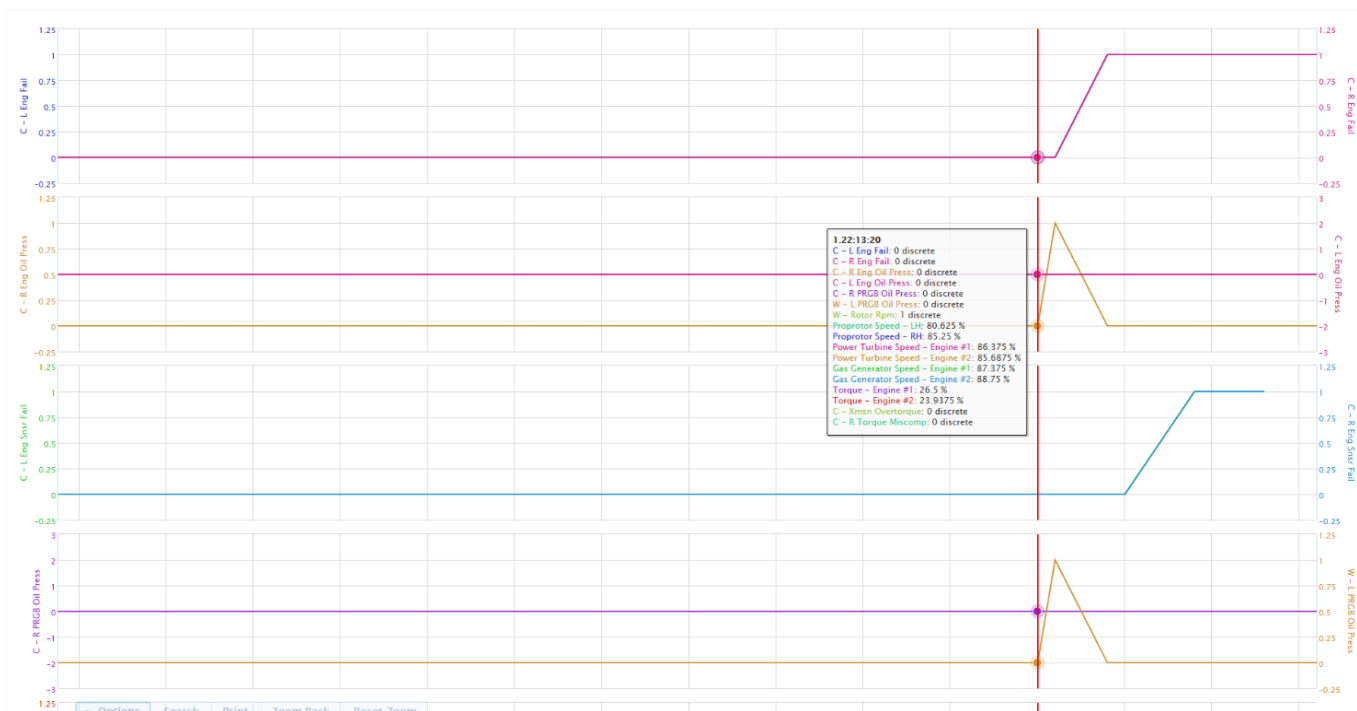


Figura 9: andamento parametri motori (dati FDR).



Foto 8: frammento di ICDS.

PSTD	DCODE	Limit values (ustrain)	Time above limit (s)	Message displayed	Recovery Action
9450	INDIFL	≥ 800 & < 1250	5	PRGB LH DAMAGE	none
9451	INDIFR	≥ 540 & < 670	5	PRGB RH DAMAGE	none
9450	INDIFL	≥ 1250	20	PRGB LH DAMAGE	Land As soon as Practicable
9451	INDIFR	≥ 670	20	PRGB RH DAMAGE	Land As soon as Practicable

Tabella 1: PRGB warning and alert messages sull'EPDU.



Figura 10: funzionamento degli impianti idraulici (dati FDR).

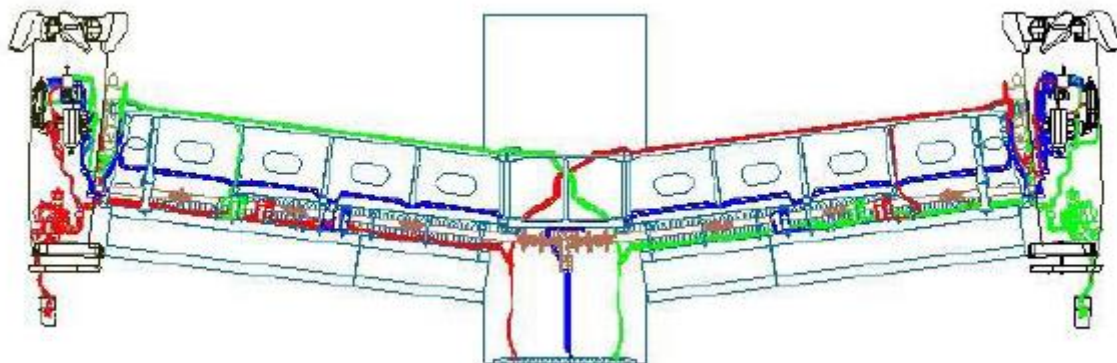


Figura 10a: disposizione delle linee degli impianti idraulici sull'AW609.

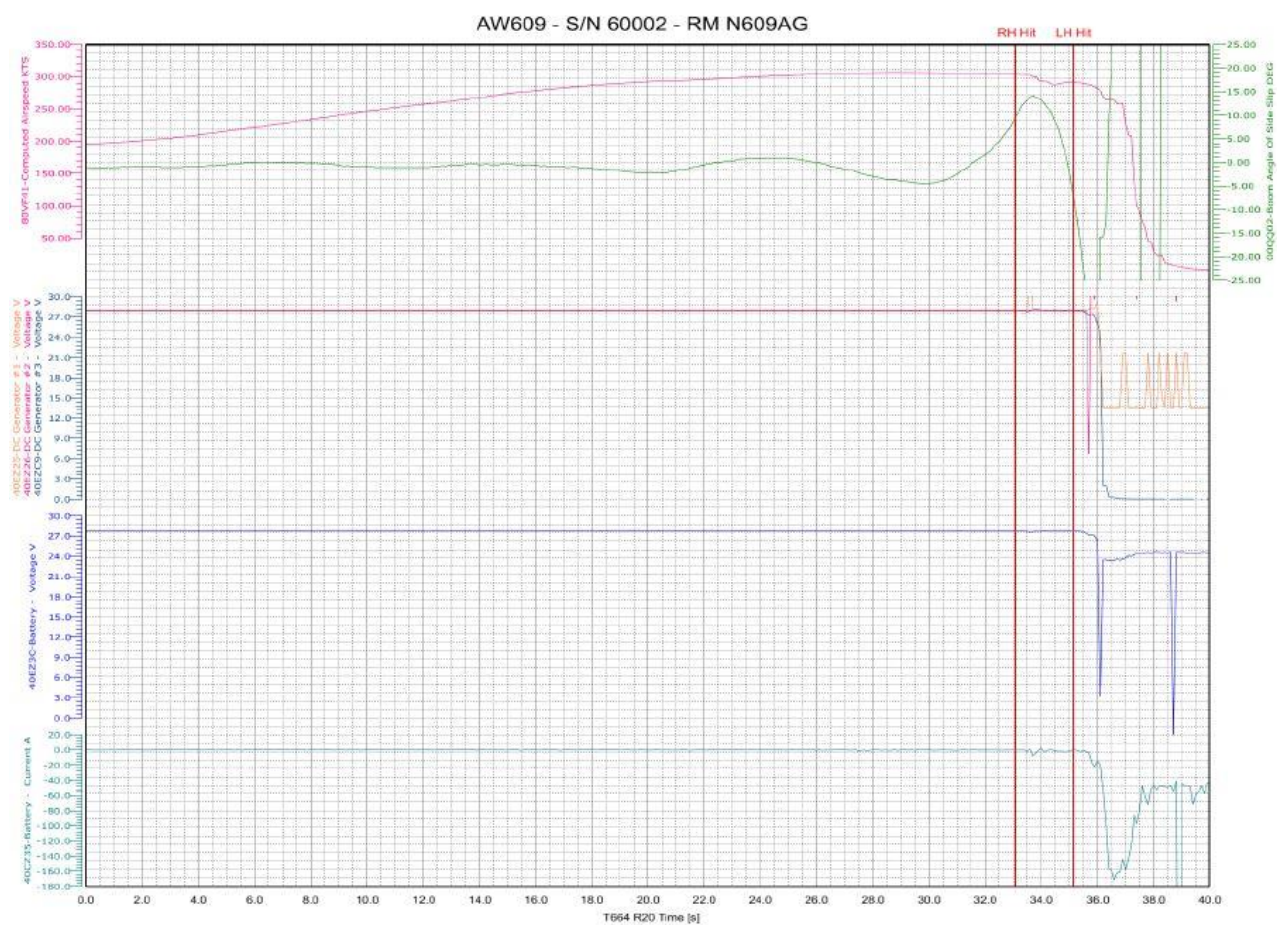


Figura 11: funzionamento dei generatori (dati FTI).

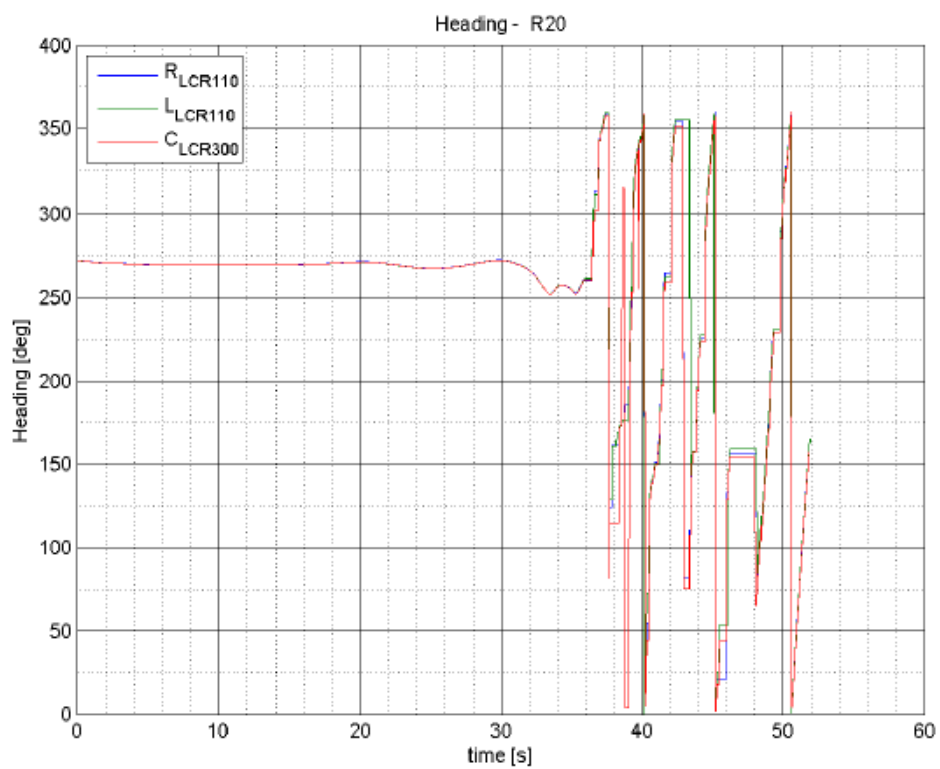


Figura 12: andamento *heading* (dati FTI).

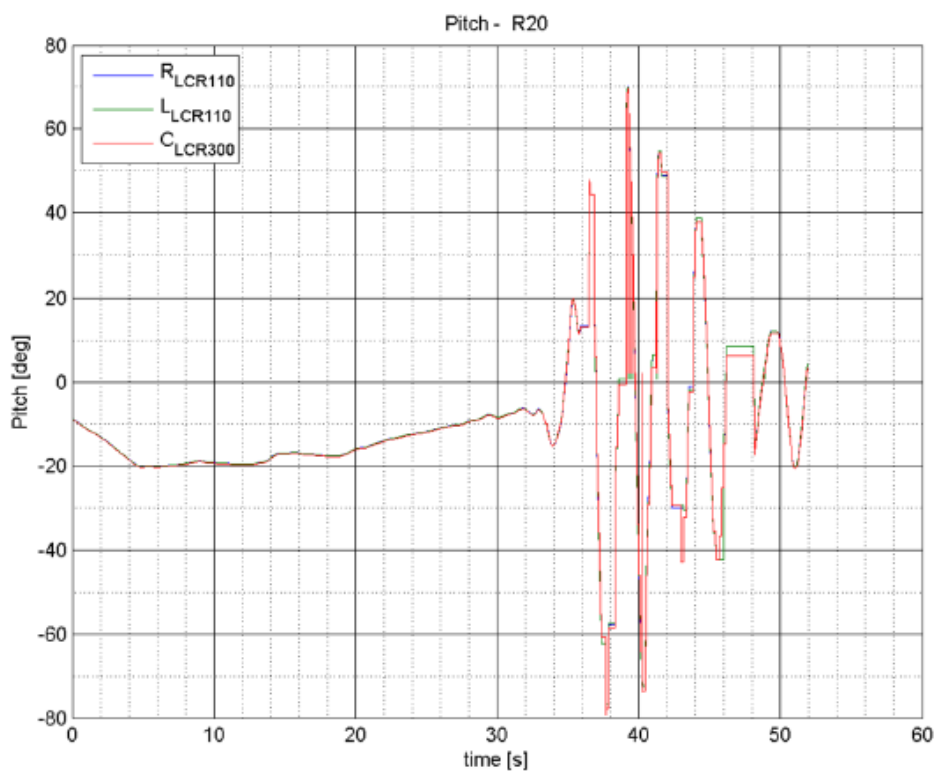


Figura 13: andamento *pitch* (dati FTI).

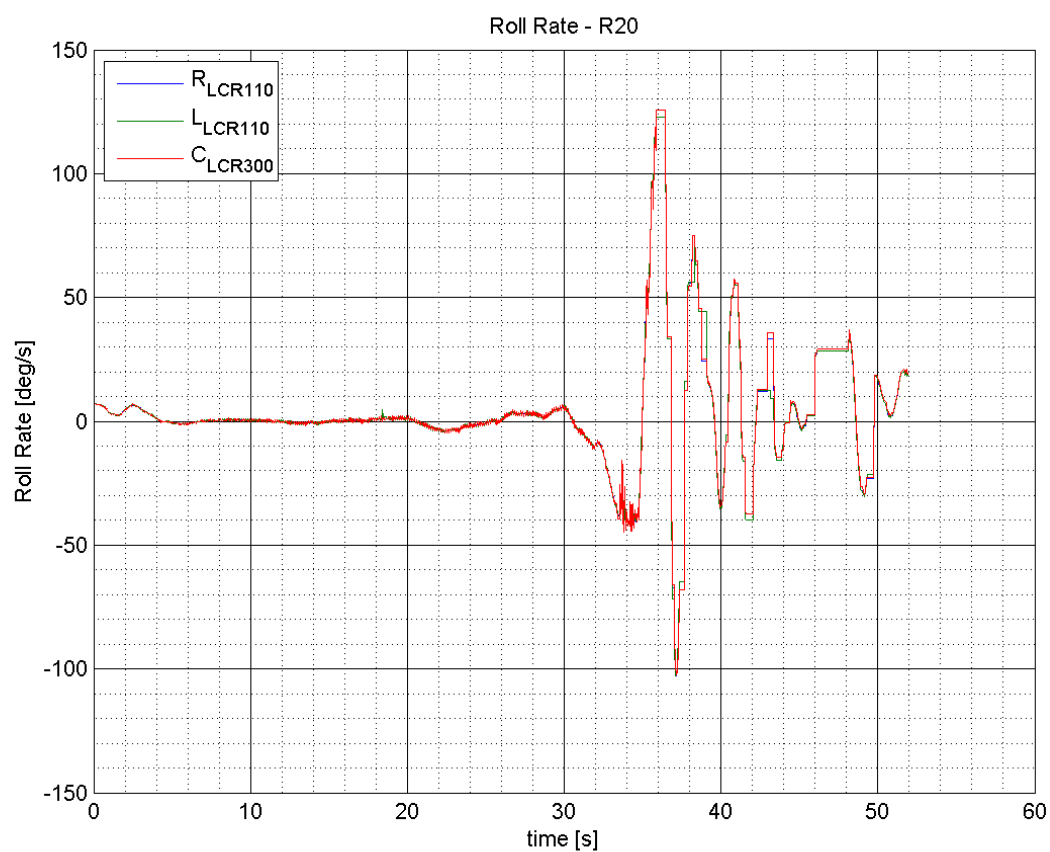


Figura 14: andamento *roll* (dati FTI).

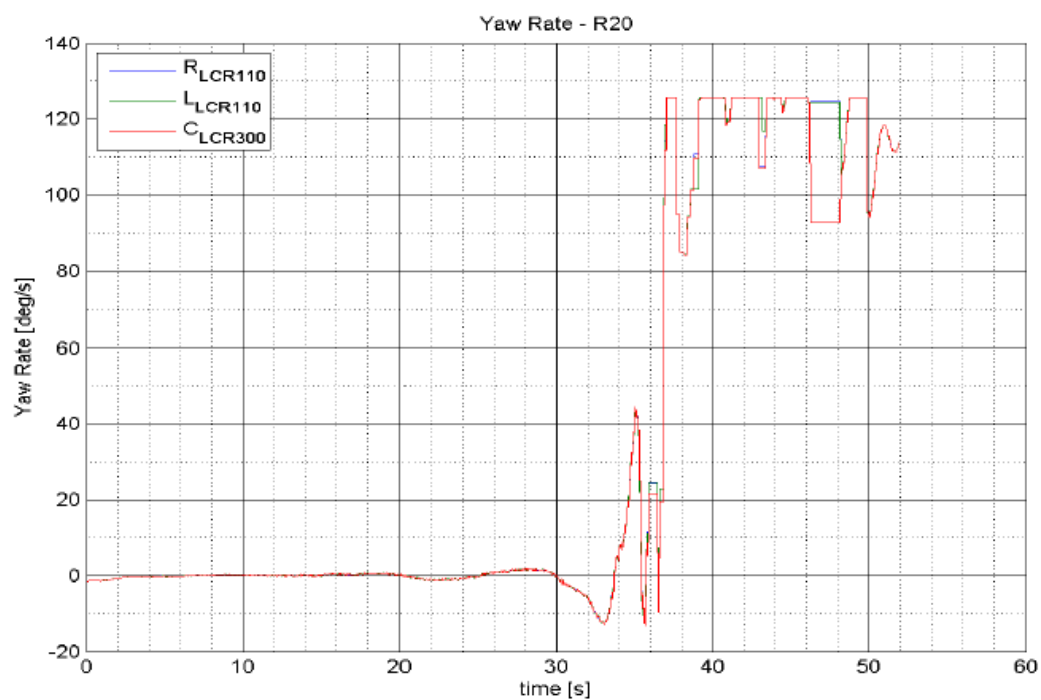


Figura 15: andamento *yaw rate* (dati FTI).

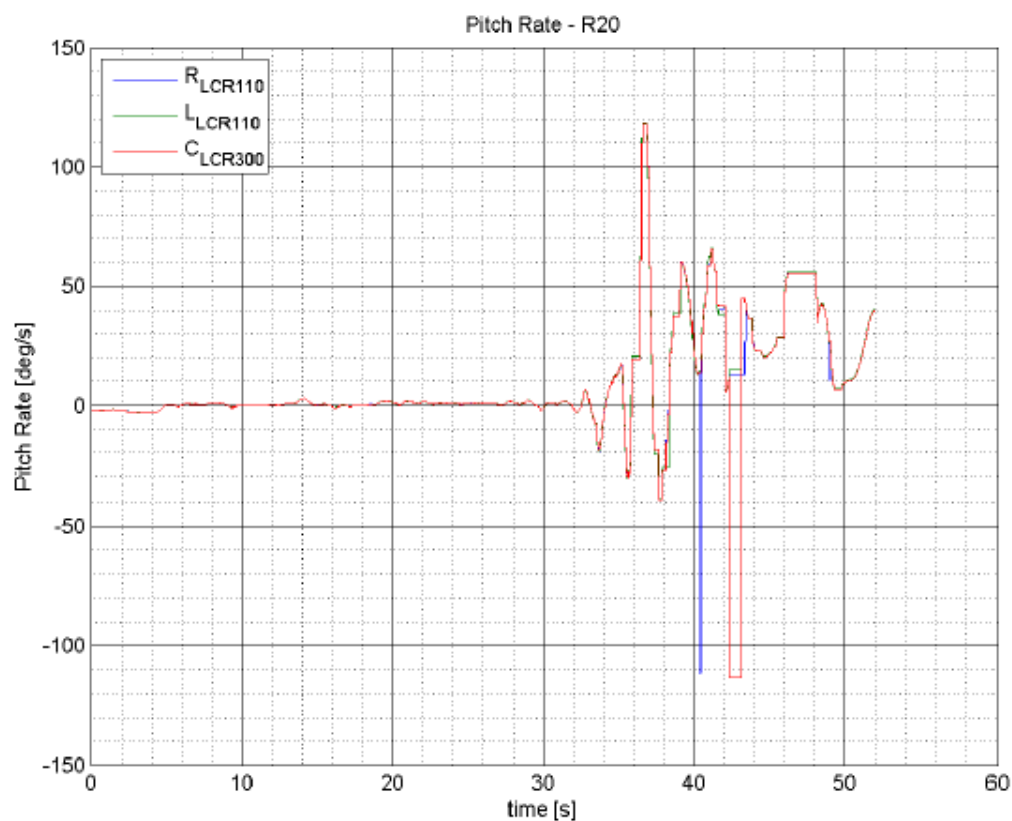


Figura 16: andamento *pitch rate* (dati FTI).

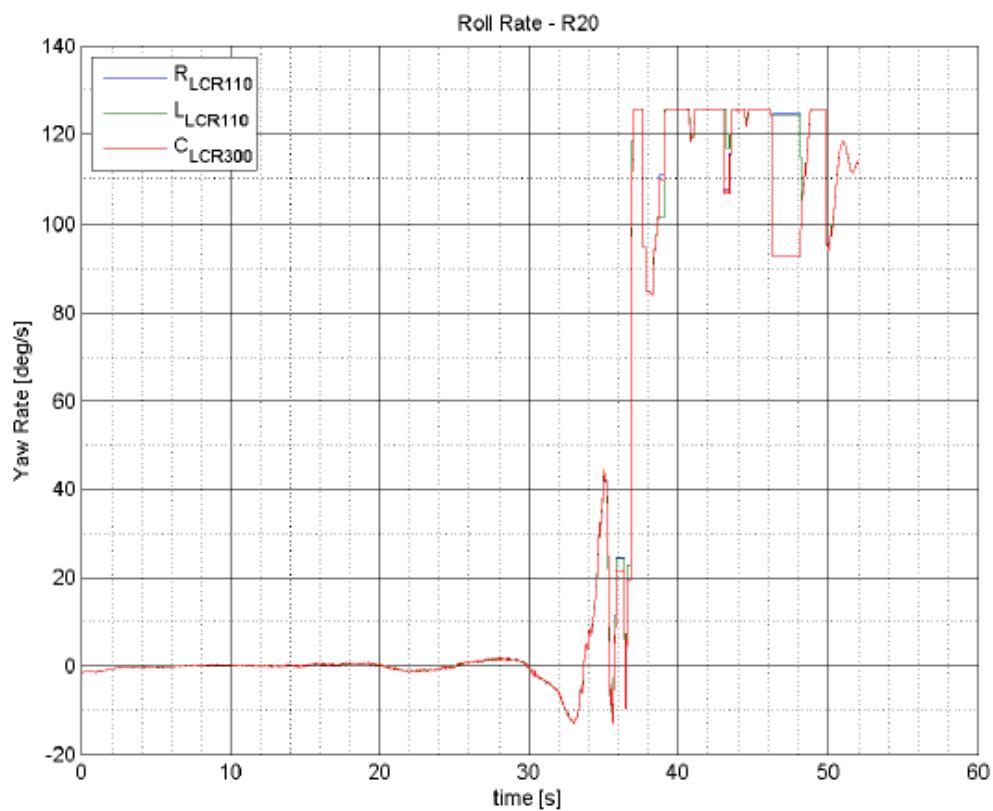


Figura 17: andamento combinato *yaw rate* e *roll rate* (dati FTI).

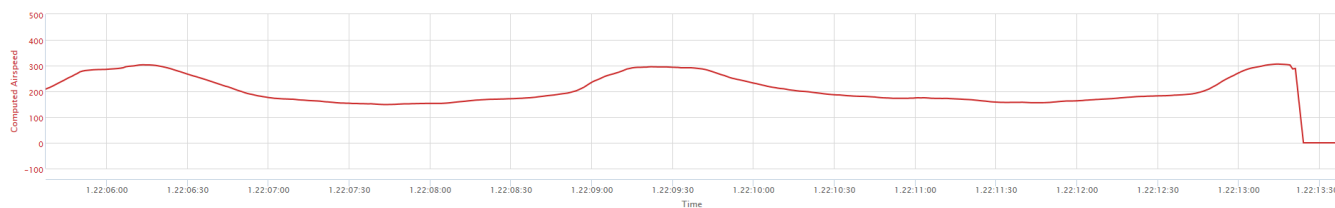


Figura 18: andamento CAS (dati FDR).

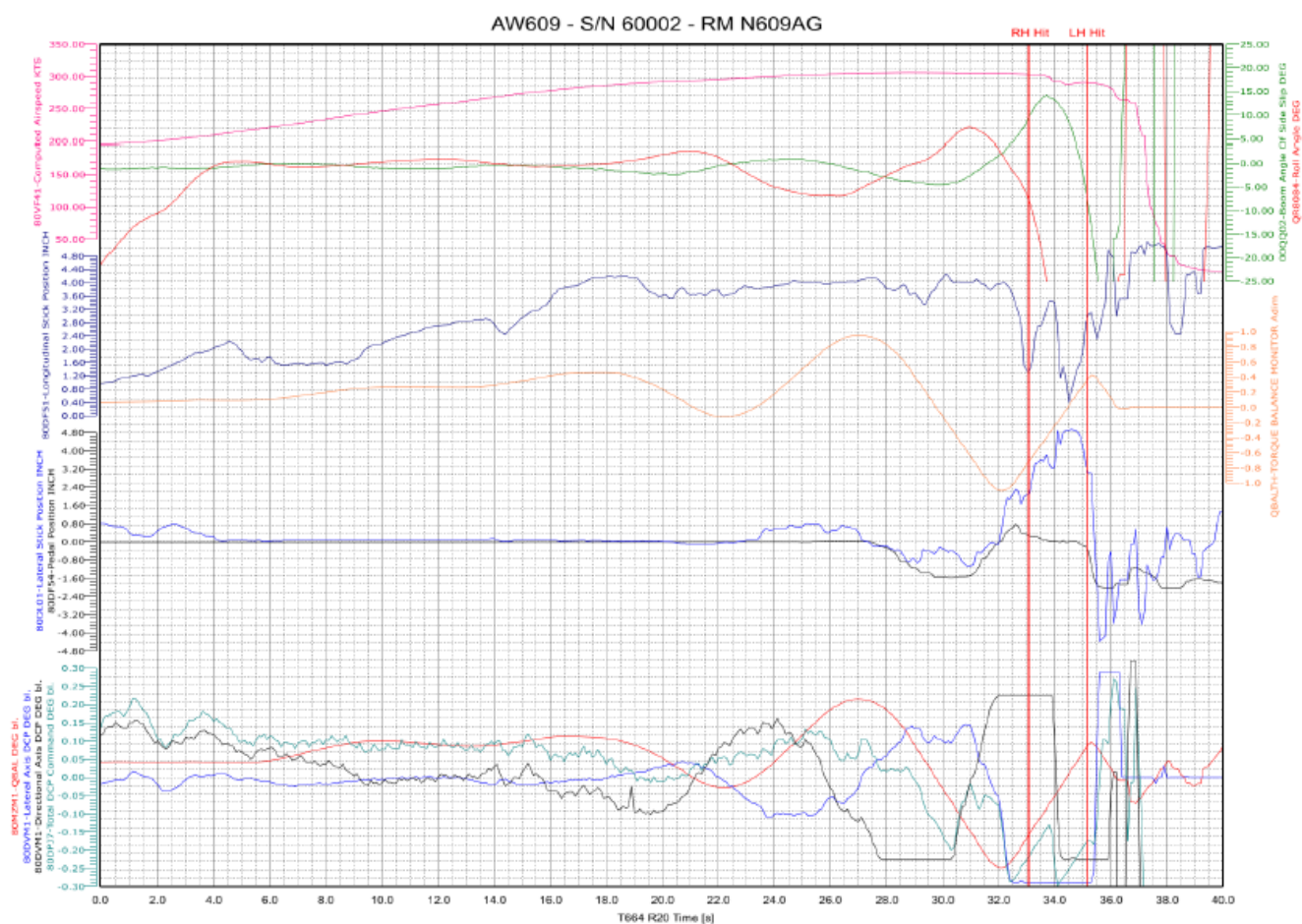


Figura 19: dati FTI di meccanica del volo e comandi impartiti dal pilota.



Figura 20: schema concettuale della sequenza degli eventi.



Figura 21: schema concettuale della modalità di impatto del *propotor* sulla semiala.

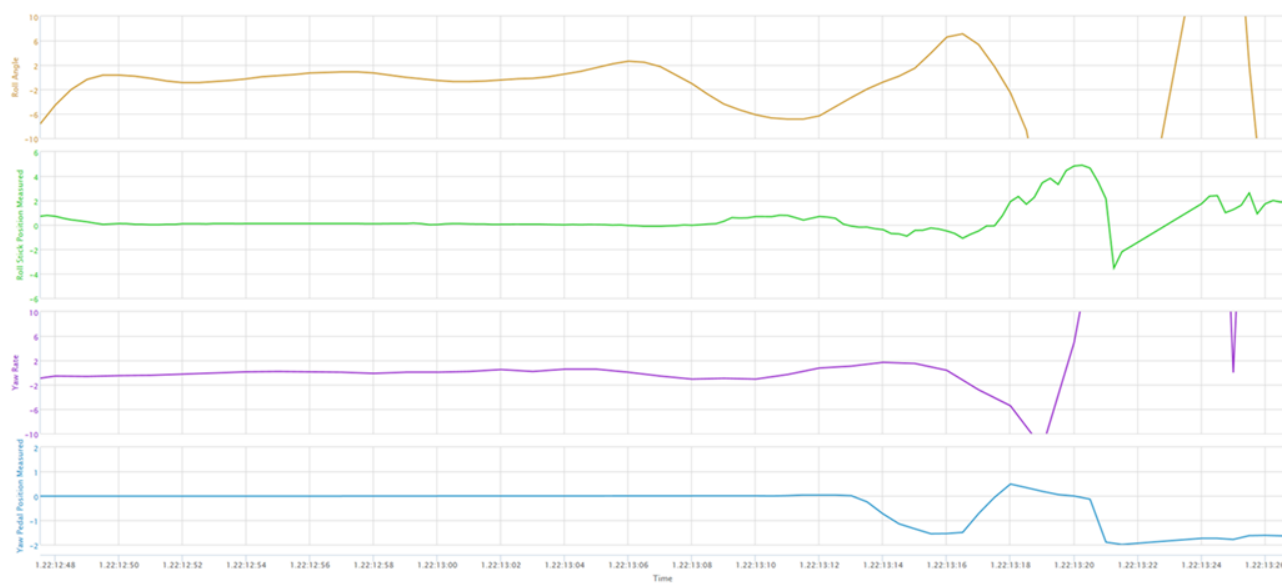


Figura 22: dati FDR *roll axis* (ambra), PIC *input on roll axis* (verde), *yaw rate* (viola), PIC *input on yaw axis* (blu).



International
Civil Aviation
Organization

Organisation
de l'aviation civile
internationale

Organización
de Aviación Civil
Internacional

Международная
организация
гражданской
авиации

منظمة الطيران
المدني الدولي

国际民用
航空组织

Tel.:

OCT 28 2016

Ref.:

President

Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo

Via Attilio Benigni, 53

00156 Rome

Italy

Email:

Dear

I wish to refer to your letter dated 22 June 2016, reference 3173/15, related to an accident involving an experimental tiltrotor AgustaWestland AW609, registration N609AG, on 30 October 2015 in Tronzano Vercellese. The relevant Interim Statement contains a safety recommendation (ANSV-11/3173-15/3/A/16) addressed to the International Civil Aviation Organization (ICAO), which recommends that ICAO “institutes as mandatory requirement for experimental aircraft the installation of flight data recorders (FDR and CVR) which, according to MTOM and use, should be anyway equipped with such devices at the completion of the certification process. The number and the list of the minimum required recorded parameters for the experimental aircraft should be the same as the ones required for the equivalent certified aircraft, according to the MTOM and the use. In the case of the tiltrotor, the conservative solution shall be adopted amongst the requirements for an airplane and a helicopter”.

ICAO provisions related to flight recorders are contained in Annex 6 — *Operation of Aircraft*, which are applicable to aeroplanes and helicopters certified according to Annex 8 — *Airworthiness of Aircraft*. The flight recorder provisions in Annex 6 are not applicable to experimental aircraft. However, original equipment manufacturers (OEMs) conducting development flight test activities are normally required to obtain design organization authority (DOA) approval in order to demonstrate regulatory compliance. The DOA usually specifies the need to document all activities in a flight test organization manual (FTOM). The FTOM details the principles and procedures adopted by the OEM in the conduct of their flight test activities, and contains “best practice” as recognized by leading OEMs worldwide. The FTOM should also contain requirements for the robustness and integrity of any data recording system and equipment used during the development stage, with due consideration given to the availability of data in the case of an accident.

- 2 -

I trust that the foregoing information meets the intent of the safety recommendation of the Agenzia Nazionale per la Sicurezza del Volo of Italy.

Yours sincerely,

Director
Air Navigation Bureau

cc: Representative of Italy
on the Council of ICAO

A. N. S. V.
Prot. LSCITA

ANSV AGENZIA NAZIONALE
PER LA SICUREZZA DEL VOLO

ANSV ref.

ICAO ref.

ICAO

Director Air Navigation Bureau

Dear

With this letter I hereby wish to thank you for your letter dated 28th of October 2016 regarding the response to the safety recommendation ANSV-11/3173-15/3/A/16.

However, the rationale behind the safety recommendation was apparently misunderstood, therefore I feel the need to provide a further and better explanation.

The ANSV acknowledges that:

- «original equipment manufacturers (OEMs) conducting development flight test activities are normally required to obtain design organization authority (DOA) approval in order to demonstrate regulatory compliance.»;
- «The DOA usually specifies the need to document all activities in a flight test organization manual (FTOM).»;
- «The FTOM details the principles and procedures adopted by the OEM in the conduct of their flight test activities, and contains “best practice” as recognized by leading OEMs worldwide.»;
- «The FTOM should also contain requirements for the robustness and integrity of any data recording system and equipment used during the development stage, with due consideration given to the availability of data in the case of an accident.».

All the above-mentioned points make clear that the practice of having means of flight data recording on board is highly desirable and it is already common. Nevertheless, the usage of words such as *normally*, *usually*, *best practice* and *should* make also clear that it is not yet a standard, leaving the possibility that an experimental aircraft would not have on-board means to record flight data or, more likely, a crash protected recorder.

Nowadays development of experimental aircraft can involve flight testing in more than one country, therefore the need for ICAO guidelines is felt. In this framework the implementation of safety recommendation ANSV-11/3173-15/3/A/16 should be re-considered, adding standards regarding crash protected flight recorders for experimental aircraft.

I hope this clarification would help the comprehension of the rationale behind the safety recommendation ANSV-11/3173-15/3/A/16.

Best regards

Head of the ANSV



A. N. S. V.
Prot. ENTRATA

Deputy Strategy & Safety Management Director
and Head of Safety Intelligence & Performance
Department

Agenzia Nazionale
per la Sicurezza del Volo

Presidente of ANSV (Italy)
Via Attilio Benigni, 53
00156 Roma
ITALY

Cologne, 08. SEP. 2016

Subject: Safety recommendations related to the event to AGUSTA (AW609) - registered
N609AG, on 30/10/2015, at Tronzano Vercellese (VC) - Italy

Dear

Following the Safety Recommendations mentioned above addressed to the European Aviation
Safety Agency, please find thereafter the Agency's response.

Yours sincerely,

Copy: Certification - Rotorcraft
Certification Director
Flight Standards Director
Strategy & Safety Management Director



A. N. S. V.
Prot. ENTRATA

Deputy Strategy & Safety Management Director
and Head of Safety Intelligence & Performance
Department

Agenzia Nazionale
per la Sicurezza del Volo

Presidente of ANSV (Italy)
Via Attilio Benigni, 53
00156 Roma
ITALY

Cologne,

08. SEP. 2016

Subject: Safety recommendations related to the event to AGUSTA (AW609) - registered
N609AG, on 30/10/2015, at Tronzano Vercellese (VC) - Italy

Dear

Following the Safety Recommendations mentioned above addressed to the European Aviation
Safety Agency, please find thereafter the Agency's response.

Yours sincerely,

Copy: Certification - Rotorcraft
Certification Director
Flight Standards Director
Strategy & Safety Management Director



Subject: AGUSTA (AW609) - registered N609AG, on 30/10/2015, at Tronzano Vercellese (VC) - Italy

Reply to Safety Recommendation ITAL-2016-151 received on 23/06/2016

Safety Recommendation:	The ANSV recommends, in the framework of the certification process, to verify that the aerodynamic behaviour of the aircraft at high-speed conditions will be reviewed, if necessary making use of wind tunnels tests in addition to updated models and simulations that can be representative of the complex flight conditions of this peculiar aircraft. [ANSV-9/3173-15/1/A/16]
Response:	The FAA is the primary certification authority for the AW609. Currently, EASA and FAA are working to assess and confirm how, in the framework of the certification process, the aerodynamic behaviour as well as the control laws are validated at high speed and in all flight conditions for which the aircraft is certificated.
Status:	Open



Subject: AGUSTA (AW609) - registered N609AG, on 30/10/2015, at Tronzano Vercellese (VC) - Italy

Reply to Safety Recommendation ITAL-2016-152 received on 23/06/2016

Safety Recommendation:	The ANSV recommends, in the framework of the certification process, to verify that the control laws of the aircraft will be reviewed in the management of the extreme flight conditions in which the aircraft could possibly fly. That verification should be addressed to ensure the effectiveness of the flight controls inputs given by the pilot avoiding the possibility of unexpected and un-commanded coupling effects. [ANSV-10/3173-15/2/A/16]
Response:	The FAA is the primary certification authority for the AW609. Currently, EASA and FAA are working to assess and confirm how, in the framework of the certification process, the aerodynamic behaviour as well as the control laws are validated at high speed and in all flight conditions for which the aircraft is certificated.
Status:	Open

Allegato “B”

Good morning Mr.

Based on your email dated September 16, 2016, it appears that you request feedback on these recommendations (which are associated with an interim report). The FAA does not have any specific comment on these recommendations at this time. To avoid confusion and potential changes to the recommendations, we will await the final report before we take further action.

Please let me know if you have any questions or concerns.

Thank you.

Manager, Recommendations Branch (AVP-420)

FAA, Office of Accident Investigation and Prevention

Phone: 1

Email: [@faa.gov](#)

Feedback: <http://www.faa.gov/>

APPENDICE

In linea con quanto consentito dall'ordinamento internazionale e UE in materia di inchieste di sicurezza (Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, regolamento UE n. 996/2010) hanno trasmesso commenti alla bozza (in lingua inglese) della relazione finale d'inchiesta predisposta dall'ANSV le seguenti autorità:

- NTSB (Stati Uniti);
- EASA (UE).

Alcuni dei commenti trasmessi sono pertinenti soltanto per la versione in lingua inglese della presente relazione.

I commenti condivisi dall'ANSV sono stati integrati nel testo della relazione, **mentre quelli non condivisi sono riportati di seguito.**

COMMENTI TRASMESSI DAL NTSB

Pagina della relazione (versione in italiano)	Estratto del testo dalla versione in inglese (commentata dai rappresentanti accreditati nell'inchiesta)	Commento	Cambiamento proposto
14	The excessive flapping was caused by the sideslip angle reached by the aircraft, that exceeded, nearly two and a half times, the maximum flight envelope	Clearance distance between prop rotor blade and wing can be affected by severable factors, but primarily by prop rotor lateral flapping angle and prop rotor coning angle. Prop rotor flapping angle is driven primarily by inflow (i.e. airspeed), inflow angle, variation in inflow, and cyclic and collective controls position. Inflow angle is a combination of angle-of-attack and sideslip. Coning angle is driven primarily by thrust.	Insufficient clearance between the prop rotor blades and wing was caused primarily by lateral flapping induced by a sideslip angle at high speed which reached more than two and a half times the maximum flight envelope.
19	The reason because the manoeuvre executed by the PF did not produce the desired effect, the damping of the oscillations, is to be found in the combined effect of the following factors: • Specific test conditions; • Aircraft structure; • Dynamics of the aircraft; • Control laws of the aircraft. In detail, in the accident flight a test was performed for the first time at the speed of 293 kts, with a tapered structure at the rear of the fuselage and with a reduced fin surface. This speed represented the VD (design dive speed) and so the test represented a trial performed in boundary conditions.	As reported in 609-2015.1 at §3, the test conditions (i.e. speed) and A/C structure (i.e. fin modifications) were not among the contributing factors for the accident. More in detail, the test point of T664 R20 has been flown in the same flight (R18 and 19) uneventfully, excluding therefore relevant effects of the first two mentioned factors. No mention in the list is made of the coupling between A/C dynamics and pilot inputs, which developed into an Aircraft-Pilot Coupling (APC) during R20	During the same flight the records 18 and 19, performed with same flight conditions, A/C and AFCS dynamics but executed with no intentional roll corrections, were completed uneventfully. The peculiarity of T664-R20 was identified in a more dynamic entry into the dive and a consequent roll tracking action for an extended period of time at extreme speed and negative AOA, inducing an Aircraft-Pilot Coupling (APC, also known in literature as Pilot Induced Oscillations / PIO). The coupling between the A/C dynamics and the PF inputs through the Control Laws resulted in a very low frequency (0.1Hz) lateral-directional diverging oscillation.
21	Due to the aircraft structural factors and the flight conditions, the described phenomenon occurred in a few oscillations and a few seconds, making it impossible at that point to regain control of the aircraft	Not fully understood, as A/C structure did not contribute to the accident. Improved wording is proposed. The lateral-directional oscillation was measured at 8-10 seconds, so a few oscillations spanned much longer than a few seconds. The low frequency nature of the oscillation made it difficult to perceive by flight crew and test team.	The event represents a case of unintentional aircraft-pilot coupling which in fact has reduced the aircraft stability, which vice-versa was sufficient in the absence of out-of-phase inputs, as demonstrated just in the previous manoeuvres of the same flight and also during other dive speed tests. This phenomenon was involving two different control axes and developed at very low frequencies, resulting in a difficulty to be acknowledged by the pilot or by the specialists until the roll and yaw magnitude reached excessive levels which was only a few seconds before loss of control.

ULTERIORI COMMENTI TRASMESSI DAL NTSB

Estratto del testo dalla versione in inglese, limitatamente alle "Cause"	Cambiamento proposto
- the development of latero-directional oscillations; - the FCS control laws unable to maintain conditions of controlled flight; - the project simulator (SIMRX) which did not foresee the event in any way.	- the development of latero-directional oscillations at boundary conditions; - the PF inputs to control the latero-directional oscillations; - the FCS control laws that created an unexpected sideslip in-phase amplification to the pilot control inputs.
Therefore the SIMRX was not really able to properly carry out the role of test bench for the control laws and risk reduction, as expected for test flights.	Because of the limitations of SIMRX in its ability to reproduce unique or extreme dynamic conditions, it should not be solely relied upon to bench test flight control laws or for flight test risk reduction.

COMMENTI TRASMESSI DALL'EASA*

Rif.	Pagina della relazione (versione in italiano)	Estratto dal testo della versione in inglese (commentata dai rappresentanti accreditati nell'inchiesta)	Commento
9	19	Pages 17 and 18	The report list the aircraft “structure” and the “dynamics of the aircraft” as factors in the accident. However, the aircraft structure did not change over the years but only the tail aerodynamic shape/configuration was modified. The report does not address the aircraft dynamics to clarify how it contributed to the accident. More in general a description of the complex phenomenon (that can be defined as Aircraft Pilot Coupling) that developed in a divergent way during the test point is missing in the report.

* La numerazione delle pagine indicate nei commenti dell'EASA alla bozza di relazione (in inglese) non necessariamente corrisponde con quella della versione definitiva in italiano ed in inglese, in quanto si è proceduto ad una revisione complessiva della numerazione.