

RELAZIONE D'INCHIESTA

INCIDENTE

occorso all'aeromobile

**Pilatus PC-12/47E marche di identificazione YR-PDV,
a Milano, 03 ottobre 2021**

INDICE

CAPITOLO I	1
INFORMAZIONI SUI FATTI.....	1
1. GENERALITÀ	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	1
1.3. DANNI RIPORTATI DALL’AEROMOBILE	1
1.4. ALTRI DANNI.....	1
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	2
1.5.1. Equipaggio di condotta	2
1.6. INFORMAZIONI SULL’AEROMOBILE.....	6
1.6.1. Informazioni generali	6
1.6.2. Informazioni specifiche.....	9
1.6.3. Informazioni supplementari	13
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	30
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	34
1.8.1. Aiuti alla navigazione aerea disponibili e procedure.....	34
1.8.2. Sistemi disponibili a bordo	36
1.9. COMUNICAZIONI.....	38
1.9.1. Servizio mobile	38
1.9.2. Servizio fisso.....	39
1.9.3. Trascrizione delle comunicazioni	39
1.10. INFORMAZIONI SULL’AEROPORTO.....	66
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	67
1.11.1. Generalità	67
1.11.2. Stato di rinvenimento	68
1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO.....	69
1.12.1. Luogo dell’incidente	69
1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami	71

1.12.3. Esame del relitto.....	77
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	112
1.14. INCENDIO	112
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA.....	113
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	113
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	115
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI.....	115
CAPITOLO II.....	134
ANALISI	134
2. GENERALITÀ	134
CAPITOLO III	155
CONCLUSIONI.....	155
3. GENERALITÀ	155
3.1. EVIDENZE.....	155
3.2. CAUSE.....	159
CAPITOLO IV	161
RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA.....	161
4. RACCOMANDAZIONI.....	161
4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-1/803-21/1/A/24.....	161
4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-2/803-21/2/A/24.....	162
4.3. RACCOMANDAZIONE ANSV-3/803-21/3/A/24.....	163
4.4. RACCOMANDAZIONE ANSV-4/803-21/4/A/24.....	163
4.5. RACCOMANDAZIONE ANSV-5/803-21/5/A/24.....	164
4.6. RACCOMANDAZIONE ANSV-6/803-21/6/A/24.....	165

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 commi 1, 4 e 5 dell'art. 5 del regolamento UE n. 996/2010.

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

L'unico obiettivo dell'inchiesta di sicurezza consiste nel prevenire futuri incidenti e inconvenienti, non nell'attribuire colpe o responsabilità (art. 1, comma 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, comma 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, comma 2, regolamento UE n. 996/2010).

GLOSSARIO

(A): Aeroplane.

AAL: Above Aerodrome Level, al di sopra del livello di aeroporto.

AC: Aircraft.

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

ADAHRS: Air Data Attitude Reference System.

ADF: Automatic Direction Finding Equipment, radiogoniometro automatico.

ADI: Attitude Direction Indicator.

ADM: Aeronautical Decision Making.

ADMS: Aircraft Diagnostic and Maintenance System.

ADRS: Aircraft Data Recording System.

ADS-B: Automatic Dependent Surveillance Broadcast.

AFCS: Automatic Flight Control System.

AFM: Airplane Flight Manual.

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

AGM: Advanced Graphics Module.

AHRS: Attitude and Heading Reference System.

AIP: Aeronautical Information Publication, Pubblicazione di informazioni aeronautiche.

AIR: Airborne Image Recorder.

AIRS: Airborne Image Recording System.

AIRAC: Aeronautical Information Regulation and Control.

AIRMET: informazioni relative ai fenomeni meteorologici in rotta che possono influenzare la sicurezza delle operazioni degli aeromobili a bassa quota.

ALTHOLD: Altitude Holding, modo dell'autopilota.

ALT: Altitude.

AMI: Aeronautica militare italiana.

AMM: Aircraft Maintenance Manual.

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.

A/P o AP: AutoPilot, autopilota.

APRON, APN: Apron, piazzale di sosta degli aeromobili.

ARC: Airworthiness Review Certificate, certificato di revisione dell'aeronavigabilità.

ARO: Air traffic services Reporting Office, Ufficio informazioni dei servizi del traffico aereo.

ARP: Airport Reference Point.

ASTM: American Society for Testing and Materials.

A/T: Autothrottle, automanetta.

ATC: Air Traffic Control, controllo del traffico aereo.

ATCRBS: Air Traffic Control Radar Beacon System.

ATIS: Automatic Terminal Information Service, Servizio automatico di informazioni terminali.

ATL: Aircraft Technical Logbook.

ATM: Azienda Trasporti Milanesi.

ATO: Approved Training Organization.

ATPL: Airline Transport Pilot Licence, licenza di pilota di linea.

ATS: Air Traffic Services, servizi del traffico aereo.

AWOS: Automatic Weather Observation System.

BANK: angolo definito come inclinazione in gradi dell'aeromobile intorno al suo asse longitudinale rispetto all'orizzonte.

BARO: Barometrico.

BDS: Comm-B Data Selector.

BFU: Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung, Autorità investigativa tedesca per la sicurezza dell'aviazione civile.

BKN: Broken, da 5 a 7 ottavi di nubi.

BR: Mist, foschia.

BRIEFING: descrizione preventiva di manovre o procedure.

CAA: Civil Aviation Authority, Autorità dell'aviazione civile.

CAD: Computer Aided Design.

CAM: Cockpit Area Microphone.

CAMP: Computerized Aircraft Maintenance Programs.

CARS: Cockpit Audio Recording System.

CAS: Calibrated Air Speed, velocità calibrata.

CAS: Crew Alerting System.

CAT: Clear Air Turbulence, turbolenza in aria chiara.

CAT I, CAT II, CAT III: categorie di avvicinamento strumentale.

CB: Circuit Breaker.

CFIT: Controlled Flight Into or Toward Terrain.

CG: centro di gravità.

CHECK LIST (scritto anche **CHECKLIST**): lista dei controlli.

CIAS: Civil Aviation Safety Investigation and Analysis Center, Autorità investigativa rumena per la sicurezza dell'aviazione civile.

CM 1/2: Crew Member 1, Crew Member 2.

CNMCA: Centro nazionale di meteorologia e climatologia aeronautica.

COCKPIT: cabina di pilotaggio.

CR: Class Rating.

CRM: Crew Resource Management, si definisce come l'uso efficace, da parte dell'equipaggio di volo, di tutte le risorse disponibili, al fine di assicurare operazioni di volo efficienti ed in sicurezza.

CT SCAN: scansione mediante la tecnica della tomografia computerizzata con impiego di raggi X.

CVFDR: Cockpit Voice Flight Data Recorder.

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

CWP: Air traffic controller's working position.

DAP: Downlink Airborne Parameters.

DAU: Digital Acquisition System, sistema digitale di acquisizione dati.

DME: Distance Measuring Equipment, apparato misuratore di distanza.

DU: Display Unit.

DZ: Drizzle, pioviggine.

EASA: European Union Aviation Safety Agency, Agenzia dell'Unione europea per la sicurezza aerea.

EDS: Electronic Display System.

EDS: Energy-dispersive X-ray Spectroscopy.

EFIS: Electronic Flight Instrument System, sistema di strumentazione integrata di bordo di tipo elettronico.

EGPWS: Enhanced Ground Proximity Warning System, sistema di avviso di prossimità col terreno.

EHS: Enhanced Surveillance.

EICAS: Engine Instrument and Crew Alerting System.

ENAC: Ente nazionale per l'aviazione civile.

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

EPS: Emergency Power Supply.

ESIS: Electronic Standby Instrument System.

F: Flyover.

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

FCL: Flight Crew Licensing o Flight Crew Licence.

FD: Flight Director.

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

FEW: Few, da 1 a 2 ottavi di nubi.

FFS: Full Flight Simulator.

FH: Flight Hours (scritto anche **F/H**), ore di volo.

FI: Flight Instructor, istruttore di volo.

FIC: Flight Information Center, Centro informazioni di volo.

FIR: Flight Information Region, Regione informazioni di volo.

FIS: Flight Information Service, Servizio informazioni di volo.

FL: Flight Level, livello di volo.

FMA: Flight Mode Annunciator.

FMS: Flight Management System.

FMW: Flight Management Window.

FNTP: Flight and Navigation Procedures trainer.

FPL: Flight Plan, piano di volo.

FPLN: Flight Plan, piano di volo.

FPM: Feet Per Minute, piedi al minuto.

FSTD o FTD: Flight Simulation Training Device o Flight Training Device.

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

GND: Ground.

GPS: Global Positioning System, sistema di posizionamento globale.

GPWS: Ground Proximity Warning System, sistema di avviso di prossimità al terreno.

GS: Ground Speed, velocità al suolo.

HDG: Heading, prua.

HPA: High Performance Airplane (o Aeroplane).

hPA: Hectopascal, unità di misura della pressione pari a circa un millesimo di atmosfera.

HRV: High Resolution Visible.

HSI: Horizontal Situation Indicator.

HUD: Head Up Display.

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

IB: Inboard.

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

ICP: Initial Climb Procedures.

ID: Identification.

IDENT: identification, identificazione.

IFR: Instrument Flight Rules, regole del volo strumentale.

IMC: Instrument Meteorological Conditions, condizioni meteorologiche di volo strumentale.

INAV: Interactive Navigation.

INOP: Inoperative, non operativo.

INT: Intercept, intercettare.

INTR: Interrupt.

IR: Instrument Rating, abilitazione al volo strumentale.

ISA: International Standard Atmosphere.

JAA: Joint Aviation Authorities.

JAR: Joint Aviation Requirements, disposizioni tecniche emanate dalle JAA.

KIAS: IAS espressa in nodi (kt).

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

L: land.

LCD: Liquid Cristal Display.
LDR: Light Data Recorder.
LH: Left Hand, lato sinistro.
LNAV: Lateral Navigation.
LRU: Line replaceable Unit
LSS: Lightning Sensor System.
LT: Local Time, orario locale.
MAU: Modular Avionics Unit.
MCA: Minimum Crossing Altitude, quota minima di attraversamento.
MCL: Minimum Crossing Level, livello minimo di attraversamento.
MCP: Mode Control Panel.
ME: Multi Engine, plurimotore.
MEL: Minimum Equipment List.
MEP: Multi Engine Piston, abilitazione per pilotare aeromobili plurimotori con motore alternativo.
METAR: Aviation routine weather report, messaggio di osservazione meteorologica di routine.
MFC: Multi Function Controller.
MFD: Multi-Function Display.
MHZ: Megahertz.
MIC: Microphone, microfono.
MLAT: Multilateration System, Sistema di tracciamento degli aeromobili tramite segnali emessi dai transponder installati a bordo.
MLM: Maximum Landing Mass, massa massima all'atterraggio.
MMO: Mach Maximum Operating.
MOPSC: Maximum Operational Passenger Seating Configuration.
MP: Multi Pilot, equipaggio di condotta con più piloti.
MRT: Multi Radar Tracking.
MSF: Multi Sensor Fusion.
MSL: Mean Sea Level, livello medio di mare.
MTOM: Maximum Take Off Mass, massa massima al decollo.
MZFW: Maximum Zero Fuel Weight.
NDB: Non-Directional radio Beacon, radiofaro adirezionale.
NGVR: Nozzle Guide Vane Ring.
NM: Nautical Miles, miglia nautiche (1 nm = 1852 metri).
NOSIG: No Significant Changes, assenza di variazioni significative.
NOTAM: Notice To Air Men, avvisi per il personale interessato alle operazioni di volo.
NTSB: National Transportation Safety Board, Autorità investigativa statunitense per la sicurezza dei trasporti.
Nz: Fattore di carico positivo.
OAT: Outside Air Temperature, temperatura aria esterna.
OB: Outboard.
OE-GM: Operational Evaluation Guidance Material.
ORO: Organisation Requirements for Air Operations.
OSD FC: Operational Suitability Data – Flight Crew.
OVC: Overcast, coperto 8 ottavi di nubi.
PCL: Power Control Lever.
PDG: Procedure Design Gradient.
PF: Pilot Flying, pilota che aziona i comandi.
PFD: Primary Flight Display, schermo principale dati di volo.
PIC: Pilot in Command, pilota con le funzioni di comandante.
PLN: Flight Plan, piano di volo.
PM: Pilot Monitoring, detto anche, in alternativa, PNF.

P/N: Part Number.

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

POH: Pilot Operating Handbook (o Pilot's Operating Handbook).

PPL: Private Pilot Licence, licenza di pilota privato.

PSR: Primary Surveillance Radar.

PT: Power Turbine, turbina di potenza.

PTA: Pitch Trim Actuator, attuatore del trim cabra e picchia.

PTT: Push to talk.

QDR: è l'angolo con cui la stazione rileva il velivolo rispetto al nord magnetico.

QNE: valore letto sull'altimetro di bordo di un aeromobile, avendo inserito nella subscala dell'altimetro, tarato secondo l'atmosfera tipo ICAO, il valore di 1013,25 hPa.

QNH: regolaggio altimetrico per leggere al suolo l'altitudine dell'aeroporto.

RA: Rain, pioggia.

RA: Radio Altimeter o Radar Altimeter.

RA: Resolution Advisory, avviso di risoluzione segnalato dall'apparato TCAS di bordo.

RADALT: quota radaraltimetrica.

READ-BACK: ripetizione delle parti significative di un messaggio radio ricevuto per ottenere la conferma della corretta ricezione.

RFCF: Runway Field Clearance Floor.

RGB: Reduction Gearbox.

RH: Right Hand, lato destro.

RHP: Runway Holding Position, posizione attesa pista.

RMK: Remark.

RNAV: Area Navigation.

RNP: Required Navigation Performance.

ROGER: ricevuto, copiato.

RWY: Runway, pista.

SAAS-C: Surveillance Analysis Support System for ATC Centres.

SAT: Static Air Temperature.

SB: Service Bulletin.

SCT: *Scattered*, da 3 a 4 ottavi di nubi.

SE: Single Engine, monomotore.

SEM: Scanning Electron Microscope.

SEP: Single Engine Piston, abilitazione per pilotare aeromobili monomotore con motore alternativo.

SET: Single Engine Turbine, abilitazione per pilotare aeromobili monomotore a turbina.

SFC: Surface, superficie.

SHP: Shaft Horse Power.

SID: Standard Instrument Departure, partenza strumentale standard.

SIGMET: termine aeronautico per definire informazioni relative a fenomeni meteorologici in rotta che possono influenzare la sicurezza delle operazioni di volo.

SISI: Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza (vedi anche STSB).

SITUATIONAL (o SITUATION) AWARENESS: si definisce come tale la percezione degli elementi ambientali in un determinato intervallo di spazio e di tempo, la comprensione del loro significato e la proiezione del loro stato nell'immediato futuro.

SMR: Surface Movement Radar, radar di sorveglianza dei movimenti al suolo.

S/N: Serial Number.

SOGLIA della pista (THR): l'inizio della parte di pista utilizzabile per l'atterraggio.

SP: Single Pilot, monopilota.

SRGC: Safety Recommendation of Global Concern.

SRIS: Safety Recommendation Information System.

SRM: Single pilot Resource Management.

SRUR: Safety Recommendation of Union-wide Relevance.

SSR: Secondary Surveillance Radar, radar secondario di sorveglianza.

STAB: Stabilizer, stabilizzatore.

STAR: Standard Instrument Arrival, arrivo strumentale standard.

STC: Supplemental Type Certificate.

STSB: Swiss Transportation Safety Investigation Board, Autorità investigativa svizzera per la sicurezza dei trasporti.

SV: Synthetic Voice, avviso audio con voce sintetica.

SVS: SmartView/Synthetic Vision System.

TAD: Terrain Awareness Display.

TAF: Aerodrome Forecast, previsione di aeroporto.

TAS: True Air Speed, velocità vera all'aria.

TASE: Training Areas of Special Emphasis.

TASK SATURATION: si definisce come tale una situazione in cui ci siano delle attività da portare a termine senza avere abbastanza tempo, strumenti o risorse per farlo.

TAT: Total Air Temperature.

TAWS: Terrain Awareness Warning System.

TBT (scritto anche **T-B-T**): comunicazioni radio terra-bordo-terra.

TCAS: Traffic alert and Collision Avoidance System, apparato anticollisione installato a bordo degli aeromobili.

TCDS: Type Certificate Data Sheet, certificato di approvazione tipo.

TCH: Type Certificate Holder, possessore della certificazione di tipo, normalmente corrispondente al costruttore.

TESTATA: termine per identificare la parte iniziale di una pista.

THR: Threshold, vedi "soglia" della pista.

T/O: Take Off.

TR: Track, rotta.

TRANSPONDER: apparato ricetrasmittente di bordo che consente l'abbinamento della traccia radar dell'aeromobile ad un preciso codice assegnato.

TRK: Track, rotta.

TSB (Canada): Transportation Safety Board of Canada, Autorità investigativa canadese per la sicurezza dei trasporti.

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

TWR: Aerodrome Control Tower, Torre di controllo dell'aeroporto.

TWY: Taxiway, via di circolazione o di rullaggio.

UPRT: Upset Prevention and Recovery Training.

US GAL (o **USG**): United States Gallon, gallone statunitense (1 US gal = 3,78 litri).

UTC: Universal Time Coordinated, orario universale coordinato.

VDC: Volt Direct Current.

VFE: Velocità massima con i flap estesi.

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

VHF: Very High Frequency (from 30 to 300 MHz), altissima frequenza (da 30 a 300 MHz).

VIS: visibilità.

VMC: Visual Meteorological Conditions, condizioni meteorologiche di volo a vista.

VMO: Velocity Maximum Operating.

VNAV: Vertical Navigation.

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.

VOR: VHF Omnidirectional radio Range, radiosentiero omnidirezionale in VHF.

VRB: variabile.

VS o v/s: Vertical Speed, velocità verticale.

VVF: Vigili del fuoco.

Vx: Velocità di salita best angle.

Vy: Velocità di salita best rate.

WPT: Waypoint.

WX: Weather.

PREMESSA

L'incidente è occorso alle ore 11.08' UTC del giorno 03 ottobre 2021 in Via Giuseppe Impastato, nel comune di Milano di fronte al parcheggio multipiano ATM di San Donato Milanese, sito nei pressi della omonima stazione della metropolitana e della fermata degli autobus, ed ha interessato l'aeromobile Pilatus PC-12/47E con marche di identificazione YR-PDV.

L'aeromobile impattava il suolo dopo circa quattro minuti dal decollo avvenuto dall'aeroporto di Milano Linate con destinazione Olbia. Nel corso dell'evento l'aeromobile andava completamente distrutto e gli otto occupanti perdevano la vita.

L'ANSV è stata immediatamente informata ed ha raggiunto il luogo dell'incidente il giorno stesso, per effettuare il sopralluogo operativo.

L'ANSV ha provveduto ad inviare la notifica dell'incidente, in accordo alla normativa internazionale in materia (Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale e regolamento UE n.996/2010), all'autorità investigativa rumena, in rappresentanza dello Stato di immatricolazione, all'autorità svizzera in rappresentanza dello Stato di progettazione e costruzione dell'aeromobile, e all'autorità canadese quale Stato di progettazione e costruzione del motore. Le menzionate autorità hanno provveduto ad accreditare un proprio rappresentante nell'inchiesta condotta dall'ANSV. Le autorità svizzera, SISI, e canadese, TSB, si sono avvalse della collaborazione di propri consulenti, rispettivamente il costruttore dell'aeromobile ed il costruttore del propulsore, così come previsto dalla sopra menzionata normativa.

Nel corso dell'inchiesta NTSB (USA) e BFU (Germania) hanno provveduto ad accreditare un proprio rappresentante rispettivamente in qualità di Stato di progettazione e costruzione del sistema avionico e di Stato di progettazione e costruzione dell'attuatore del sistema pitch trim.

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

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1. GENERALITÀ

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

1.1. STORIA DEL VOLO

Alle ore 11.04' del giorno 03 ottobre 2021, l'aeromobile Pilatus PC-12/47E con marche di identificazione YR-PDV decollava per RWY36 dall'aeroporto di Milano Linate (LIML) alla volta di Olbia (LIEO) con a bordo il pilota e sette passeggeri. Alle ore 11.08' circa l'aeromobile precipitava su un edificio in fase di costruzione, facente parte di un complesso adibito a stazionamento degli autobus, situato in Via Giuseppe Impastato, nel comune di Milano di fronte al parcheggio multipiano ATM di San Donato Milanese, sito nei pressi della omonima stazione della metropolitana e della fermata degli autobus. Tutti gli otto occupanti l'aeromobile perdevano la vita.

Il pilota era atterrato a Milano Linate con il PC-12 YR-PDV, proveniente da Bucarest il 30 settembre 2021 e, dopo essersi ricongiunto con alcuni amici e familiari, si apprestava a dirigere ad Olbia per una breve vacanza presso una sua proprietà.

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

Gli otto occupanti dell'aeromobile, pilota e sette passeggeri, sono deceduti.

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

In seguito all'impatto l'aeromobile è andato totalmente distrutto con elevatissimo grado di frammentazione della struttura e dei componenti.

1.4. ALTRI DANNI

L'aeromobile è precipitato su un edificio disabitato a due piani in costruzione che ha subito ingenti danni. L'incendio conseguente all'impatto ha coinvolto alcune autovetture parcheggiate nelle vicinanze. Si sono inoltre registrati danni alle infrastrutture quali impianti elettrici per la illuminazione stradale e parchimetri.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

Dalle indagini esperite presso le autorità aeronautiche dei Paesi di appartenenza degli occupanti l'aeromobile è risultato che nessuno, a parte il pilota ai comandi, fosse in possesso di titoli aeronautici per il pilotaggio di aeromobili.

1.5.1. Equipaggio di condotta

Pilota

Generalità:	67 anni, nazionalità rumena/tedesca.
Licenza:	PPL (A) rilasciata dalla autorità rumena per l'aviazione civile, conseguita nel 2006 ed in corso di validità.
Abilitazioni in esercizio:	SEP (land), SET PC-12, IR (A).
English proficiency level:	Level IV in corso di validità.
Controlli periodici:	Class Proficiency Check Single Engine Single Pilot Aeroplane effettuato su SET / PC-12 in data 14 aprile 2021. IR SET/PC-12 effettuato in data 14 aprile 2021 in corso di validità.
Controllo medico:	Seconda classe, effettuato in data 11 febbraio 2021, in corso di validità con obbligo di occhiali correttivi per la visione da vicino (VNL).

Esperienza di volo del pilota

L'esperienza di volo del pilota è stata ricostruita sulla base della documentazione ottenuta dalla autorità per l'aviazione civile rumena e da alcune pagine del *pilot logbook* rinvenuto sul luogo dell'incidente.

L'addestramento teorico per il conseguimento del PPL (corso modulare) del pilota deceduto ha avuto luogo nel periodo compreso dal 17 aprile al 24 maggio 2006.

Dal 31 marzo 2006 al 14 aprile 2006 il pilota aveva effettuato in 23 voli un totale di 22 ore 58' su velivolo DA-20 Katana. L'attività è poi proseguita su Cessna C172 S dall'aprile 2006 fino al 01 giugno 2006 per ulteriori 26 ore 28' effettuate in 28 voli che avevano portato il pilota a conseguire il PPL con un totale di 49 ore e 26' di volo (flight/skill test per il conseguimento del PPL effettuato in data il 01 giugno 2006 a Strejnic, codice ICAO: LRPW).

Dal settembre 2006 al gennaio 2007 il pilota frequentava il corso modulare teorico e pratico per il conseguimento della abilitazione IFR e MEP. In tale frangente effettuava 35 ore su simulatore FNPT II Frasca 242 e 16 ore 31' di volo su Cessna C172.

L'abilitazione IR veniva conseguita in data 18 gennaio 2007 con flight/skill test effettuato su Cessna C172.

In data 29 novembre 2007 effettuava il flight/skill test per il conseguimento iniziale della abilitazione MEP/IR su Piper PA34 Seneca V.

Tutta l'attività per il conseguimento dei suddetti titoli aeronautici è stata svolta presso la medesima ATO.

Dalla documentazione presentata all'autorità aeronautica rumena per i rinnovi dei titoli aeronautici sono stati ricavati i seguenti dati riferiti all'attività volativa effettuata:

- In data 12 novembre 2008 il pilota rinnovava l'abilitazione IR/MEP su velivolo PA34. All'atto della richiesta di rinnovo il pilota aveva effettuato circa 250 ore di volo.
- In data 25 novembre 2009 all'atto del rinnovo del SEP/MEP su velivolo DA-42, il pilota aveva effettuato 312 ore di volo.
- All'atto del rinnovo del Novembre 2010 non è stato riportato il dato delle ore di volo totali.
- Al mese di Ottobre 2011 il pilota aveva totalizzato 378 ore di volo.
- Al mese di Giugno 2012 il pilota aveva totalizzato 386 ore di volo.
- Al Novembre 2012 il pilota aveva totalizzato 404 ore di volo totali.

Nel periodo compreso dal 7 giugno 2013 al 6 novembre 2013, il pilota completava il High Performance Airplane (HPA) Course (corso a distanza, riportato sul certificato come *Annex 1 JAR FCL 1.251 Acquirement of additional knowledge for a class or type rating for single pilot high power aircrafts*) conseguendo il certificato in data 8 novembre 2013.

L'11 dicembre 2013 all'atto del rinnovo del MEP e dell'IR il pilota aveva totalizzato 440 ore e 59' di volo, delle quali 408 in qualità di PIC e 167 ore in IFR.

Quando il pilota aveva quindi all'attivo oltre 440 ore di volo totali, nel periodo compreso dal 5 dicembre 2013 al 31 gennaio 2014 in 23 voli effettuati a Buochs (Svizzera LSZC) questi effettuava la transizione SET sul PC-12. Da libretto in data 16 gennaio 2014 aveva 462.52 f/h. Dopo la transizione sul SET PC-12 il pilota ha effettuato attività di volo prevalentemente sul PC-12 con marche YR-PDV.

Sempre con riferimento ad alcuni verbali per i rinnovi delle varie abilitazioni si è ricostruita la seguente attività di volo:

- 22 ottobre 2015 in occasione del rinnovo MEP/IR: totale 574 f/h.
- 14 novembre 2016 in occasione del rinnovo SEP: totale 605 f/h.
- 15 marzo 2017 in occasione del rinnovo SET: totale 657 f/h e 195 f/h sul class SET PC-12.
- 23 maggio 2018 in occasione del rinnovo SET: totale 764 f/h e 328 sul class SET PC-12.
- 29 maggio 2019 in occasione del rinnovo IR: totale 840 f/h e 519 f/h strumentali.
- 20 aprile 2021 in occasione dell'ultimo rinnovo SET effettuato con i voli del 14 aprile 2021: totale 991 f/h e 390 su class SET PC-12.

Attività di volo complessiva

- 1025 ore 41' (991 ad aprile 2021) ore di volo totali circa.
- 949 ore 05' IFR¹.
- 950 ore 15' PIC (dato riportato su libretto di volo).
- circa 400 ore su PC-12.

Nei precedenti 12 mesi il pilota aveva effettuato circa 80 ore di volo. Nei precedenti 90 giorni aveva effettuato 13 ore 38' in 5 voli. Nell'ultima settimana aveva effettuato, non considerando il volo dell'incidente, circa 3 ore 15' (dato ricavato da tracciato ADS-B e riferito al volo di trasferimento del 30 settembre da Bucarest a Linate).

Non aveva effettuato voli nelle ultime 24 ore essendo l'ultimo volo effettuato quello del trasferimento da Bucarest a Linate il giorno 30 settembre. Precedentemente a tali voli il pilota aveva effettuato:

- un volo da Bucarest ad Olbia in data 27 luglio 2021.
- un volo da Olbia a Bucarest in data 8 settembre 2021.

¹ Tale dato, che risulta non coerente con il dato delle ore di volo strumentali registrato nel verbale del 29 maggio 2019 e precedenti, e su questi in eccesso di oltre 200 ore, è stato ricavato dagli stralci del logbook del pilota allegati alla documentazione dell'ultimo rinnovo abilitazione IR, non risulterebbe coerente con il dato delle ore di volo strumentali registrato nel verbale del 29 maggio 2019 e precedenti. Da una stima basata sui dati riportati sulla documentazione prodotta negli anni precedenti il totale delle ore di volo IFR dovrebbe attestarsi intorno le 750 ore.

L'ultimo *Class Rating and Proficiency Check* SET (L) PC-12 risulta essere stato effettuato il 14 aprile 2021.

L'estratto di esame riporta il decollo da Losanna (LSGL) alle 07.20' ed atterraggio a Straubing (EDMS) alle 10.40' con un *block time* di 2h 20' e 3 atterraggi.

Dai dati riportati sul libretto di volo del pilota risultano essere state effettuate due tratte Losanna - Lussemburgo e Lussemburgo – Straubing,

Dall'estratto di esame risultano effettuate, tra le altre manovre obbligatorie riportate sullo statino, *steep turn (360° left and right at 45° bank)*, *stalls and recoveries*, *flight exercises including simulated failure of the compass and attitude indicator: rate 1 turns, recoveries from unusual attitudes, abnormal and emergencies procedures*.

Si è provveduto a chiedere all'esaminatore che aveva effettuato tale *check* (e che seguiva anche le pratiche burocratiche per il mantenimento dell'*airworthiness* dell'aeromobile) per il tramite dell'autorità investigativa dello stato di cittadinanza dell'esaminatore, alcuni quesiti relativi in particolare alle modalità di svolgimento del volo di controllo e delle manovre effettuate, con riferimento particolare alle virate accentuate, alla rimessa da assetti inusuali ed alla pratica di simulazione di emergenze. L'esaminatore ha risposto che risalendo il controllo a più di un anno e mezzo prima questi non potesse ricordare i dettagli del volo di controllo ribadendo che, qualora fosse stato necessario, dopo un volo di controllo i commenti sarebbero stati riportati sul modulo. In tale sede non è stato neppure possibile ottenere informazioni se il pilota deceduto operasse abitualmente da solo o congiuntamente con un altro pilota.

I dati ADS-B reperiti sul sito *adsbexchange.com* relativi al volo riguardante tale *check*, mostrano, sostanzialmente un volo di trasferimento diretto, senza evidenza di permanenza in zona di lavoro.

Non risulta che il pilota avesse familiarità con l'aeroporto di Milano Linate, non essendo stati rinvenuti, almeno non nei due anni precedenti l'incidente, altri voli a Linate, con l'esclusione di quello di arrivo nel giorno 30 settembre.

Non risulta che il pilota avesse frequentato corsi propedeutici all'Upset Prevention and Recovery Training (UPRT) per la familiarizzazione al riconoscimento ed alla rimessa da assetti inusuali.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

1.6.1. Informazioni generali

Il Pilatus PC-12/47E è un velivolo ad ala bassa, con coda a T, monomotore turboelica, carrello retrattile, progettato per trasportare passeggeri, merci o varie combinazioni di passeggeri e merci.

La costruzione è del tipo a semi monoscocca convenzionale, principalmente in lega di alluminio, sebbene per alcune parti vengano utilizzate strutture composite.

È un velivolo certificato a pilota singolo con una MTOM di 10450 lb o 4740 kg (IFR Day e Night incl. CAT 1 approaches, single pilot). È dotato di un motore Pratt & Whitney Canada PT6A-67P, con potenza nominale di 1.200 SHP e, in configurazione di serie, di un'elica Hartzell a 4 o 5 pale a velocità costante e inversione totale. Ha una cabina pressurizzata in grado di ospitare un numero di occupanti pari a nove passeggeri più il pilota (pertanto, in condotta a singolo pilota, un passeggero siede accanto al pilota). La velocità massima operativa è di 240 nodi (MMO 0.48). L'aereo è dotato di un portello anteriore per i passeggeri e di un portello posteriore per il carico. Il velivolo è dotato di una suite avionica Honeywell Primus Apex. È certificato per il volo in condizioni di ghiaccio note.

Dimensioni

L'aeromobile ha le seguenti dimensioni:

Apertura alare: 16,28 m

Lunghezza: 14,40 m

Altezza: 4,26 m

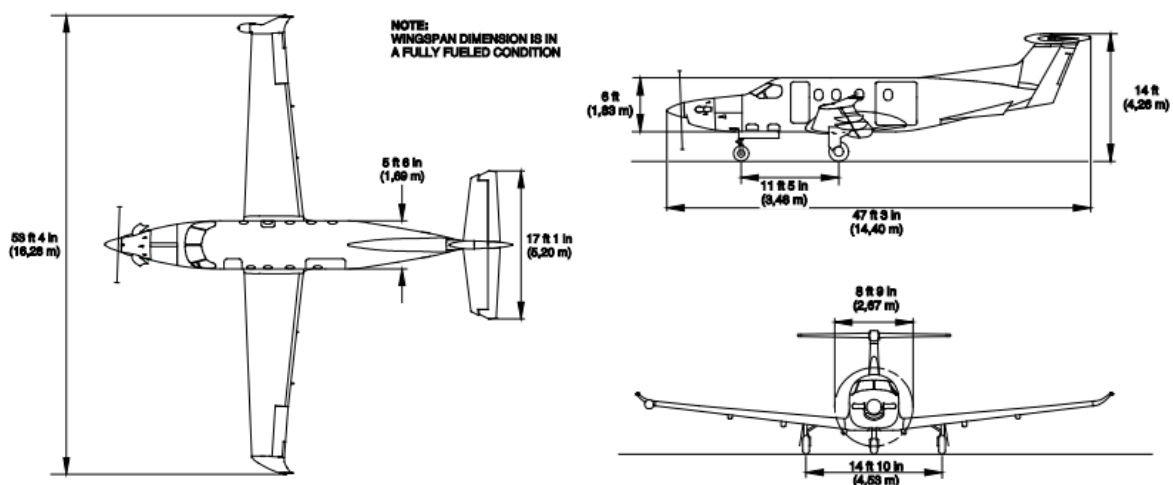


Figura 1: vista e dimensioni del velivolo PC-12/47E (da Pilatus Pilot's Operating Handbook and EASA approved airplane flight manual).

Pesi

Massa massima al decollo (MTOM): 10450 lb (4740 kg)

Massa massima all'atterraggio (MLM): 9921 lb (4500 kg)

Maximum Zero Fuel Weight (MZFW): 9039 lb (4100 kg)

Limiti di altitudine

Maximum Operating Altitude 30,000 ft (9,144 m)

Velocità

Velocità massima (VMO): 240 KIAS ad o al di sotto di 15200 ft (MMO 0.48).

Nella figura di seguito si riporta un estratto del manuale di volo indicante alcune velocità all'aria per le operazioni normali, basate sul peso massimo al decollo e in condizioni ISA. La velocità di salita best rate (V_y) con i flaps a 0° e da sea level a 5000 ft è di 130 KIAS.

Takeoff (V_R):	
Flaps 15°	82 KIAS
Flaps 30°	76 KIAS
Maximum Climb:	
Best Angle (V_x)	120 KIAS
Best Rate (V_y) Flaps 0° :	
Sea level	130 KIAS
5,000 ft	125 KIAS
10,000 ft	125 KIAS
15,000 ft	125 KIAS
20,000 ft and above	120 KIAS
Recommended Climb Speed with Flaps retracted and Pusher Ice Mode	135 KIAS
Maximum Operating Maneuvering Speed (V_O) (10,450 lb/ 4,740 kg)	166 KIAS
Maximum Flaps Extended (V_{FE}):	
Flaps 15° ($\leq 15^\circ$)	165 KIAS
Flaps $30^\circ / 40^\circ$ ($>15^\circ$)	130 KIAS

Figura 2: velocità caratteristiche del velivolo PC-12 (Airspeeds for normal operations; da Pilatus Pilot's Operating Handbook and EASA approved airplane flight manual).

Icing limitations (AFM Section 2 Limitations pag. 2-16)

Le condizioni di ghiaccio possono sussistere quando:

- la temperatura dell'aria esterna (OAT) al suolo e al decollo, o la temperatura statica dell'aria (SAT) in volo, è di 10°C o più fredda, ed è presente umidità visibile in qualsiasi forma (come nuvole, nebbia o foschia con visibilità di un miglio o meno, pioggia, neve, nevischio e cristalli di ghiaccio);
- l'OAT al suolo e per il decollo è di 10°C o più fredda quando si opera su rampe, vie di rullaggio o piste di decollo, dove la neve superficiale, il ghiaccio, l'acqua stagnante o la fanghiglia possono essere ingeriti dal motore o congelare sul motore o sulla gondola del motore
- sull'aeromobile sono presenti segni visibili di accumulo di ghiaccio;
- il volo in condizioni di ghiaccio è approvato solo con tutti i sistemi di protezione dal ghiaccio, il generatore 1 e il generatore 2 funzionanti.
- Il volo in condizioni di ghiaccio è proibito quando è attiva la caution "Propeller De Ice".

Durante il volo in condizioni di ghiaccio, se si verifica un guasto a uno dei sistemi di protezione dal ghiaccio dell'aeromobile, uscire dalle condizioni di ghiaccio. Richiedere immediatamente al Controllo del Traffico Aereo la priorità per facilitare un cambio di rotta o di altitudine per uscire dalle condizioni di ghiaccio.

Severe icing conditions (AFM Section 2 Limitations pag. 2-17)

Condizioni di severe icing ovvero di formazione di ghiaccio grave può essere causata da condizioni ambientali diverse da quelle per le quali l'aeroplano è certificato. Il volo in condizioni di pioggia ghiacciata, pioggerellina ghiacciata o condizioni miste di formazione di ghiaccio (*supercooled liquid water* ed *ice crystals*) può provocare un accumulo di ghiaccio sulle superfici protette che supera la capacità del sistema di protezione dal ghiaccio, oppure può provocare la formazione di ghiaccio a poppa delle superfici protette. Questo ghiaccio potrebbe non essere eliminato con i sistemi di protezione dal ghiaccio e potrebbe degradare seriamente le prestazioni e la controllabilità dell'aeroplano. Durante il volo, le condizioni di ghiaccio gravi che superano quelle per le quali l'aeroplano è certificato devono essere determinate dalle seguenti indicazioni visive: in presenza di una o più di queste indicazioni visive, richiedere immediatamente al Controllo del Traffico Aereo una gestione prioritaria per facilitare una rotta o un cambio di altitudine per uscire dalle condizioni di formazione di ghiaccio:

- accumulo di ghiaccio insolitamente esteso sulla cellula e sulle aree del parabrezza che normalmente non raccolgono ghiaccio;

- accumulo di ghiaccio oltre le porzioni attive dei sistemi pneumatici antighiaccio dell'ala.

Quando si utilizza l'autopilota, occorre fare attenzione che le indicazioni tattili, come l'aumento delle forze degli alettoni, non vengano mascherate dalla funzione dell'autopilota. Disattivare periodicamente l'autopilota per verificare la presenza di forze anomale.

1.6.2. Informazioni specifiche

Aeromobile

Costruttore:	Pilatus Aircraft Ltd.
Modello:	PC-12/47 E.
Numero di costruzione:	1532.
Anno di costruzione:	2015.
Marche di naz. e immatricolazione:	YR-PDV.
Certificato di immatricolazione:	rilasciato dalla AACR (Autorità romena per l'aviazione civile).
Esercente:	S.C. Aviroms Rent a Car s.r.l. (Romania).
Proprietario:	Fair Forest Limited (Cipro).
Certificato di navigabilità:	In corso di validità.
Revisione certificato di navigabilità:	In corso di validità. Rilasciato il 7 maggio 2021 a 469 ore 25' di volo.
Ore totali:	504 ore 15'.
Ore da ultima ispezione:	34 ore 50'.
Ore da ultima manutenzione:	34 ore 50'.
Programma di manutenzione previsto:	dal costruttore.
Conformità documentazione tecnica a normativa/direttive vigenti:	sì.

L'aeromobile stazionava abitualmente a Bucarest presso l'aeroporto internazionale Aurel Vlaicusul di Baneasa (codice ICAO: LRBS) su piazzale (all'aperto, sebbene per qualche periodo sia stato ricoverato presso gli hangar della locale scuola di volo).



Foto 1: il PC-12 47/E marche YR-PDV a Linate durante la sosta prima dell'incidente.

Storia manutentiva.

La storia manutentiva dell'aeromobile è stata ricostruita sulla base della documentazione fornita dalla autorità per l'aviazione civile rumena (ARC rilasciati dall'autorità ed ARC physical survey and document review compliance report, redatti da Air Sarina) e della documentazione fornita da Pilatus Ltd ed è riassunta nella seguente tabella:

Data	Ispezione	Ore di volo	Cicli	Ditta
Aprile 2016	100 ore/annuale	81	46	Pilatus Ltd
Marzo 2017	100 ore/annuale	151.3	72	Pilatus Ltd
Aprile 2018	100 ore/annuale	242.2	107	Pilatus Ltd
Aprile 2019	100/300 ore/annuale	315.5	149	Pilatus Ltd
Giugno 2020	100/300 ore/annuale	400.3	180	Pilatus Ltd
Aprile 2021	100/300/600 ore/annuale	469.25	216	Pilatus Ltd

Il giorno 11 aprile 2021 l'aeromobile era stato condotto da Bucarest (LRBS) a Losanna (LSGL). Da Losanna il 14 aprile l'aeromobile veniva condotto in Germania a Straubing (EDMS) presso la ditta MT Propeller per la sostituzione dell'elica originale con un'elica a sette pale (EASA Supplemental Type Certificate STC 10014953 rev.5). Come precedentemente riportato, in tale circostanza era stato effettuato l'ultimo *Class Rating and Proficiency Check SET (L) PC-12*.

Il 15 aprile da Straubing il velivolo veniva condotto a Buochs presso il centro manutenzione Pilatus per la manutenzione periodica.

L'aeromobile rimaneva a Buochs dal 15 aprile all'11 maggio quindi per l'ultima ispezione periodica presso Pilatus, che ha avuto luogo quando l'aereo aveva totalizzato 469 ore 25' di volo.

Dalla ultima manutenzione alla data dell'incidente l'aeromobile ha poi effettuato 34 ore 50' in dodici voli totalizzando 504 ore 15' alla data del 30 settembre 2021.

Dai dati in possesso del centro di manutenzione Pilatus e dai file estratti dal programma per la gestione della manutenzione (Computerized Aircraft Maintenance Programs - CAMP) relativi all'aeromobile, non risulta che l'aeromobile fosse stato aggiornato con il SB 27-023, raccomandato, e SB 27-024, facoltativo, relativi alla sostituzione dei relè del pitch trim elettromeccanici con modelli di relè a stato solido.

Motore

Costruttore:	PWC.
Modello:	PT6-A-67P.
Numero di serie:	RY0558.
Data di costruzione:	11 novembre 2014.
Ore totali:	504 ore 15'.
Ore da ultima ispezione:	34 ore 50'.
Ore da ultima manutenzione:	34 ore 50'.
Programma di manutenzione previsto:	dal costruttore.
Conformità documentazione tecnica a normativa/direttive vigenti:	sì.

Elica

Costruttore:	MT Propeller.
Modello/tipo:	MTV-47-1-N-C-F-R (P)/CFR260-361.
Numero di costruzione:	210464.
Data di costruzione:	2021. Installata nuova il 15 aprile 2021.
Ore totali:	36 ore 03'.



Foto 2: vista frontale dell'elica epta-pala (STC).

Combustibile

Tipi di combustibile autorizzati: JET A, JET-A-1, JET B, JP4 (ogni tipo di carburante in accordo con la più recente versione del Service Bulletin 14004 di P&W).

Tipo di combustibile utilizzato: non noto. Ultimo rifornimento documentato del 2 settembre: Jet Fuel.

Distribuzione del combustibile nei serbatoi di bordo: non nota.

L'aeromobile può imbarcare complessivamente nelle due semiali 1.540 litri, 1.241,3 kg (pari a 406,8 US gal, 2.736,5 lb) di cui utilizzabili 1.521,5 litri, 1.226,4 kg (pari a 402 US gal, 2.703,6 lb).

Gli unici rifornimenti effettuati di cui è stato possibile ottenere documentazione sono riferiti alle date del:

- 25 luglio 2021 ad Olbia 89,82 USG pari a 340 litri di Jet Fuel
- 02 settembre 2021 ad Olbia 79,25 USG pari a 300 litri di Jet Fuel

Nonostante le ripetute verifiche e richieste di informazioni non è stato possibile reperire evidenze di rifornimenti effettuati né in Romania a Bucarest né a Linate dove, l'unico rifornitore presente, non ha effettuato rifornimenti all'aeromobile YR-PDV nel periodo di permanenza di quest'ultimo. Inoltre, sono state visionate le videoregistrazioni delle telecamere di sorveglianza del piazzale di parcheggio dell'aviazione generale dell'aeroporto

di Linate relative al periodo 30 settembre 3 ottobre, confermando che non è stato effettuato alcun rifornimento presso l'aeroporto milanese.

Ad ogni modo, le evidenze presso il punto di impatto indicano sicura presenza di cospicua quantità di carburante a bordo.

Dopo l'ultimo rifornimento documentato del 02 settembre 2021 l'aeromobile ha effettuato la seguente attività di volo:

- Da Olbia (LIEO) a Bucarest Baneasa (LRBS) l'8 settembre 2021 per un totale di 3 ore 13'.
- Da Bucarest Baneasa (LRBS) a Milano Linate (LIML) il 30 settembre 2021 per un totale di 3 ore 18'.
- Milano Linate (LIML) il 3 ottobre 2021 per un tempo di 4' di volo.

1.6.3. Informazioni supplementari

COMANDI DI VOLO

Generalità

Il sistema dei comandi di volo è di tipo convenzionale e utilizza aste push-pull e cavi in acciaio. Alettoni, timone di direzione ed elevatore dispongono di sistemi di trim elettrico, che possono essere disinseriti in caso di trim *runaway*.

È presente un sistema di interconnessione tra alettoni e timone per migliorare la stabilità laterale e la coordinazione delle virate. Quando il pilota inizia una virata dando un input di controllo del rollio, il sistema di interconnessione a molle applica una forza ai cavi del timone che tende a deviare il timone nella direzione della virata. Parimenti, quando il pilota impartisce un input di controllo dell'imbardata premendo uno dei pedali del timone, il sistema di molle applica una forza al sistema di controllo degli alettoni che tende a far rollare il velivolo nella direzione della virata.

Alettoni

Gli alettoni sono collegati al volantino per mezzo di cavi lungo la fusoliera e di aste push-pull all'interno delle semi ali.

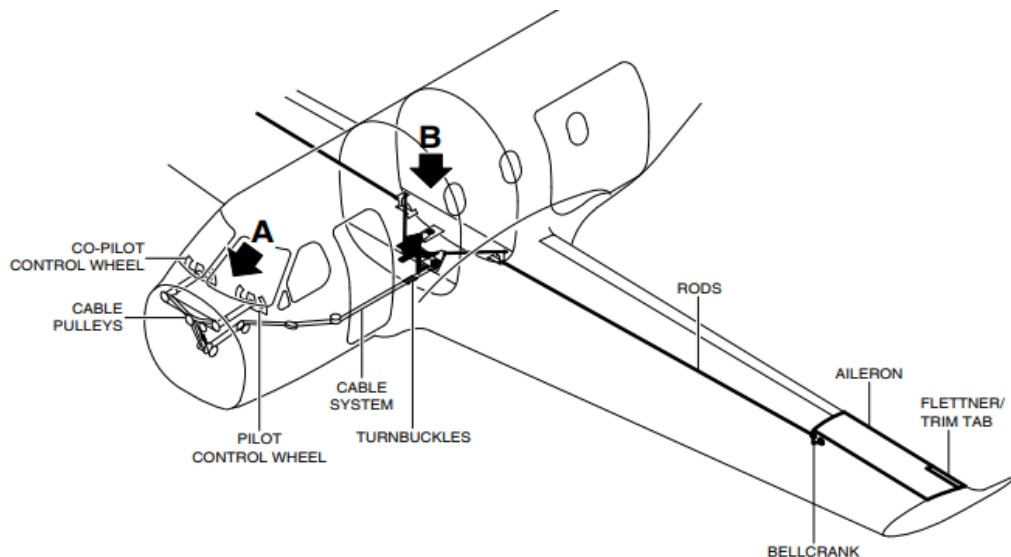


Figura 3: il sistema di controllo degli alettoni (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual).

Ciascun alettone è vincolato alla rispettiva semiala per mezzo di due cerniere. Ogni alettone è provvisto di un trim tab, collegato ad un meccanismo di tipo *flettner* il quale è situato all'interno dell'alettone e consente al trim tab di agire come superficie di bilanciamento quando l'alettone viene azionato, muovendo in direzione opposta all'alettone stesso. Il trim tab dell'alettone sinistro può essere operato elettricamente dal pilota.

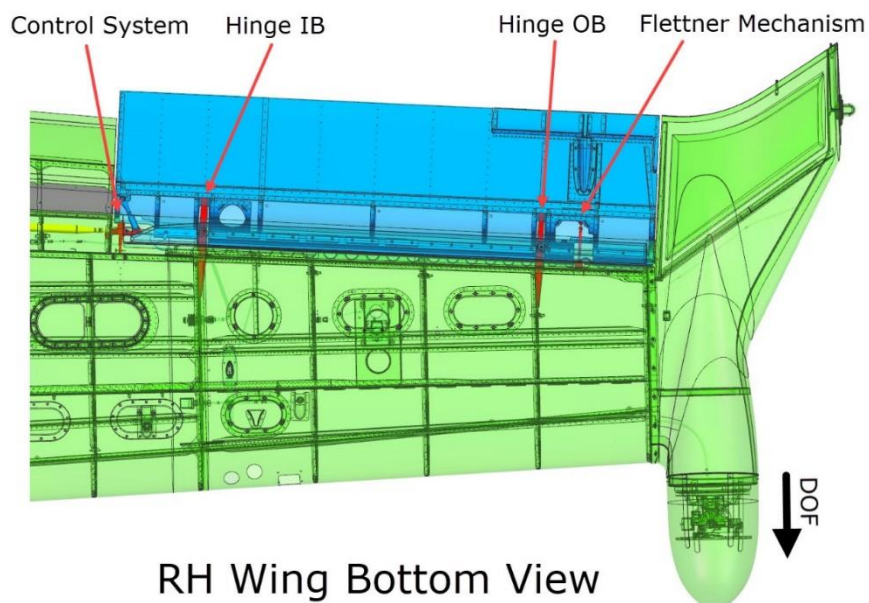


Figura 4: collegamento dell'alettone alla semiala (rappresentato l'alettone destro con vista dal basso verso l'alto, fonte Pilatus).

Elevatore

L'elevatore è una superficie costituita da due sezioni vincolata allo stabilizzatore orizzontale per il tramite di cinque cerniere ed è azionato dal volantino per il tramite di cavi di acciaio.

Un sistema a molla (down spring) integrato nel comando di volo migliora la stabilità longitudinale.

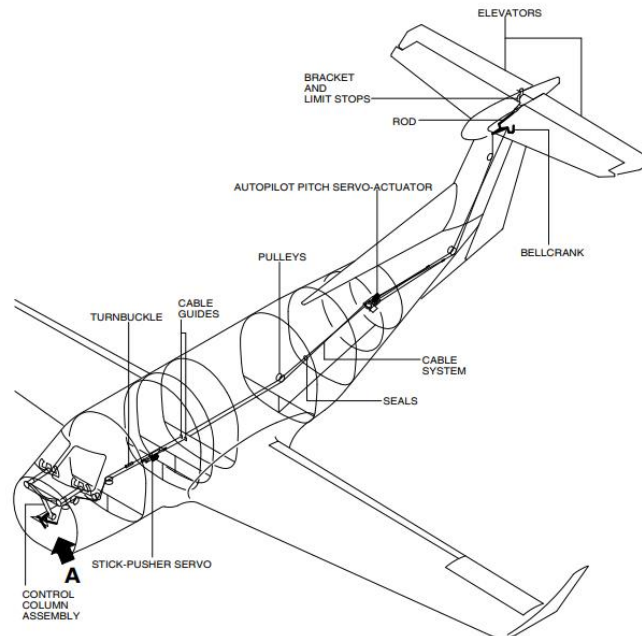


Figura 5: schema della linea dei comandi dell'elevatore (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual).

Timone di direzione

Il timone di direzione è costituito da una superficie vincolata allo stabilizzatore verticale per mezzo di due cerniere ed è collegato alla pedaliera per il tramite di cavi di acciaio. Il timone di direzione incorpora un trim tab, comandato elettricamente dal pilota.

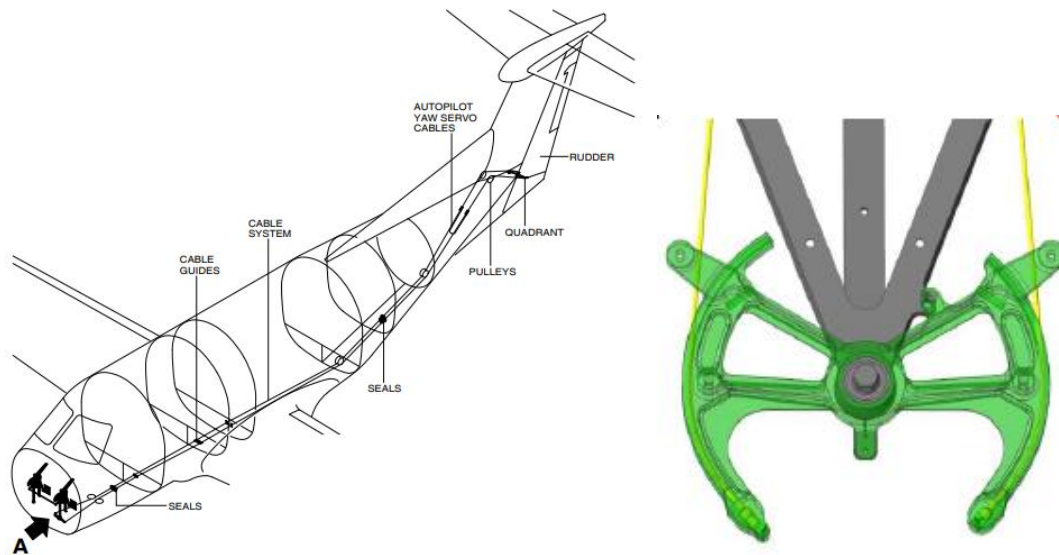


Figura 6: schema della linea dei comandi del timone di direzione (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual) e quadrante di controllo del timone di direzione al quale sono fissati i due cavi di comando (fonte Pilatus).

Trim

I trim dell'alettone, dello stabilizzatore orizzontale e del timone di direzione sono azionati elettricamente. I trim dell'alettone e dello stabilizzatore orizzontale sono controllati tramite un interruttore posto sulla impugnatura esterna di ciascuno volantino. Il trim del timone di direzione è controllato tramite un interruttore posto sulla manetta motore. Per avere il consenso ad operare i trim dell'alettone e dello stabilizzatore è necessario premere e mantenere premuto l'interruttore *trim engage switch* posto sul lato anteriore della impugnatura esterna di entrambi i volantini. Sul multi function display (MFD) è presente l'indicazione della posizione dei trim.

Il trim dello stabilizzatore orizzontale (pitch trim) è azionato da un attuatore elettromeccanico collegato allo stabilizzatore orizzontale (pitch trim actuator - PTA). L'attuatore ha due motori distinti, un motore per il trim manuale dello stabilizzatore (controllato dagli interruttori trim dello stabilizzatore) ed un motore alternato per il trim dello stabilizzatore controllato dall'autopilota. Il motore alternato del trim dello stabilizzatore può essere usato come sistema manuale di back up dal pilota. Per attivare il trim dello stabilizzatore alternato occorre agire sul relativo interruttore (ALTERNATE STAB TRIM) posto sulla consolle centrale portandolo in posizione NOSE UP o NOSE DOWN, come necessario.

Il bordo di attacco dello stabilizzatore orizzontale si muove verso il basso per trimmare a cabrare e viceversa si muove verso l'alto per trimmare a picchiare.

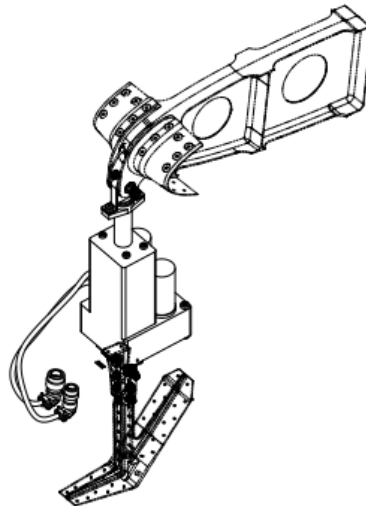


Figura 7: attuatore del pitch trim, in basso il vincolo alla centina di deriva, in alto il vincolo allo stabilizzatore orizzontale (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual).

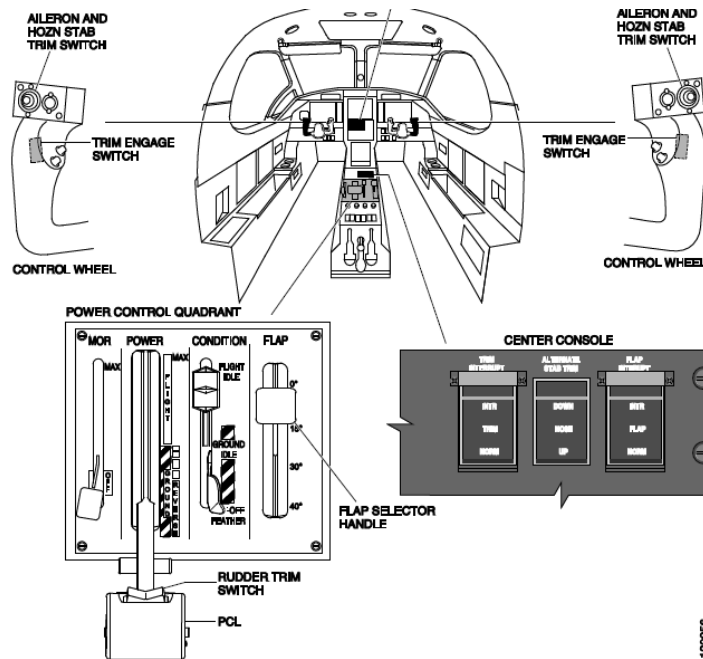


Figura 8: comandi dei trim (normali ed alternati) (da Pilatus Pilot's Operating Handbook and EASA approved airplane flight manual).

In caso di operazione non comandata del trim (*trim runaway*), sia la modalità manuale che automatica del sistema può essere interrotta sollevando la guardiola e premendo l'interruttore TRIM INTR posizionato di fronte al quadrante di controllo del motore sulla consolle centrale.

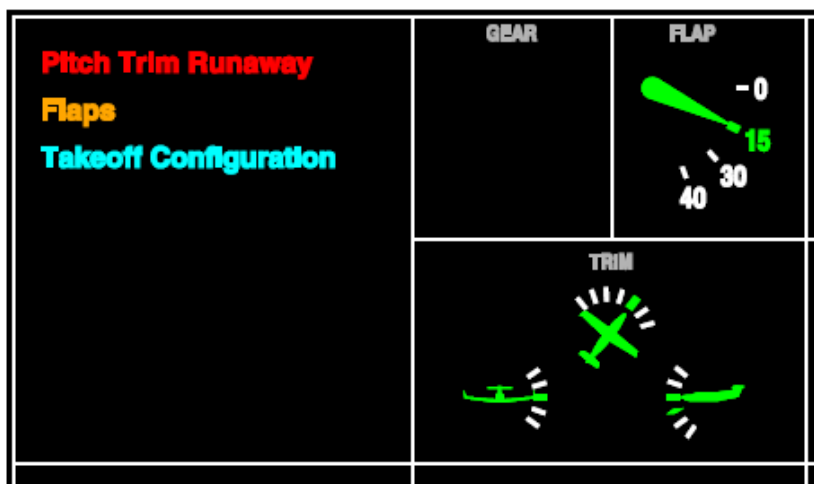


Figura 9: indicatore della posizione dei trim, flap e messaggi CAS relativi al pitch trim runaway (warning in rosso) ed alla configurazione di decollo (advisory in ciano). (da Pilatus Pilot's Operating Handbook and EASA approved airplane flight manual, Rev. 20 del 6.1.2020).

Il sistema rudder trim è usato per effettuare piccole correzioni alla direzione di volo dell'aeromobile (yaw o asse di imbardata) in modo da permettere il volo rettilineo senza input sui pedali del rudder (timone di direzione).

Il sistema comprende:

- un interruttore per azionare il sistema, che controlla l'alimentazione all'attuatore, di tipo *rocker* ed è posto sulla manetta (Power Control Lever - PCL).
- un interruttore per interrompere il funzionamento (interrupt switch). In caso di runaway al sistema trim, l'interruttore permette di scollegare l'alimentazione 28VDC dall'attuatore. L'interruttore, protetto da una copertura, è posizionato sul center pedestal ed è indentificato da due posizioni NORM (posizione normale) e INTR (interrupt).
- un attuatore lineare operato elettricamente che agisce sul rudder trim tab. È controllato automaticamente dall'*autopilot yaw servo actuator* quando il sistema yaw damper è inserito o manualmente mediante il *rocker switch* posto sul PCL. È posizionato nella deriva ed è collegato al trim tab mediante una asta regolabile. È inserito in una scatola rettangolare con un connettore elettrico ed un terminale ad occhiello da un lato e l'asta di connessione dall'altro. La scatola contiene il motore elettrico e gli ingranaggi ed un sistema a vite. Due interruttori limitano i fine corsa in estensione e retrazione ed un potenziometro manda il segnale della posizione al Modular Avionics Unit (MAU).

Il sistema riceve gli input dal servo attuatore dell'autopilota (yaw servo actuator). Viene alimentato dalla 28 VDC attraverso il RUD TRIM circuit breaker.

Motore

L'aeroplano è propulso da un motore Pratt & Whitney PT6A-67P, a flusso inverso e turbina libera.

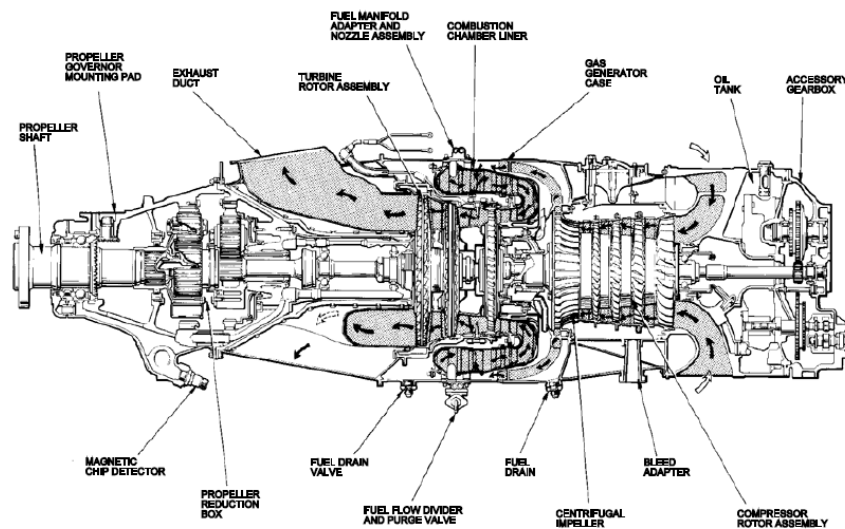


Figura 10: motore Pratt & Whitney PT6A-67P con indicazione dei principali componenti (da Pilatus Pilot's Operating Handbook and EASA approved airplane flight manual Rev. 20 del 6.1.2020).

Il compressore consiste in quattro stadi anulari ed uno stadio centrifugo. Tra ogni stadio è presente uno statore. Dal compressore centrifugo l'aria passa attraverso un diffusore e cambia direzione di 180° quando entra nella camera di combustione.

La *bleed valve* del compressore è posizionata sul *case* in corrispondenza delle ore tre e si apre automaticamente per spillare aria per evitare stalli al compressore.

La camera di combustione consiste di due sezioni anulari perforate. L'aria compressa entra nella camera di combustione attraverso i fori dove è miscelata con il gas ed accesa. I gas in rapida espansione effettuano una nuova inversione di 180° nella turbina.

La turbina del generatore di gas è a singolo stadio mentre quella di potenza ha due stadi. Quest'ultima aziona l'elica attraverso il riduttore di giri.

Carico e centraggio

La configurazione della cabina passeggeri del PC-12 marche YR-PDV, così come riportato nel rapporto di pesata del 16 marzo 2015, era la EX-6S-STD-2S che è caratterizzata da sei posti executive più due sedute standard, come mostrata in figura.

SIX EXECUTIVE AND TWO STANDARD INTERIOR CODE EX-6S-STD-2S

SEAT LOCATIONS

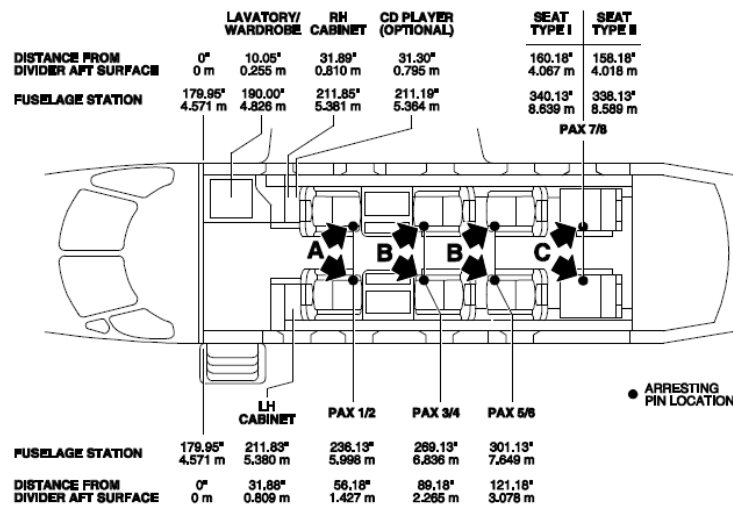


Figura 11: allestimento della cabina passeggeri nella configurazione del PC-12 marche YR-PDV(da Pilatus Pilot's Operating Handbook and EASA approved airplane flight manual Rev. 20 del 6.1.2020).

In tale configurazione il limite del carico che può essere alloggiato nel vano bagagli è di 120 kg.

La pesata del 16 marzo 2015 riportava un peso a vuoto (*empty weight*) di 2999,40 kg pari a 6612,63 lbs. Dopo la sostituzione dell'elica originale con l'elica (STC) a sette pale, che ha comportato un aumento della massa di 45,9 lbs, in data 15 aprile 2021 presso il costruttore dell'elica è stato predisposto un nuovo documento di peso e centraggio con aggiornamento della massa a vuoto dell'aeromobile (6658,53 lbs) e dei relativi dati di braccio e momento (rispettivamente +232,66 e +1549162,16).

A bordo dell'aeromobile si trovavano otto occupanti così suddivisi:

- quattro occupanti di sesso maschile
- tre passeggeri di sesso femminile
- un bambino.

Registrazione inefficienze o malfunzionamenti

Inefficienza dell'apparato Light Data Recorder (LDR)

In occasione delle ispezioni annuali effettuate dal PC-12 con marche YR-PDV presso il centro di manutenzione Pilatus in Svizzera sono state eseguite le prove funzionali dell'apparato Light Data Recorder, così come previsto dal manuale di manutenzione.

Fino alla ispezione dell'aprile 2019 compresa, il test funzionale veniva superato con successo.

Nella ispezione del giugno 2020, il test funzionale del LDR non veniva superato e la nota inserita sulla documentazione dell'aeromobile dal personale addetto alla manutenzione riportava:

*“Troubleshooting performed and found Power from CVFDR too high, 24 Volt instead of 9 Volt. The CVFDR unit makes also a strange noise. Unit and CAM Mic has to be replaced. ** DENIED BY CUSTOMER **”*

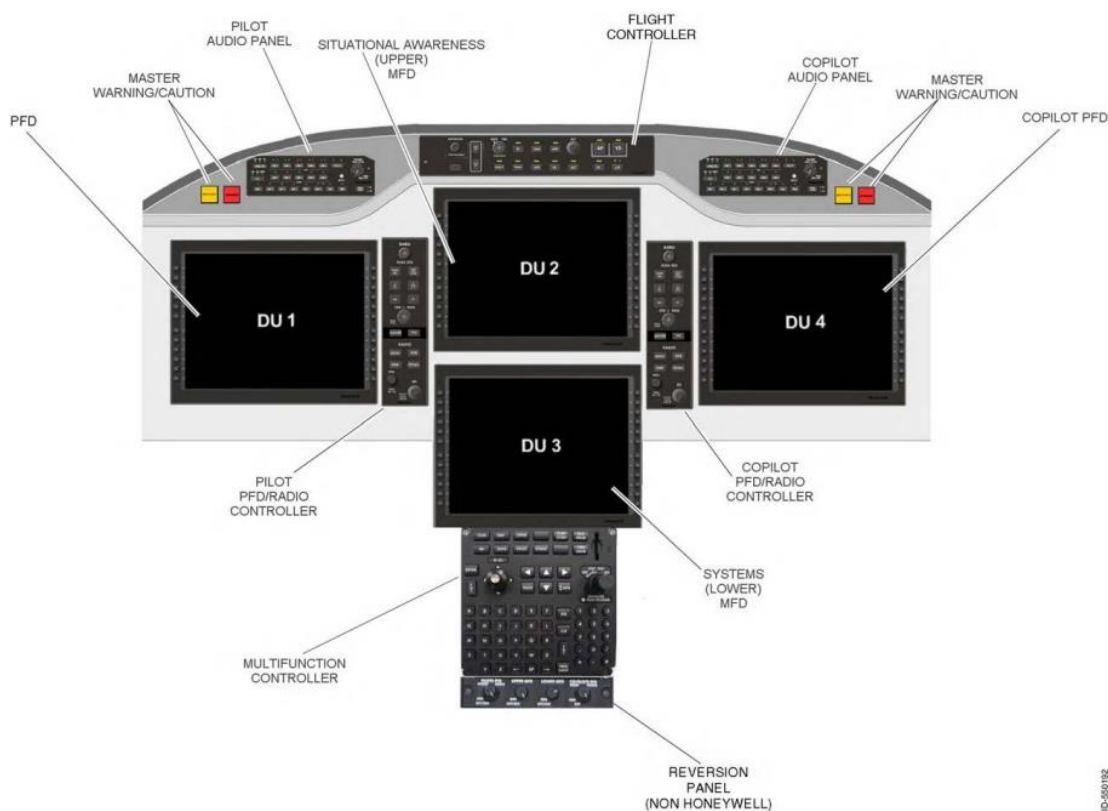
Il certificate di Release to Service include la nota: *“During inspection found LDR defective – Repair denied by customer -> System marked as INOP !”*

In occasione della successiva ispezione, nel 2021 il tecnico manutentore annotava sulla documentazione dell'aeromobile, sempre a proposito dell'LDR: *“Limited performance. A/C received with LDR CB pulled/locked and system is marked as “INOP””*.

Il tecnico manutentore che aveva effettuato l'ispezione, al riguardo ha riferito di ricordare che l'unità non era completamente inutilizzabile; era infatti possibile energizzare e collegare il registratore. Tuttavia, poiché il cliente aveva deciso che l'LDR non sarebbe stato riparato, non ha eseguito il test operativo completo e non sono stati annotati ulteriori dettagli sulle eventuali difettosità o inefficienze. L'aereo è stato rimesso in servizio nelle stesse condizioni in cui era stato ricevuto, cioè con il *circuit breaker* LDR estratto (*pulled/locked*).

Dotazione avionica dell'aeromobile

Il Pilatus PC-12/47E è equipaggiato con una avanzata suite avionica, la Honeywell Primus Apex Integrated Avionics System. La versione presente a bordo del YR-PDV era la *build 11*. L'Honeywell Primus Apex Integrated Avionics System è alloggiato nell'unità avionica modulare, mentre il resto del sistema è distribuito in singole *line replaceable units* (LRU).



ID: 000192

Figura12: configurazione del cockpit equipaggiato con avionica Honeywell Primus Apex *Integrated Avionics System* , build 11 (da Honeywell Primus Apex *Integrated Avionics System for the Pilatus PC-12 NG Pilot's Guide Rev. 20* del 6.1.2020).

Tra i sottosistemi principali figurano i seguenti:

- *Electronic Display System (EDS)*
- *Automatic Flight Control System (AFCS)*
- *Crew Alerting System (CAS)*
- *Flight Management System (FMS)*
- *Global Positioning System (GPS)*
- *Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS)*
- *Terrain Awareness and Warning System (TAWS)*
- *SmartView/Synthetic Vision System (SVS)*
- *Weather Radar System (Wx)*
- *XM Weather (XM WX)*
- *Lightning Sensor System (LSS)*
- *Aircraft Diagnostic and Maintenance System (ADMS)*
- *Air Data Attitude Heading Reference System (ADAHRS)*
- *Radar Altimeter System*
- *Radio System*

In particolare, il PC-12 marche YR-PDV era equipaggiato con:

- ATC transponder Honeywell KXP-2290 (due unità)
- Weather Radar Bendix King RDR-2000
- EGPWS Bendix King KMH-980
- GPS Honeywell KGS-200

Electronic Display System (EDS)

Il sistema di visualizzazione elettronico (electronic display system - EDS) è costituito da quattro unità di visualizzazione (display unit - DU) identiche con pannello LCD da 10 pollici di larghezza. Uno degli obiettivi del layout del display del Primus Apex è quello di collocare le informazioni tattiche (informazioni utilizzate immediatamente dal pilota in volo) sui PFD esterni e di collocare le informazioni strategiche sugli MFD centrali.

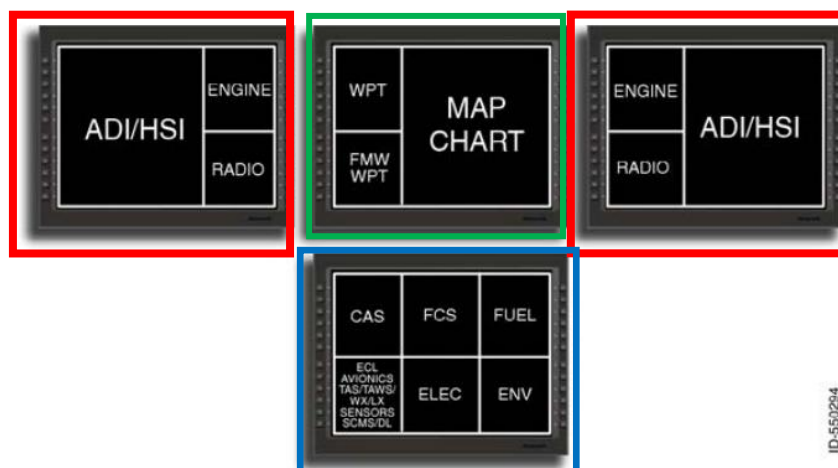


Figura 13: pagine disponibili nelle finestre dei DU da Honeywell Primus Apex Integrated Avionics System for the Pilatus PC-12 NG *Pilot's Guide* Rev. 20 del 6.1.2020 .

Primary Flight Displays

Sullo schermo posizionato di fronte ai rispettivi posti di pilotaggio vengono visualizzati gli strumenti primari (primary flight display o PFD, riquadri rossi in figura). Ogni PFD contiene tre finestre. La finestra di maggiori dimensioni posta sul lato esterno di ogni display contiene l'indicatore di assetto ADI e gli strumenti di volo.

La finestra laterale superiore del PFD contiene le indicazioni degli strumenti motore mentre la finestra laterale inferiore contiene i campi relativi alle frequenze radio.



Figura 14: primary flight display da Honeywell Primus Apex Integrated Avionics System for the Pilatus PC-12 NG Pilot's Guide Rev. 20 del 6.1.2020 .

Situational Awareness Display

Il display centrale superiore (riquadro verde in figura 13) ha la funzione di *situational awareness display*. Per impostazione predefinita, il *situational awareness display* contiene la mappa interattiva navigation (INAV) a 2/3 dell'area dello schermo, l'elenco dei waypoint (piano di volo) a 1/6 e la flight management window (FMW) a 1/6. Il pilota può anche scegliere di visualizzare le carte Jeppesen nella finestra a 2/3, sostituendo la mappa INAV.

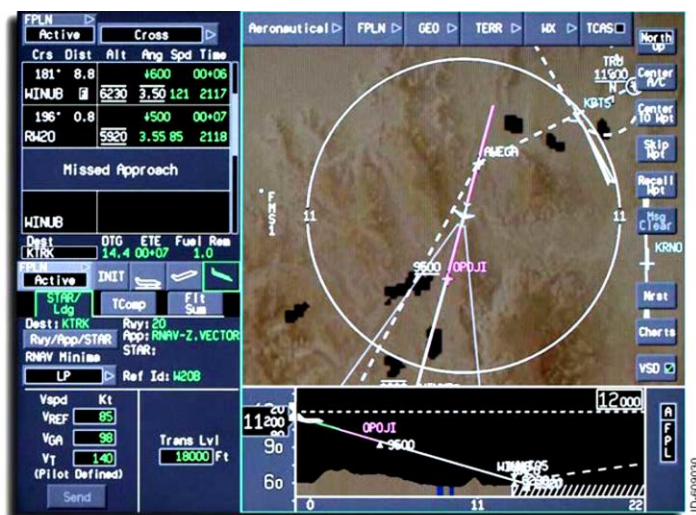


Figura 15: esempio di presentazione del *situational awareness display* (da Honeywell Primus Apex Integrated Avionics System for the Pilatus PC-12 NG Pilot's Guide Rev. 20 del 6.1.2020).

Systems Display

È un display che di default presenta sei sotto finestre ma che viene riconfigurato a seconda delle fasi di volo e delle relative necessità di informazioni (riquadro blu in figura 13). Fornisce

indicazioni relative allo stato dei sistemi con messaggi dedicati (Crew Alerting System CAS message), cartografia relativa ad aeroporti e a procedure.



Figura 16: esempio di visualizzazione del system display e CAS (da Honeywell Primus Apex Integrated Avionics System for the Pilatus PC-12 NG *Pilot's Guide* Rev. 20 del 6.1.2020).

Automatic Flight Control System (AFCS)

Il sistema di controllo automatico del volo (AFCS) del PC-12/47E fornisce le seguenti funzioni:

- autopilota (include il *pitch trim* automatico)
- *yaw damper* (include lo *yaw trim* automatico)
- flight director.

Mediante il *flight controller* è possibile effettuare le selezioni dei modi laterali e verticali dell'AFCS.

L'AFM riporta la limitazione di altezza minima di 400 ft AGL per l'inserimento dell'autopilota.



Figura 17: pannello *flight controller* mediante il quale si effettuano le selezioni dell'AFCS.

Il controllo automatico del volo è realizzato con i servomotori di alettoni, elevatore e timone.

L'AFCS è costituito dai seguenti componenti:

- Processore AFCS all'interno della MAU,

- Flight Controller (FC),
- Attuatori per i trim di beccheggio (pitch) e imbardata (yaw),
- Servocomandi di alettoni, elevatore e timone.

I servomotori degli alettoni, dell'elevatore e del timone comunicano con la MAU attraverso due bus dati Controller Area Network (CAN). La funzione AFCS della MAU genera input per i servocomandi che vengono emessi in modo identico su entrambi i bus di dati CAN. I comandi ricevuti dal servo da ciascuno dei bus di dati CAN vengono elaborati due volte all'interno del servo e i dati elaborati risultanti devono concordare per eseguire un'azione del servo. Inoltre, entrambi i canali del servo devono concordare nel monitoraggio della corrente del motore, dell'innesto del solenoide della frizione e della posizione del motore. I servomotori sono dotati di una frizione elettrica che viene utilizzata per innestare e disinnestare l'albero di uscita dalla trasmissione. I servomotori sono montati su *capstan* che sono collegati ai cavi di controllo del volo tramite i cavi dell'autopilota. I bracci incorporano una frizione meccanica, che può essere comandata fisicamente dal pilota se la frizione elettrica non si disinnesta. L'alimentazione per l'azionamento della frizione elettrica viene fornita dall'interruttore del bus Avionic 1 A/P SERVO ENABLE attraverso la MAU. Quando l'autopilota è inserito, le frizioni elettriche si innestano e collegano i servomotori ai *capstan* per muovere le superfici di controllo del volo. L'alimentazione elettrica per muovere i servocomandi viene fornita dal bus Avionic 1 attraverso l'interruttore di circuito A/P SERVO. Il pilota può scollegare le frizioni elettriche (autopilota) premendo l'interruttore a pulsante AP DISC montato su ciascuna forcella delle ruote di controllo. Questo è il modo principale per scollegare l'autopilota, ma anche l'azionamento di uno qualsiasi dei seguenti comandi lo scollegherà:

- Interruttore trim sul volantino del pilota o del copilota,
- Interruttore trim del timone sul PCL,
- Interruttore del trim dello stabilizzatore alternato sulla console centrale,
- Interruzione del trim sulla console centrale,
- Interruttore AP sul pannello FC.

Durante il funzionamento dell'autopilota, le tensioni su ciascun lato degli attuatori del trim dello stabilizzatore orizzontale e del timone sono monitorate dalla MAU per verificare la presenza di condizioni di trim runaway e di trim inattivo. Se viene rilevata una delle due condizioni, il relè di innesto del trim viene rilasciato e viene emesso un avviso CAS di "Pitch Trim Runaway" e un avviso acustico di "Trim Runaway". Un guasto allo smorzatore d'imbardata viene visualizzato come avviso CAS "Yaw Damper Fail".

Il disinnesto dell'autopilota è definito come normale o anormale. Un disinnesto normale viene avviato manualmente premendo il pulsante AP DISC sulla ruota di comando o il pulsante AP sull'FC o attivando il sistema di trim manuale. Una disconnessione normale provoca il lampeggiamento rosso/bianco dell'indicazione AP sul PFD e l'attivazione del segnale acustico "Cavalry Charge". Dopo 2,5 secondi, l'indicatore AP e l'audio vengono rimossi. Qualsiasi disconnessione dovuta a un guasto del sistema di monitoraggio è considerata anormale. Una disconnessione anomala provoca il lampeggiamento rosso/bianco dell'indicazione AP sul PFD e l'attivazione del tono di avviso acustico fino al riconoscimento tramite il pulsante AP DISC. Per alcuni guasti, il disinserimento dell'autopilota sarà accompagnato da un avviso CAS che indica il motivo del disinserimento.

Flight Management System (FMS)

L'FMS è un computer per la navigazione d'area (B-RNAV e P-RNAV certificato RNP). L'FMS è in grado di calcolare e presentare una guida di navigazione laterale e verticale. Il pilota definisce le rotte selezionando i *waypoint* di origine e di destinazione ed intermedi. Dopo aver creato una rotta, il pilota può integrarla selezionando le partenze strumentali standard (SID), gli arrivi terminali standard (STAR) e gli avvicinamenti strumentali.

Il pilota inserisce i dati nell'FMS utilizzando il controller multifunzione (*Multifunction Controller* MFC). Il piano di volo risultante viene visualizzato nell'elenco dei *waypoint* sul lato sinistro del *situational awareness display* (in genere l'MFD superiore). L'FMS calcola quindi le soluzioni di navigazione laterale (orizzontale) e verticale per il piano di volo inserito dal pilota. L'FMS utilizza il sensore GPS per determinare la posizione del velivolo.

Departure/Arrival Dialog Box

La finestra di dialogo Departure/Arrival permette al pilota di selezionare, rivedere e inserire le procedure di partenza (SID) e di arrivo (STAR e avvicinamenti) dal database di navigazione dell'FMS. Selezionando la scheda *departure* si visualizza la procedura di partenza attualmente selezionata, se ne è stata selezionata una, oppure le procedure di partenza per tutte le piste dell'aeroporto selezionato.

Di seguito viene illustrata brevemente una generica procedura di inserimento di una SID, parte integrante delle procedure che il pilota deve effettuare prima della partenza, ovvero:

- Accedere al menù relativo alla departure (*take off and climb tab*).
- Selezionare la pista in uso.

- Selezionare tra tutte le SID presenti quella applicabile.
- Selezionare la transition applicabile tra quelle presenti.
- Verificare la correttezza dei dati.
- Eliminare eventuali discontinuità nel piano di volo.



Figura 18: procedura di inserimento di una SID, parte delle procedure che il pilota deve effettuare prima della partenza (fonte Honeywell).

Electronic standby instrument system (ESIS)

L'ESIS garantisce la disponibilità delle indicazioni di assetto, altitudine e velocità dell'aria in caso di guasto del *display* primario. È anche un indicatore di prua magnetica di riserva.

L'ESIS è indipendente dal sistema Primus APEX ed è installato sul pannello strumenti lato sinistro. Contiene sensori elettronici inerziali e di pressione e processori elettronici che calcolano e visualizzano assetto, altitudine, velocità dell'aria e VMO. L'alimentazione elettrica è fornita dalla barra di emergenza (*Emergency Power Supply busbar - EPS*). I dati di pressione vengono forniti all'ESIS dal sistema pitot/statico n. 2 di destra. La visualizzazione della prua magnetica proviene da un magnetometro separato installato nell'ala destra.

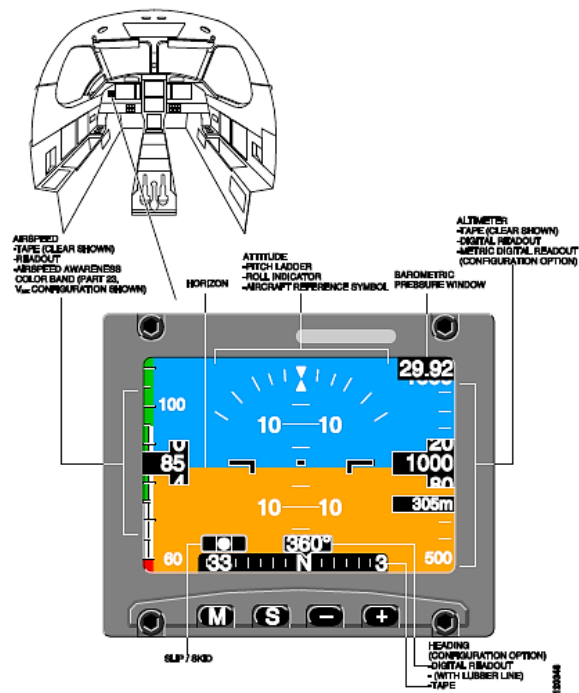


Figura 19: *Electronic standby instrument system (ESIS).*

Multi-Hazard Awareness System KMH980

L'apparato multifunzione KMH980 *Multi-Hazard Awareness System* fornisce sia le funzionalità del *Terrain Awareness and Warning System (TAWS)* sia quelle del *Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS)*.

Riguardo al TAWS, l'apparato KMH-980 *Multi-Hazard Awareness System* assicura le seguenti funzioni:

- Modi 1 - 3 del GPWS;
- *Look-ahead terrain and obstacle detection (TAD/RFCF)*;
- *500 feet above field advisory for runway lengths greater than 2,000 feet*;
- Avvisi relativi all'angolo di bank, posizione dei flap e del carrello.

ATC Transponder Honeywell KXP2290 (mode "S" transponder)

L'aeromobile era equipaggiato con ATC *Transponder* Honeywell KXP-2290 (level 2 transponder, standard DO206B) con capacità mode "S" e ADS-B.

Per i requisiti ATC il transponder trasmette i seguenti parametri, denominati *elementary data* in risposta ad interrogazione di un ATCRBS o TCAS:

- modo C *pressure altitude*;
- modo S *unique 24-bit aircraft address*;

- *type (weight) and maximum airspeed range;*
- *Flight ID;*
- *Flight status* (in volo o al suolo);
- *Capability report;*
- *Mode A* (codice IDENT inserito manualmente);

Il sistema inoltre trasmette dati aggiuntivi definiti *enhanced data* e denominati DAP ovvero *downlink airborne parameters* sempre in risposta ad interrogazione di un ATCRBS o TCAS.

I dati DAP sono:

- dal GPS: *ground speed, true track angle, track angle rate;*
- dal ADAHRS: *mach number, indicated airspeed, vertical rate, magnetic heading, roll angle e selected altitude* dal Sistema autopilota.

Inoltre, il transponder permette all'aeromobile di utilizzare i dati del GPS per indicare con precisione la propria posizione agli aeromobili circostanti ed all'ATC al suolo. Tali dati, trasmessi periodicamente sulla frequenza 1090 MHz, sono denominati *extended squitter* e comprendono:

- ID aeromobile,
- Posizione GPS,
- Altitudine,
- Velocità,
- Integrità del dato,
- Dimensioni e categoria dell'aeromobile.

In aggiunta a quanto sopra, il transponder fornisce inoltre altri dati, nel caso specifico non utilizzati dall'ATC, trasmessi periodicamente dall'ADS-B. Tra questi, di interesse lo stato di inserimento dell'autopilota ed il modo di navigazione orizzontale selezionato (registro BDS 6.2).

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

La circolazione atmosferica a scala europea del giorno dell'incidente era caratterizzata dalla presenza di un promontorio anticiclonico che risentiva di un flusso sud-occidentale sulle regioni del Nord-Ovest della penisola che determinava una copertura nuvolosa stratificata a tratti più intensa su tutte le regioni settentrionali, con precipitazioni associate di carattere

debole ed intermittente. La ventilazione risultava a carattere debole al suolo di provenienza orientale.

La nuvolosità risultava piuttosto stratificata per nubi compatte, come si evince dai bollettini che riportavano basi intorno ai 5000 ft. Le immagini satellitari ed in particolare le nefoanalisi riportavano una stratificazione nuvolosa con la sommità del primo strato di nubi a circa 2320 mt. (circa 7600 piedi), ed un secondo strato nuvoloso con base stimata a circa 7000 ft e top rilevato dal satellite 4440 mt. (circa 14000 ft). Risulta dalle immagini anche uno strato più alto, ad Ovest dell'area di interesse, con base non rilevabile e top a 6560 mt (circa 21500 ft).

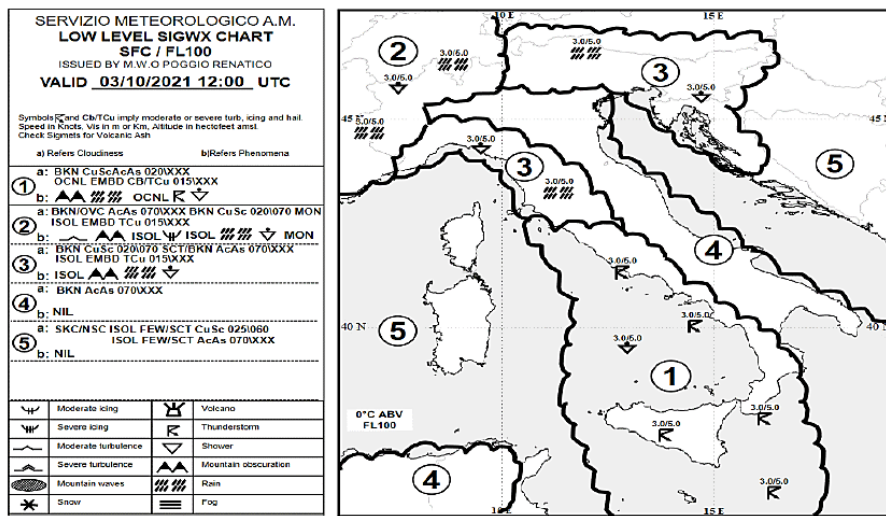


Figura 20: low level significant weather chart (SFC/FL100). Fonte AMI.

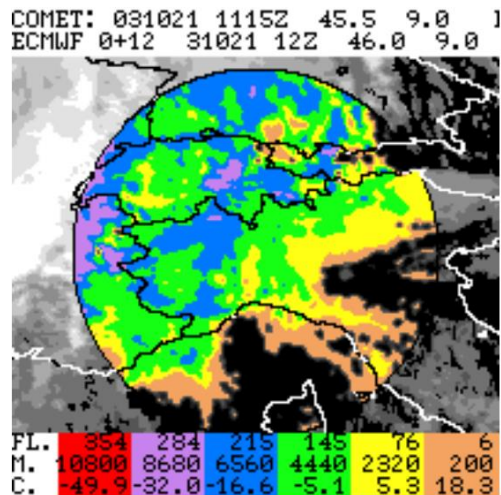


Foto 3: Immagine satellitare con indicazione del top delle nubi (fonte AMI).

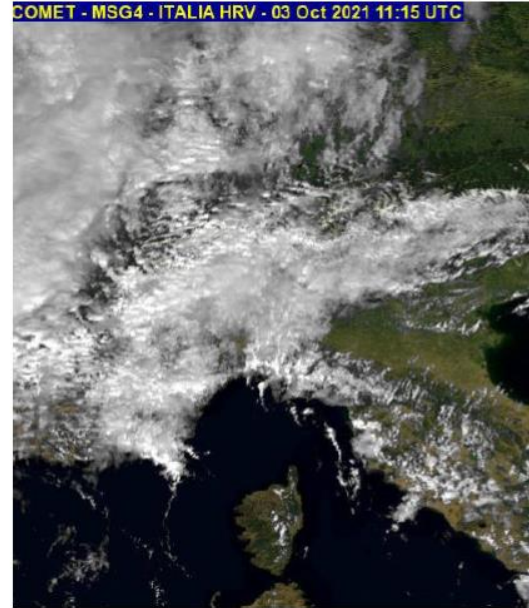


Foto 4 e 5: immagine satellitare HRV riferita alle ore 11.00 ed alle ore 11.15 (fonte AMI).

I bollettini METAR relativi all'aeroporto di Milano Linate per la fascia oraria di interesse riportavano quanto segue:

LIML 030950Z 12005KT 080V160 9999 -DZ SCT008 SCT012 BKN06017/16 Q1018 NOSIG
 LIML 031020Z 10008KT 070V130 9999 FEW008 BKN060 18/16 Q1018NOSIG
 LIML 031050Z 08006KT 9999 FEW010 SCT050 BKN070 19/17 Q1018NOSIG
 LIML 031120Z 12005KT 100V160 9999 FEW008 BKN050 BKN070 19/16Q1018 NOSIG
 LIML 031150Z 11005KT 070V130 4000 DZRA SCT010 BKN050 18/17Q1018 NOSIG

I bollettini di previsione TAF per l'aeroporto di Milano Linate erano i seguenti:

DTG	Tipo	Bollettino
2021-10-03 05:00:00	Taf lungo	TAF LIML 030500Z 0306/0406 09006KT 9999 SCT060=
2021-10-03 11:00:00	Taf lungo	TAF LIML 031100Z 0312/0412 09006KT 9000 BKN020 TEMPO 0312/0315 4000 DZ BKN010 BECMG 0401/0403 10012KT=
2021-10-03 17:00:00	Taf lungo	TAF LIML 031700Z 0318/0418 VRB05KT 9000 BKN030 BECMG 0403/0405 10012KT TEMPO 0414/0418 4000 SHRA BKN010=
2021-10-03 23:00:00	Taf lungo	TAF LIML 032300Z 0400/0424 09003KT 8000 BKN040 TEMPO 0400/0416 4000 RA BECMG 0403/0405 10013KT BECMG 0416/0418 4000 RA TEMPO 0418/0422 2000 TSRA BKN010 BECMG 0422/0424 02010KT 8000 NSW=

Figura 21: messaggi di previsione TAF relativi al 3 ottobre 2021, Milano Linate.

Gli AIRMET in validità per la fascia oraria di interesse riportavano montagne oscurate, formazione moderata di ghiaccio al di sopra di FL90 e visibilità al suolo inferiori a 3500 m per pioggia.

2021-10-03 08:45:00	LIMM AIRMET 12 VALID 030845/031245 LIIP- LIMM MILANO FIR MT OBSC OBS WI N4451 E00738 - N4513 E00731 - N4548 E00906 - N4541 E01028 - N4630 E01328 - N4703 E01204 - N4627 E00834 - N4554 E00643 - N4458 E00634 - N4425 E00654 - N4347 E00745 - N4428 E00847 - N4345 E01101 - N4409 E01121 - N4452 E00931 - N4437 E00737 - N4451 E00738 STNR NC
2021-10-03 08:45:00	LIMM AIRMET 13 VALID 030845/031145 LIIP- LIMM MILANO FIR MOD ICE FCST WI N4621 E00825 - N4555 E00856 - N4521 E00712 - N4548 E00655 - N4554 E00740 - N4621 E00825 ABV FL090 STNR WKN
2021-10-03 09:30:00	LIMM AIRMET 14 VALID 030930/031130 LIIP- LIMM MILANO FIR SFC VIS 3500M RA BR OBS WI N4522 E00830 - N4457 E00740 - N4449 E00855 - N4440 E01028 - N4452 E01024 - N4506 E00944 - N4505 E00851 - N4546 E00858 - N4522 E00830 STNR NC

Figura 22: messaggistica AIRMET relativa alla fascia oraria di interesse del 3 ottobre 2021 per la FIR di Milano.

Le informazioni ATIS in vigore nella fascia oraria di interesse per le operazioni al suolo dell'YR-PDV erano inizialmente le "X" all'atto della messa in moto e successivamente le "Y" (si veda figura 24) che riportavano un vento da 120° intensità 5 nodi, visibilità superiore ai 10 km, nuvolosità FEW a 1000 ft, SCT a 5000 ft e BKN a 7000 ft. Il QNH era pari a 1018 hPa.



Figura 23: screen shot sistema AWOS (automatic weather observation system) ENAV Linate recante i dati dell'ATIS in vigore alle 11.04' (informazioni "Y" delle 10.50')

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

In questo paragrafo sono riportate le informazioni di maggiore interesse relative agli aiuti disponibili per la navigazione aerea e sul relativo stato di efficienza.

1.8.1. Aiuti alla navigazione aerea disponibili e procedure

L'incidente si è verificato durante la fase di uscita strumentale (SID), dopo il decollo dall'aeroporto di Milano Linate, nell'ambito di un volo condotto secondo regole IFR.

Milano Linate RWY 36 Initial Climb Procedures and SID TOVSA 5A

La procedura di uscita strumentale da Milano Linate per RWY 36 prevede una salita iniziale (Initial Climb Procedures) e poi di proseguire con la procedura di uscita strumentale assegnata (SID).

Initial climb procedures RWY 36

La procedura di salita iniziale, qualora la SID assegnata sia una tra le seguenti *ABSEM 5A* o *RUVAB 5A* o *SRN6D* o *TOVSA 5A* o *TZO 7C* prevede, dopo il decollo, di procedere su rotta 355° e, a 500 ft AGL (850 ft AMSL), non prima di avere sorvolato il VOR/DME di Linate (LIN VOR/DME), virare a destra per unirsi alla SID assegnata.

Il testo riportato sulla procedura è il seguente:

After take-off proceed on track 355° and, at 500 ft AGL (850 ft AMSL), not before LIN VOR/DME

A) if cleared SID ABSEM 5A, RUVAB 5A SRN6D TOVSA 5A and TZO 7C, turn right to join the assigned SID.

TOVSA 5A

La procedura di partenza strumentale TOVSA 5A prevede di virare a destra sulla rotta 130° fino a 18 NM dal DME di Saronno SRN DME, poi virare a destra per intercettare e seguire la radiale 131° dal VOR di Saronno (RDL 131 SRN VOR) verso il punto ATGAM (INT RDL 131/21 NM SRN VOR/DME), poi virare a destra per intercettare il QDR 328° dal locatore Codogno (COD L) (TR 148°) a COD L da lasciare su QDR 159° COD L (TR 159°) diretto a TOVSA (INT QDR 159° COD L/27NM LIN DME).

MCA/MCL: INT RDL 050 LIN VOR, 1500 FT; INT TR 130°/18 NM SRN DME, 2500 FT; ATGAM, 3500FT; COD L, 5000 FT; TOVSA, 6000 FT

La procedura riporta inoltre le seguenti limitazioni

1. PDG: tra LIN VOR e INT TR 130°/18 NM SRN DME 7,5% (pari a 456 ft per NM)
2. Per evitare aree sensibili in prossimità dell'aeroporto, la prima virata dopo il decollo deve essere effettuata con un angolo di inclinazione non superiore a 20°.

Il testo riportato sulla procedura è il seguente:

Turn right on track 130° until 18 NM SRN DME, then turn right to join RDL 131 SRN VOR bound to ATGAM (INT RDL 131/21 NM SRN VOR/DME), then turn right to join QDR 328° COD L (TR 148°) to COD L to be left on QDR 159° COD L (TR 159°) bound to TOVSA (INT QDR 159° COD L/27NM LIN DME).

MCA/MCL: INT RDL 050 LIN VOR, 1500 FT; INT TR 130°/18 NM SRN DME, 2500 FT; ATGAM, 3500FT; COD L, 5000 FT; TOVSA, 6000 FT

REMARKS

1. PDG: between LIN VOR and INT TR 130°/18 NM SRN DME 7.5% (456 ft/NM)
2. In order to avoid sensitive areas close to the airport, the first turn after take-off shall be performed with bank angle not higher than 20°.

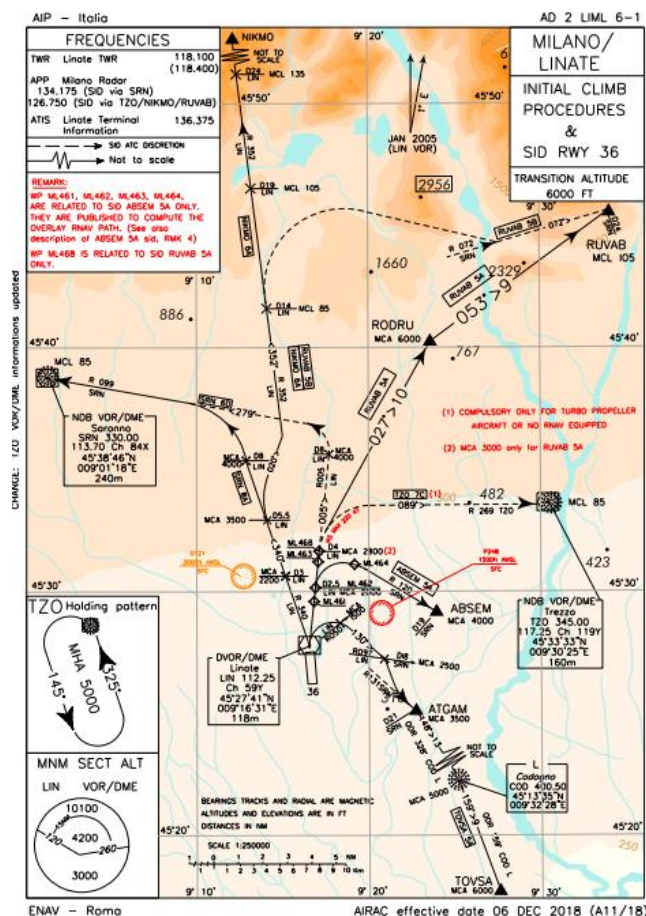


Figura 24: Milano Linate initial climb procedures and SID RWY36 (da AIP ENAV).

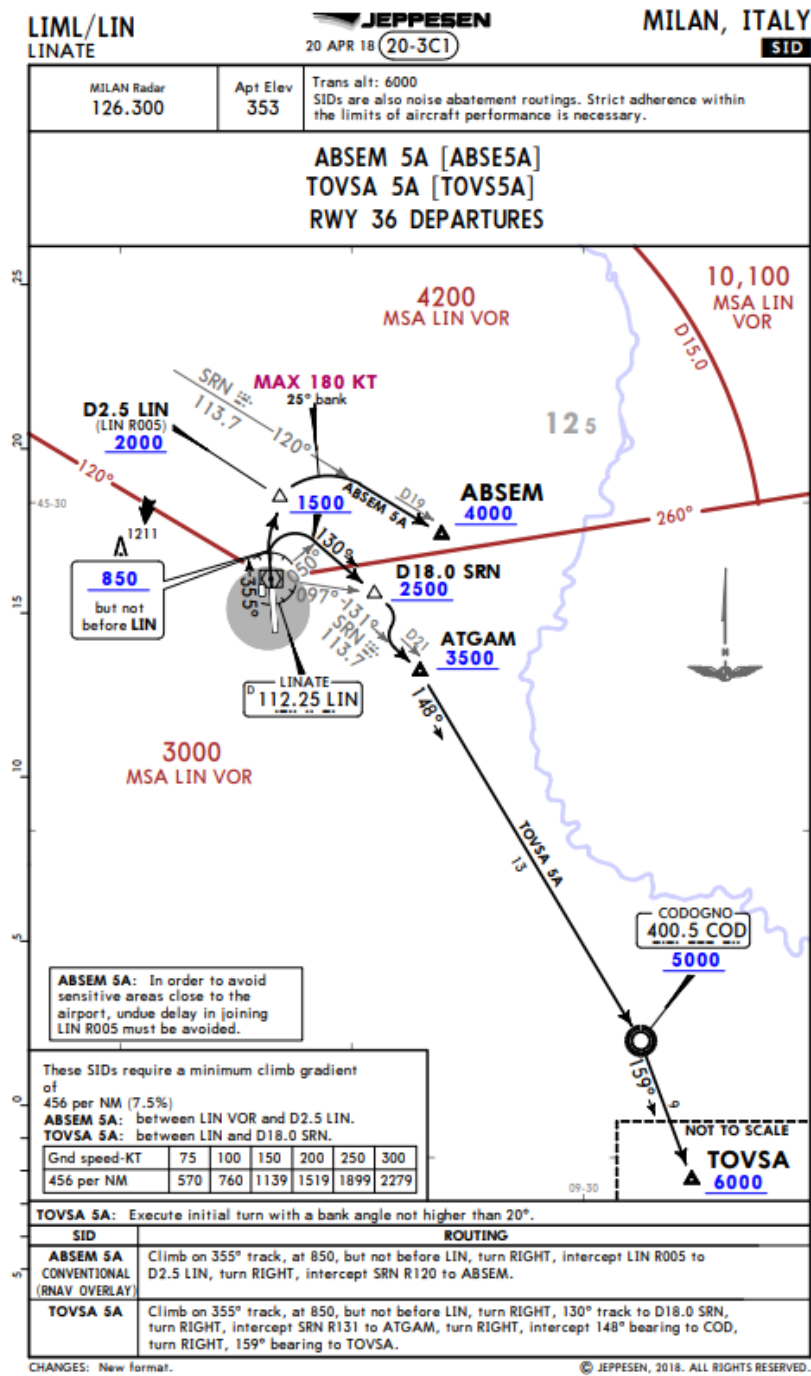


Figura 25: SID TOVSA5A (fonte Jeppesen).

1.8.2. Sistemi disponibili a bordo

Nella fattispecie, per la fase di volo relativa all'uscita strumentale standard (SID), il pilota disponeva di:

- FMS, che consente di volare con il sistema di bordo, caratterizzato da precisione di posizione GPS, la SID assegnata (già presente nel database e da selezionare) ed i

successivi punti di navigazione del piano di volo preventivamente selezionati, con indicazioni asservite al Flight Director ed all'autopilota;

- VOR DME da sintonizzare su LIN e SRN VOR DME e apparato ADF da sintonizzare su COD NDB.

Per una verifica della modalità di codifica e sviluppo della SID specifica pubblicata sull'AIP sull'FMS dell'aeromobile, si è proceduto su velivolo PC-12 equipaggiato con avionica assimilabile² al caricamento di un piano di volo con SID TOVSA 5A e transizione EKPAL 5A. All'inserimento della SID non erano presenti discontinuità nella rotta, che si presentava come riportato nella foto seguente:



Foto 6: immagine del *situational awareness display* del PC-12/47E con avionica analoga al velivolo coinvolto nell'incidente recante il FPLN con SID TOVSA 5A e transizione EKPAL 5A, priva di discontinuità.

La SID, così come costruita sull'FMS, si sviluppa fino al TOVSA con sei *waypoints*. La seguente immagine illustra i quattro *waypoints* per raggiungere il punto ATGAM. Il waypoint 1 corrisponde alla *initial climb* procedure con sorvolo, indicato dalla lettera F (*flyover*) del VOR di Linate a o al di sopra di 850 ft. Il *waypoint 2* è posto nello sviluppo della virata a destra per garantire che il sorvolo venga effettuato a o al di sopra di 1500 ft e corrisponde alla radiale 048° alle 2NM da LIN VOR. Il *waypoint 3* è il primo punto da sorvolare dopo la virata a destra, corrispondente al punto posizionato sulla radiale 130° da SRN alle 18 NM, o come

² Non è noto l'aggiornamento al ciclo Aeronautical Information Regulation and Control (AIRAC) del data base di navigazione dell'aeromobile coinvolto nell'incidente.

dice l'acronimo il punto sulla radiale 097° alle 3NM da LIN VOR, da sorvolare a o al di sopra di 2500 ft.

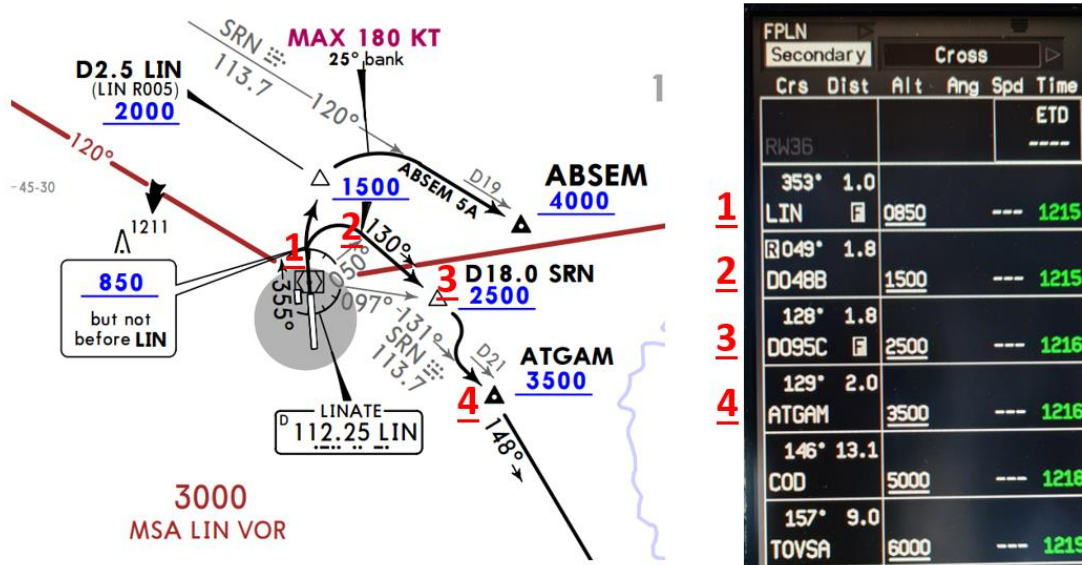


Figura 26: immagine dei punti della SID presentati sul FPLN. Il primo ed il terzo sono *flyover* come indicato dalla lettera F (SID fonte Jeppesen).

1.9. COMUNICAZIONI

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

1.9.1. Servizio mobile

Gli enti contattati dal pilota del YR-PDV durante la fase a terra e di volo relativi al volo dell'incidente sono stati: la GND dell'aeroporto di Linate, la TWR dell'aeroporto di Linate e Milano ACC per il servizio radar. Tutti i servizi sono forniti da ENAV SpA.

In particolare, sono state esaminate le comunicazioni relative alle seguenti frequenze:

- Linate GND sulla frequenza 121,800 MHz dalle 10.48'01" alle 11.01'24".
- Linate TWR sulla frequenza 118,100 MHz dalle 11.01'56" alle 11.04'38".
- Milano ACC sulla frequenza 126,300 MHz dalle 11.04'45" alle 11.09'26" (dopo le 11.07'42" Milano ACC tentava di ristabilire il contatto radio con l'aeromobile).

Tutte le comunicazioni radio tra YR-PDV ed i suddetti enti si sono svolte regolarmente e non hanno evidenziato elementi di criticità.

Relativamente ai tracciati radar, sono stati acquisiti i tabulati relativi ai dati sintetici del sistema MRT di Milano ACC, unitamente ai tabulati di alcune testate radar costituenti il sistema, testate significative per posizione e tempi di scansione.

Come detto, l'ATIS di Linate nell'orario interessato dalle operazioni al suolo di YR-PDV trasmetteva le informazioni "X" e successivamente aggiornate in "Y".

L'autorizzazione alla messa in moto e la "clearance" sono state richieste e fornite sulla frequenza GND.

1.9.2. Servizio fisso

Il pilota aveva presentato il piano di volo IFR con nominativo YR-PDV, *off block time* alle 11.00 UTC da Milano Linate (LIML) alla volta di Olbia (LIEO). Il livello di volo richiesto era FL280 e la velocità TAS 200 nodi. La rotta prevedeva la *transition* EKPAL5A. Il testo della rotta del piano di volo era il seguente:

N0200F280 EKPAL5A EKPAL M727 OSMOX L12 ELB Z254 BATOX BATOX4L.

1.9.3. Trascrizione delle comunicazioni

Di seguito vengono riportate le comunicazioni intercorse tra il pilota del velivolo YR-PDV e gli enti del controllo del traffico aereo a partire dal primo contatto radio stabilito dal pilota con la GND di Milano Linate.

Le comunicazioni sono state fornite da ENAV SpA in file audio .mp3 e sotto forma di trascrizione. Si rappresenta che sono state anche analizzate le comunicazioni del pilota nel corso del volo di arrivo a Linate da Bucarest che aveva avuto luogo il 30 settembre 2021, per un confronto della voce e del tono registrato nelle chiamate con quella del volo dell'incidente.

1.9.3.1 Comunicazioni intercorse sulla frequenza di Linate GND

Alle 10.48'01" avveniva il primo contatto del pilota con la GND per la richiesta della autorizzazione alla messa in moto. L'aeromobile era parcheggiato sul piazzale dell'aviazione generale. La GND forniva immediatamente la clearance, comprensiva tra gli altri dati di SID (TOVSA5A) e *transition* (EKPAL5A). Il pilota inizialmente non comprendeva il titolo della SID e chiedeva di ripetere. La GND ripeteva.

La trascrizione della comunicazione è la seguente:

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor... on General Aviation, eh prepare to startup, Follow-me car insight.*

GND: *Yankee Romeo Papa Delta Victor Linate Buongiorno, clearance Olbia, TOVSA five alpha, transition EKPAL five Alpha, four thousand feet the squawk four six four two information X-ray.*

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor please can you repeat, I got four thousand feet and Alpha four six four two.*

GND: *Yankee Romeo Papa Delta Victor that's correct, initial climb TOVSA five Alpha, transition EKPAL five alpha.*

YR-PDV: *TOVSA five alpha, EKPAL five Alpha, Yankee Romeo Papa Delta Victor*

GND: *Yankee Delta Victor all correct startup is approved with information X-ray, contact one three one seven seven five call me back ready to taxi marshaller insight.*

Meno di quattro minuti dopo dal contatto iniziale con la GND, alle 10.51'55" il pilota riferiva di essere pronto al rullaggio. La GND forniva le istruzioni al rullaggio via TWY November con limite al November 5.

La trascrizione di tale comunicazione è la seguente:

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor Follow me in sight ready for taxi.*

GND: *Say again your callsign please?*

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor.*

GND: *Yankee Romeo Papa Delta Victor follow marshaller November one then taxi November, November five, QNH one zero one eight.*

YR-PDV: *November, November five, QNH one zero one eight, Yankee Delta Victor.*

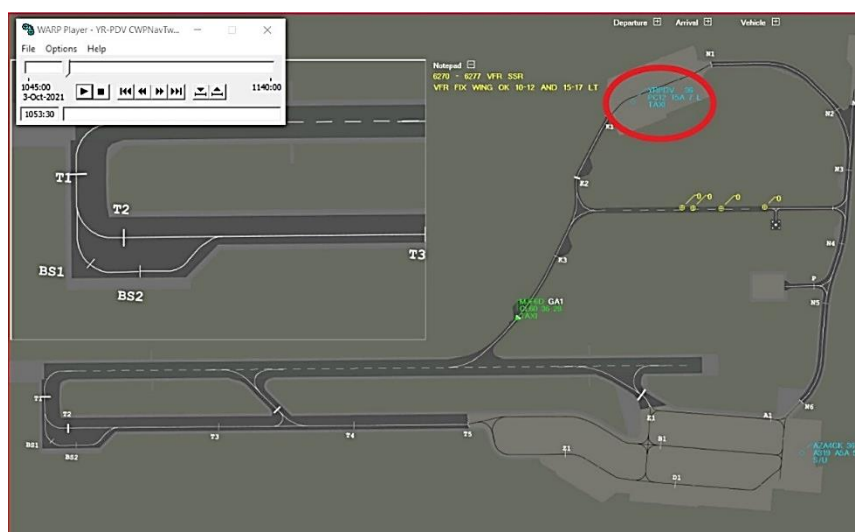


Figura 27: *screenshot del display grafico in uso presso la TWR di Linate: posizione dell'aeromobile al parcheggio, inizio rullaggio.*

Alle 10.54'49" il pilota comunicava di rullare sulla TWY November e che avrebbe quindi riportato al November 5.

La trascrizione della comunicazione è la seguente:

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor taxiing on November we will report November five.*

GND: *Correct Sir.*

Proseguendo il rullaggio, alle 10.56'25”:

GND: *Yankee Romeo Papa Delta Victor continue November six.*

YR-PDV: *Continue November six, Yankee Delta Victor.*

Sempre in rullaggio, alle 10.56'32”:

YR-PDV: *Just passing November four.*

GND: *Roger Sir.*

Alle 10.57'21” la GND istruiva il pilota a continuare il rullaggio lungo la TWY “Tango” fino all’holding position “Tango One” impegnando nell’ordine le TWY “Charlie”, “Bravo” e quindi “Tango”.

La trascrizione della comunicazione è la seguente:

GND: *Yankee Romeo Papa Delta Victor continue holding point Tango one Charlie Bravo Tango.*

YR-PDV: *Charlie Bravo Tango, Yankee Delta Victor.*

Alle 10.58'57” il pilota comunicava alla GND di avere interessato la TWY “Bravo” e di proseguire il rullaggio per la TWY “Tango”

YR-PDV: *Yankee Delta Victor on Bravo continuing for Tango.*

GND: [azionamento del PTT in luogo del ricevuto].

Alle 11.01'10”, il velivolo si trovava sulla TWY “Tango” all’incirca al traverso della metà della RWY e veniva istruito a proseguire per il punto attesa “Tango one” e a contattare la frequenza di Torre.

La trascrizione della comunicazione è la seguente:

GND: *Yankee Romeo Papa Delta Victor hold short holding point Tango one, contact Tower one one eight decimal one ciao.*

YR-PDV: *Hold short Tango one ... and one one eight decimal one, molte grazie Yankee Delta Victor.*

Alle 11.01'24”:

GND: [azionamento del PTT in luogo del ricevuto].

1.9.3.2. Comunicazioni intercorse sulla frequenza di Linate TWR

Alle 11.01'56" il pilota contattava Linate TWR che autorizzava il volo YR-PDV all'allineamento per RWY 36.

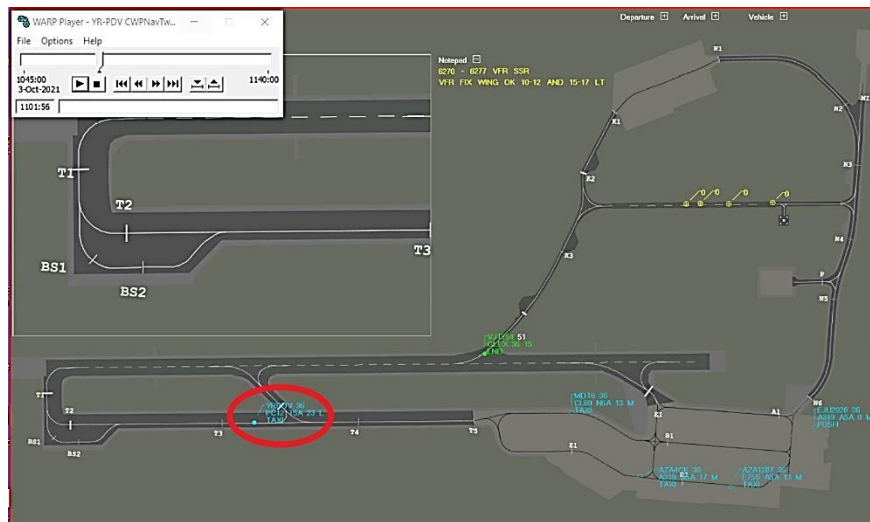


Figura 28: screenshot del display grafico in uso presso la TWR di Linate posizione dell'aeromobile al primo contatto con Linate TWR.

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor buongiorno, eh on Tango, continue to Tango one... ah... just ready for takeoff, whenever you [???*] [porzione di trasmissione incomprensibile della durata di 2 secondi a voce bassissima].

TWR: *Yankee Romeo Papa Delta Victor Linate copy... eh... runway three six line up.*

YR-PDV: *Line up on three six thank you sir.*

Alle 11.03'22" il pilota confermava che si stava allineando e comunicava di essere pronto al decollo. La TWR autorizzava al decollo comunicando il vento di intensità 4 nodi proveniente da 110°.

YR-PDV: *Yankee Romeo Papa Delta Victor line up, ready for takeoff whene...* [gli si sovrappone la comunicazione della TWR].

TWR: *Yankee Delta Victor Linate runway three six clear for takeoff wind one one zero four knots.*

Alle 11.03'31" il pilota ripeteva la autorizzazione al decollo:

YR-PDV: *Clear for takeoff Yankee Delta Victor.*

Alle 11.04.34", quando il velivolo era approssimativamente al traverso del VOR di Linate, la TWR comunicava il cambio di frequenza con Milano Radar 126.300 Mhz.

TWR: *Yankee Romeo Papa Delta Victor Linate radar contact Milano one two six three zero zero.*

Alle 11.04'38" il pilota confermava la frequenza e salutava Linate TWR.

YR-PDV: *One two six three zero zero molte grazie arriverci Yankee Delta Victor.*

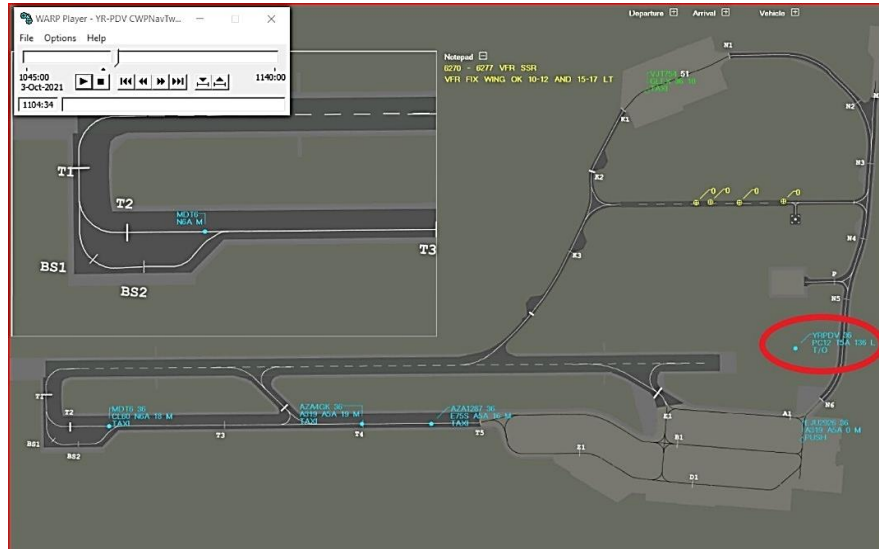


Figura 29: screenshot del display grafico in uso presso la TWR di Linate. Evidenziato il punto in cui aeromobile dopo il decollo è stato istruito al cambio frequenza con Milano ACC.

1.9.3.3 Comunicazioni intercorse sulla frequenza di Milano ACC (radar)

Alle 11:04'45" (punto 1 della foto) il pilota stabiliva il contatto iniziale con Milano ACC.

YR-PDV «*Radar Control Y-R-P-D-V take off in Milano buongiorno.*».

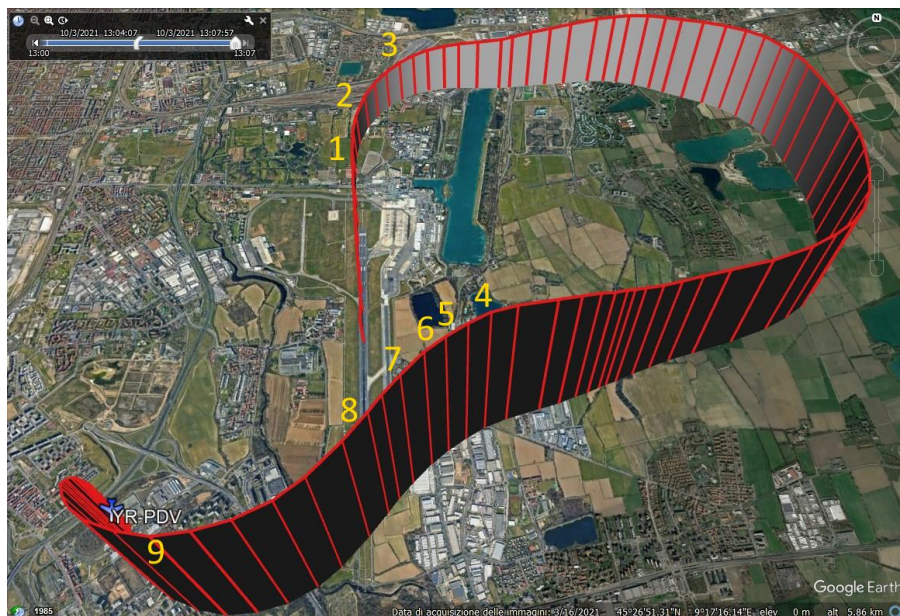


Figura 30: punti riferiti alle chiamate radio intercorse con Milano ACC. Trasposizione grafica della traccia adsbexchange su mappa Google Earth.

Alle 11:04'52" il controllore ATC rispondeva autorizzando la salita a FL80 confermando al contempo il contatto radar (punto 2).

Milano ACC: «*Y-R-P-D-V buongiorno to you, radar contact, climb flight level 8-0*».

Alle 11:04'59" (punto 3 della foto) il pilota ripeteva l'istruzione ricevuta.

YR-PDV: «*Flight level 8-0 Y-D-V*».

Alle 11.07'13" il controllore ATC chiamava il volo YR-PDV (punto 4 della foto).

Milano ACC: «*Y-D-V Milano?*».

Alle 11.07'16" il volo YR-PDV rispondeva (punto 5 della foto).

YR-PDV: «*Y-D-V Milano* ».

Alle 11.07'18" (punto 6 della foto) il controllore ATC chiedeva conferma se il volo stesse seguendo la SID assegnata.

Milano ACC: «*Y-D-V confirm on S-I-D?*».

Alle 11.07'22" (punto 7 della foto) il pilota rispondeva scusandosi per avere deviato e chiedeva vettori: «*Now we deviate a little bit, sorry. Can I get some vectors?*».

Alle 11.07'26" (punto 8 della foto) il controllore ATC, con una comunicazione durata circa 10" avvisava il pilota a proposito di un traffico in atterraggio in rotta opposta, riprendendolo sul fatto di avere deviato per causa meteo, senza prima avvisare. Istruiva poi il pilota a virare immediatamente a sinistra per una prua 120°.

Milano ACC: «*Okay Sir, you have an opposite traffic landing and another traffic living Saronno to Linate, advise next time if you deviate due weather. Turn left immediately heading 1-2-0*».

Il pilota a questa comunicazione non rispondeva.

Alle 11.07'42" (punto 9 della foto) ovvero 6 secondi dopo la fine della comunicazione di Milano ACC che era durata circa 10 secondi, si registrava una trasmissione radio molto breve da parte di YR-PDV con un tono più acuto rispetto alle comunicazioni precedenti e subito interrotta.

YR-PDV: «*Mi..*».

Seguivano poi immediatamente, ripetuti e vani tentativi di stabilire il contatto da parte di Milano ACC con il volo YR-PDV.

1.9.4 Tracciati radar e registrazioni dati ADS-B

1.9.4.1 Surface Movement Radar

La registrazione del SMR dei dati ADS-B trasmessi da YR-PDV ha permesso di ricostruire dettagliatamente la esecuzione dei movimenti al suolo, da quando l'aeromobile ha iniziato a

muovere dal parcheggio dell'aviazione generale fino al decollo avvenuto per RWY 36 con una visualizzazione grafica sulla planimetria aeroportuale integrata con le chiamate radio effettuate al suolo. In fase di rullaggio si è registrato il valore massimo di velocità di 26 nodi nel tratto del rettilineo della TWY “Tango”.

Con la comparazione dei dati SMR, inoltre, si è registrato che da quando il pilota ha ricevuto la *clearance* comprensiva di SID a quando ha iniziato a muovere per il rullaggio, tutte le procedure, comprensive della messa in moto e dei vari controlli, hanno avuto luogo in circa 4 minuti. Il decollo è avvenuto alle 11.04'05" circa.

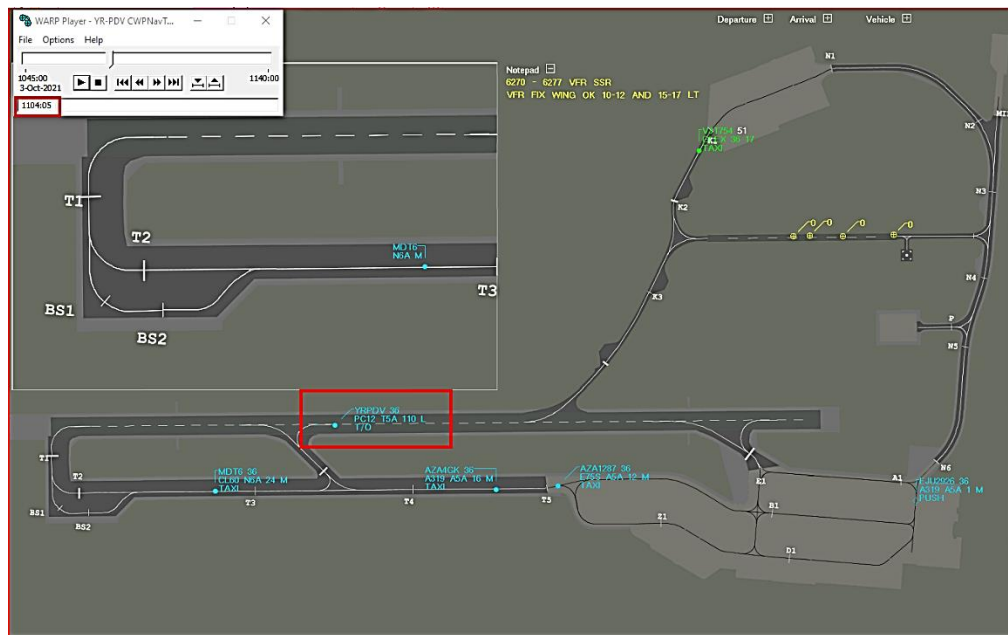


Figura 31: fermo immagine dell'SMR alle 11.04'05" orario del decollo.

1.9.4.2 Dati del sistema radar di sorveglianza Milano ACC

Il sistema Multi Sensor Fusion (MSF) dell'ACC di Milano integra i dati di sorveglianza di 13 sistemi radar.

I sistemi radar integrati sono tutti costituiti da un radar primario (PSR), coubicato con un radar secondario (SSR) con modalità di interrogazione Modo A/C e Modo S EHS (Enhanced Surveillance); fa eccezione il solo radar di Verona il cui sistema SSR interroga nella sola modalità Modo A. Tra i sistemi radar integrati in MSF di ACC Milano si distinguono:

- i radar di avvicinamento, caratterizzati da un periodo di rotazione del gruppo antenna di circa 3,8 secondi;
- i radar di rotta, caratterizzati da un periodo di rotazione del gruppo antenna di 8 secondi.

Pertanto, i dati radar provenienti dai sistemi di avvicinamento hanno una frequenza di aggiornamento più che doppia rispetto ai sistemi di rotta.

La modalità di interrogazione Modo S EHS (Enhanced Surveillance) è abilitata su tutti i sistemi radar Modo S di ENAV e consente la ricezione, l'elaborazione e l'eventuale presentazione sulla postazione del controllore (air traffic controller's working position – CWP) dei DAPs (downlinked aircraft parameters), ovvero i dati di bordo che sono trasmessi dall'aeromobile in risposta all'interrogazione del radar.

La replica Modo S inviata dal transponder di bordo è costituita da una serie di 'registri' nei quali sono contenute le differenti informazioni inviate; tra questi registri quelli di maggior interesse per il presente studio sono:

BDS (Comm-B Data Selector) 4.0 che contiene:

- Selected Altitude.
- Barometric Pressure Settings.

BDS 6.0 che contiene:

- Magnetic Heading.
- Indicated Airspeed.
- Mach number.
- Barometric Altitude Rate.
- Inertial Vertical Rate.

Il registro BDS, che contiene Roll Angle, True Track Angle, Ground Speed, Track Angle Rate e True Air Speed, non viene 'richiesto' ai sistemi transponder di bordo dai sistemi radar di ENAV poiché tali DAP non sono impiegati ai fini operativi. Tali parametri di volo non sono pertanto disponibili all'interno del set di dati sorveglianza registrati.

Per l'analisi in questione sono quindi stati selezionati in maniera prioritaria i sistemi radar di avvicinamento tra quelli che, per posizione, garantiscono la miglior copertura sulla traiettoria del volo YR-PDV, ovvero:

- il sistema radar Lambro, di tipo ATCR33S SIR-S, ubicato entro l'air side dell'aeroporto di Linate;
- il sistema radar Bergamo, di tipo ATCR33S SIR-S, ubicato entro l'air side dell'aeroporto di Bergamo il quale, come da studi condotti da ENAV, garantisce

copertura fino a terra su tutto il traffico in avvicinamento e partenza per/da l'aeroporto di Linate.

- il radar Peschiera, di tipo ATCR44S SIR-S, il quale, seppur sistema di rotta, per sua ubicazione all'interno dell'air side dell'aeroporto di Linate, risulta essere uno dei sistemi più vicini al luogo dell'incidente.

Sono state estrapolate e rappresentate le traiettorie del volo YR-PDV come rilevate dai tre radar Lambro, Bergamo e Peschiera.

Lo studio dei dati radar e mode S è stato condotto, grazie al contributo di ENAV utilizzando:

- il tool SASS-C V8 per l'analisi delle traiettorie di volo³;
- la libreria software open-source pyModeS per la decodifica dei registri Modo S;
- il tool OpenATS COMPASS per la rappresentazione in 3D della traiettoria di volo.

La prima traccia⁴ elaborata dal radar di Peschiera è riferita al tempo 11.04'39", ovvero circa 20 secondi dopo la prima traccia elaborata dai radar Lambro e Bergamo mentre l'ultima è alle 11.07'16" quindi circa 37 secondi prima dell'ultima traccia elaborata dai predetti radar. La traccia complessiva registrata da Peschiera è comunque sovrapponibile, con i dovuti limiti di precisione dei sistemi di sorveglianza, ai dati dei radar di Lambro e Bergamo che fornendo un maggior numero di dati sono stati considerati in maniera prioritaria.

³ Sass-C V8 (Surveillance Analysis Support System for ATC Centres), realizzato da EUROCONTROL, è lo strumento software impiegato in ambito europeo per la verifica delle prestazioni dei sistemi radar.

⁴ Con il termine plot si intende una replica ad una interrogazione del radar primario o secondario la quale non sia stata ancora eletta a traccia. Con il termine traccia si indica un plot che a seguito dell'avvenuto processo di inizializzazione sia stato elaborato dal tracciatore del radar. Perché il sistema di tracking del radar completi il processo di inizializzazione sono necessari due o tre plot consecutivi (tale valore è configurabile per PSR e SSR) riferiti allo stesso aeromobile. Ciò determina che la prima traccia presentata non è la prima battuta radar (avvenuta due o tre cicli di antenna prima) ma la prima traccia elaborata dal sistema di tracking. Quando il processo di inizializzazione della traccia è positivamente concluso, il sistema di tracking associa alla traccia un valore a quattro cifre denominato Local Track Number che identifica in maniera univoca tutte le tracce associate ad un medesimo aeromobile.

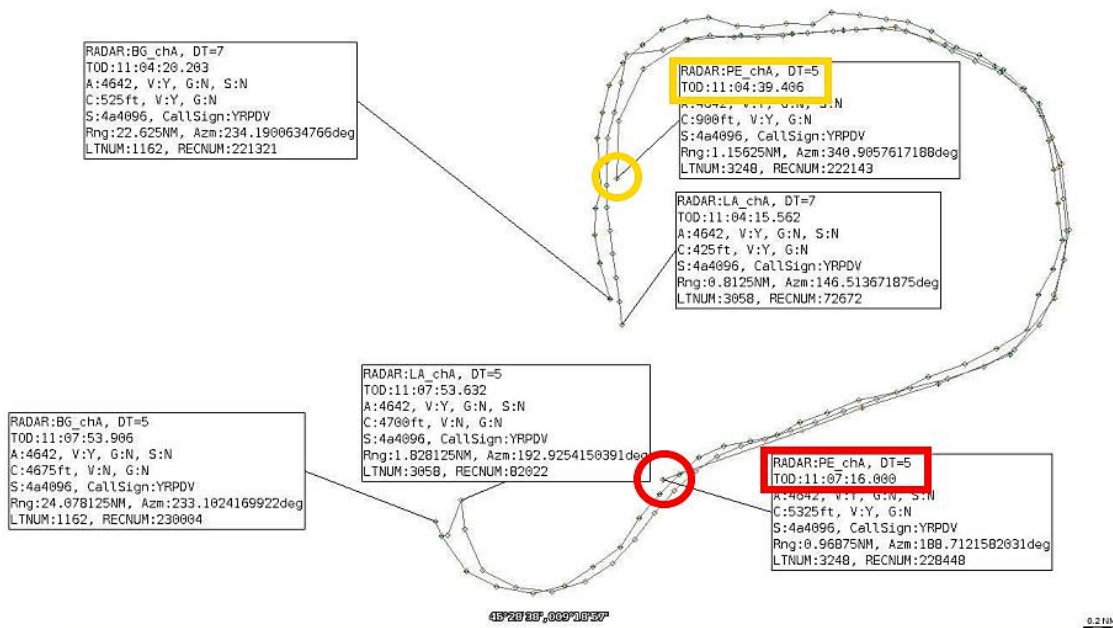


Figura 32: tracciati radar del volo dell'incidente relative alle testate Lambro, Bergamo, Peschiera Borromeo. In giallo la prima traccia elaborata da Peschiera, in rosso l'ultima (elaborazione ENAV).

Nella figura sottostante è rappresentato il tracciato radar del sistema Lambro, composto da 58 tracce elaborate con rappresentazione delle label relative alla prima traccia elaborata (11.04'15") e delle ultime nove tracce elaborate (ultima delle 11.07'57"). Sono cerchiare in rosso le tre tracce navigate⁵

⁵ Quando un radar perde la detezione di una traccia, il sistema di tracking continua ad elaborare per tre cicli consecutivi la posizione della traccia persa presentando quella che viene definita traccia navigata. I radar di ENAV sono configurati per presentare tre tracce navigate prima che il sistema di tracking cancelli la Local Track (dropped). Le tracce navigate sono elaborate applicando la formula del moto rettilineo uniforme. Pertanto le ultime tre battute radar (figure 2 e 3) non sono relative alla detezione dell'aeromobile ma alla elaborazione del sistema di tracciamento. N.B.: il sistema di tracking non naviga la quota; pertanto, se il valore di Modo C non viene ricevuto, esso non viene presentato (nei sistemi Multi Sensor viene presentata l'ultimo valore di Modo C valido ricevuto dai singoli sistemi radar integrati).

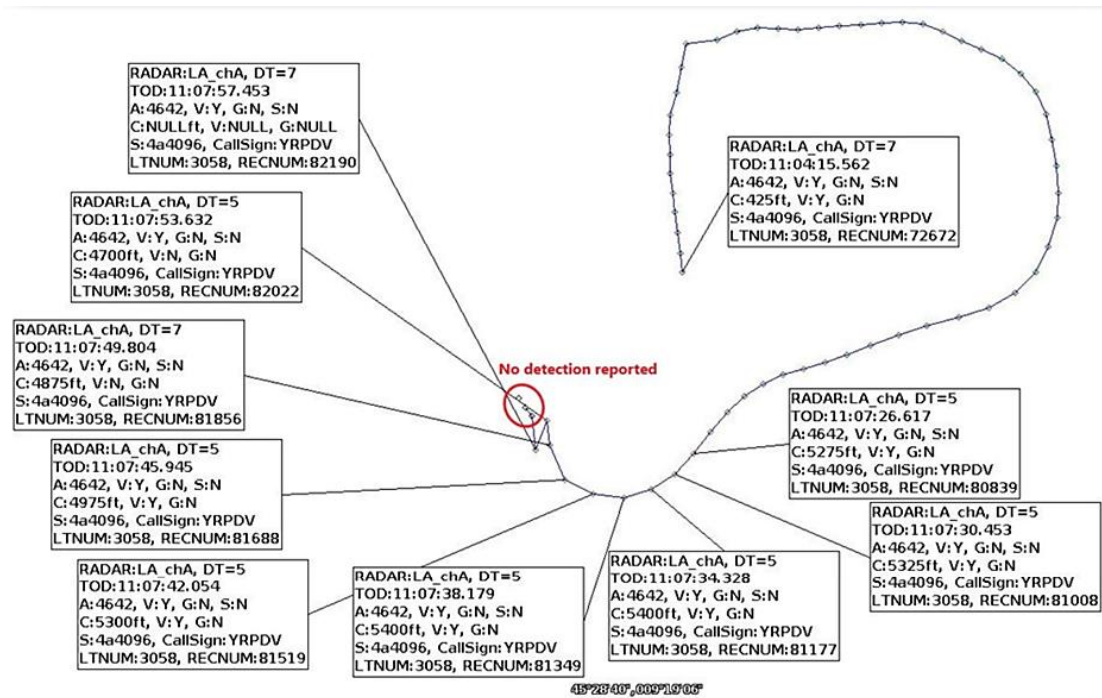


Figura 33: tracciato radar del sistema Lambro (elaborazione ENAV).

In figura sottostante è rappresentato il tracciato radar del sistema Bergamo, composto da 57 tracce elaborate, con rappresentazione delle label relative alla prima traccia elaborata 11.04'20" alle ultime 7 tracce elaborate dal sistema di tracking (ultima delle 11.07'53"). Sono cerchiare in rosso le tre tracce navigate.

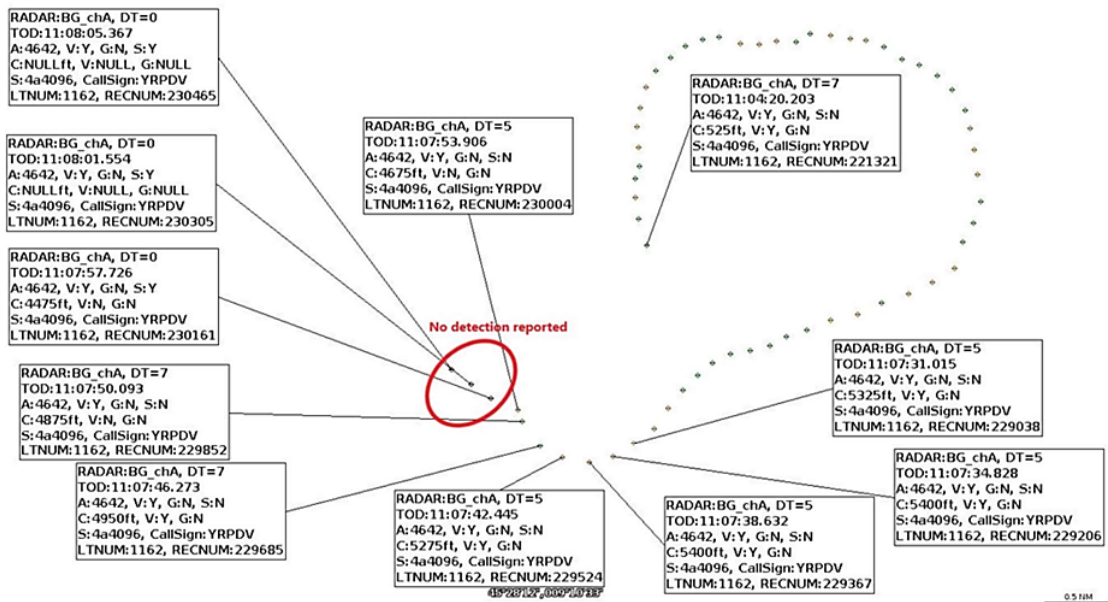


Figura 34: tracciato radar del sistema Bergamo (elaborazione ENAV).

Mediante impiego del tool Open ATS COMPASS le traiettorie di volo, come rilevate dai sistemi Lambro e Bergamo, sono state presentate in 3D e riferite alla rappresentazione geografica basata su mappa ArcGIS.



Figura 35: radar Lambro, ricostruzione 3D della traiettoria di volo (elaborazione ENAV).



Figura 36: radar Bergamo, ricostruzione 3D della traiettoria di volo (elaborazione ENAV).

La decodifica dei dati del mode S ha fornito tra gli altri i seguenti parametri:

- Lambro: al tempo 11.07'49,80" 292 KIAS / 0.46 Mach, 4875 ft Baro ALT, -14688 ft/min baro alt rate.
- Bergamo: al tempo 11.07'50,09" 240 KIAS / 0.39 Mach, 4875 Baro ALT, -15392 ft/min baro alt rate.

Di particolare interesse è la rappresentazione dello schermo radar ATC della traiettoria volata dal PC-12 YR-PDV nella prima parte della SID sovrapposta sullo schermo che permette di apprezzare gli scostamenti dal percorso previsto.

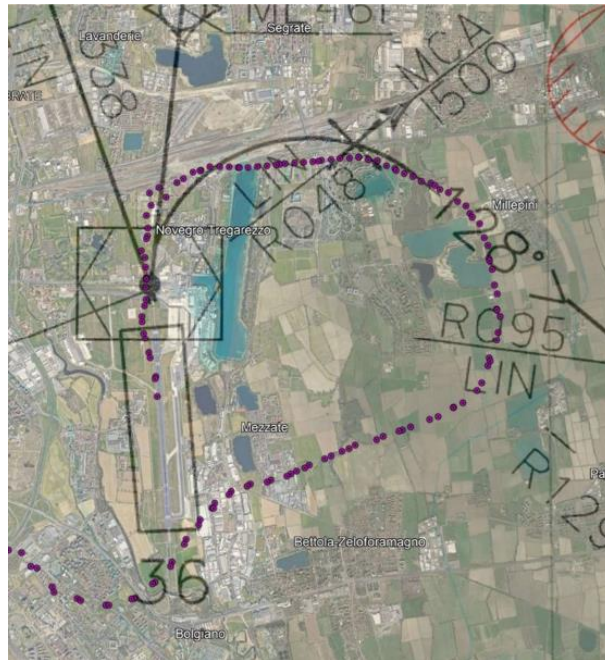


Figura 37: tracciato radar sovrainpresso al percorso della SID autorizzata (elaborazione ENAV).

1.9.4.3 Sistema satellitare ADS-B

Si è provveduto richiedere (per il tramite di NTSB ed FAA) al provider statunitense di dati ADS-B *Aireon Data* (sistema satellitare finalizzato alla sorveglianza del traffico aereo dallo spazio) la disponibilità di eventuali informazioni aggiuntive costituite da dati ADS-B registrati da satelliti. Rispetto ai ricevitori di terra, la quantità di dati registrata dal sistema satellitare è decisamente inferiore ed essenzialmente limitata a posizioni con maggiore densità di dati ovvero quando l'aeromobile si trovava a terra. Questi dati non hanno quindi apportato informazioni di valore investigativo aggiuntive.

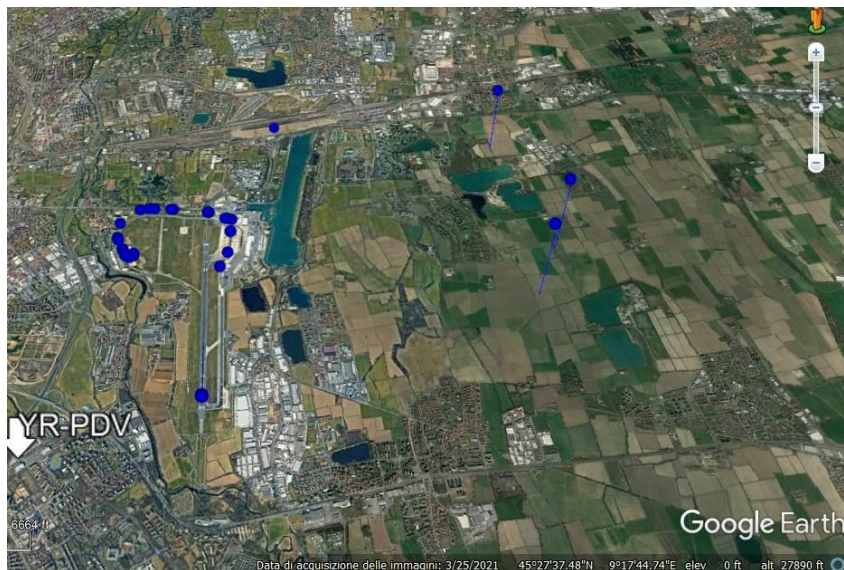


Figura 38: plottaggi delle posizioni riferite ai dati ADS-B registrate dal sistema satellitare Aireon Data su mappa Google Earth.

1.9.4.4 adsbexchange

adsbexchange (<https://www.adsbexchange.com/>) è un sito internet pubblicamente accessibile no-profit che grazie ad un numero di ricevitori e ripetitori installati da volontari appassionati, registra i dati trasmessi sulla frequenza 1090 MHz dagli aeromobili dotati del transponder ADS-B out e codificati nei vari BDS che vengono inviati al server del sito stesso.

Per il volo in questione i dati ricavati da tale sito sono apparsi i più completi tra tutti quelli accessibili e che è stato possibile rinvenire in rete.

I dati trasmessi dall'ADS-B dell'aeromobile riferiti al volo dell'incidente registrati dal sito adsbexchange.com constano di un totale di 109 dati di posizione.

Di questi, 17 sono riferite a posizioni a terra, comprese nella seguente finestra temporale:

11.00'07,339" e 11.02'54,439" (la prima e l'ultima posizione sono ripetute due volte) durante la quale l'aeromobile si trovava in rullaggio sulla TWY "T".

Le posizioni riferite al volo dell'aeromobile sono in totale 92 e sono comprese nella seguente finestra temporale: 11.04'10,039" e 11.07'56,539 (ultima posizione ripetuta due volte).

I dati, riferiti alle posizioni GPS trasmesse dall'aeromobile, sono stati valutati confrontandoli con i dati riferiti al volo dell'incidente forniti da ENAV (mode A e C, mode S) considerando la coerenza e l'entità delle eventuali differenze con questi ultimi, differenze presenti peraltro anche tra i dati forniti dalle singole testate radar. I tracciati sono pressoché sovrapponibili e le differenze non rilevanti nei limiti dello scopo della presente trattazione. In considerazione della precisione del dato GPS trasmesso dall'apparato di bordo e della frequenza della trasmissione dei vari parametri, automatica e non soggetta all'interrogazione del radar ATC, si ritiene che la valenza di tale risorsa sia particolarmente utile nell'ambito dell'inchiesta di sicurezza, tenuto conto anche della indisponibilità dei dati LDR.

Inoltre, per una ulteriore valutazione della congruenza e interpretazione dei dati sono stati analizzati i dati ADS-B trasmessi da altri PC-12 in decollo da Linate in differenti voli registrati.

Per una comprensione più puntuale dei dati presentati, si è fatto riferimento alla pagina *ADS-B Data Field Explanations* presente sul sito adsbexchange.com che in particolare per il campo riferito al parametro nav.modes l'elenco riporta:

“nav_modes: set of engaged automation modes: ‘autopilot’, ‘vnav’, ‘althold’, ‘approach’, ‘lnav’, ‘tcas’”.

Quindi, rispetto ai dati registrati da ENAV, sul sito è stato possibile reperire informazioni circa lo stato dell'autopilota, dei modi di navigazione e della *selected heading*.

Altro limite riscontrato è costituito dal valore massimo di velocità indicata KIAS, verosimilmente impostato ad un default di 181 kts, non realistico in quanto l'aeromobile ha superato abbondantemente tale velocità durante la discesa verticale, come testimoniato dalla velocità variometrica.

La velocità *ground speed* viene aggiornata ad ogni battuta. La velocità indicata viene aggiornata con meno frequenza. Così come è evidente un ritardo, una sostanziale isteresi della prua magnetica rispetto alla *ground track*. Tale comportamento risulta congruente anche con altri voli di aeromobili analoghi decollati da Linate con i quali è stato effettuato un confronto.

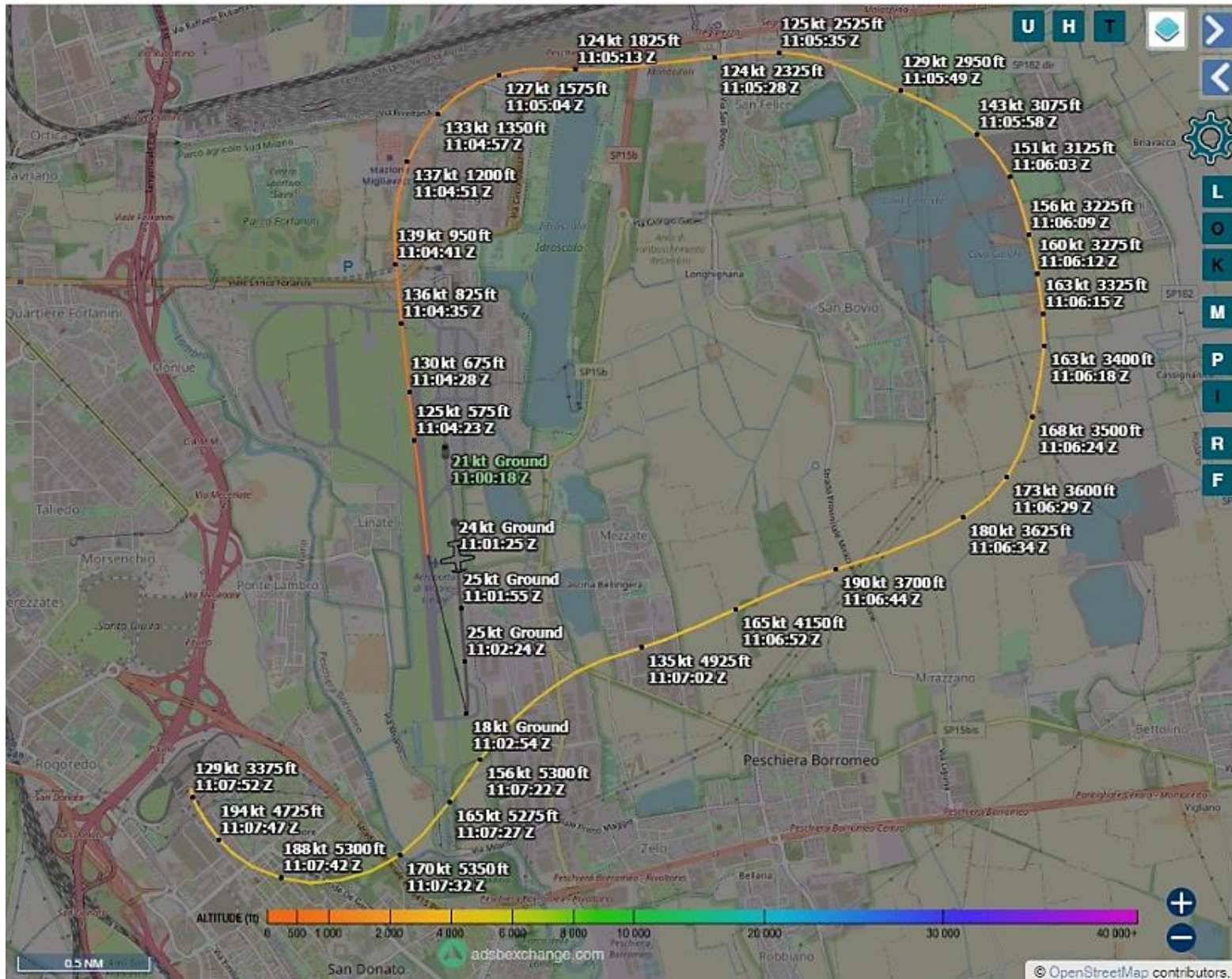


Figura 39: la traccia registrata sul sito adsbexchange.

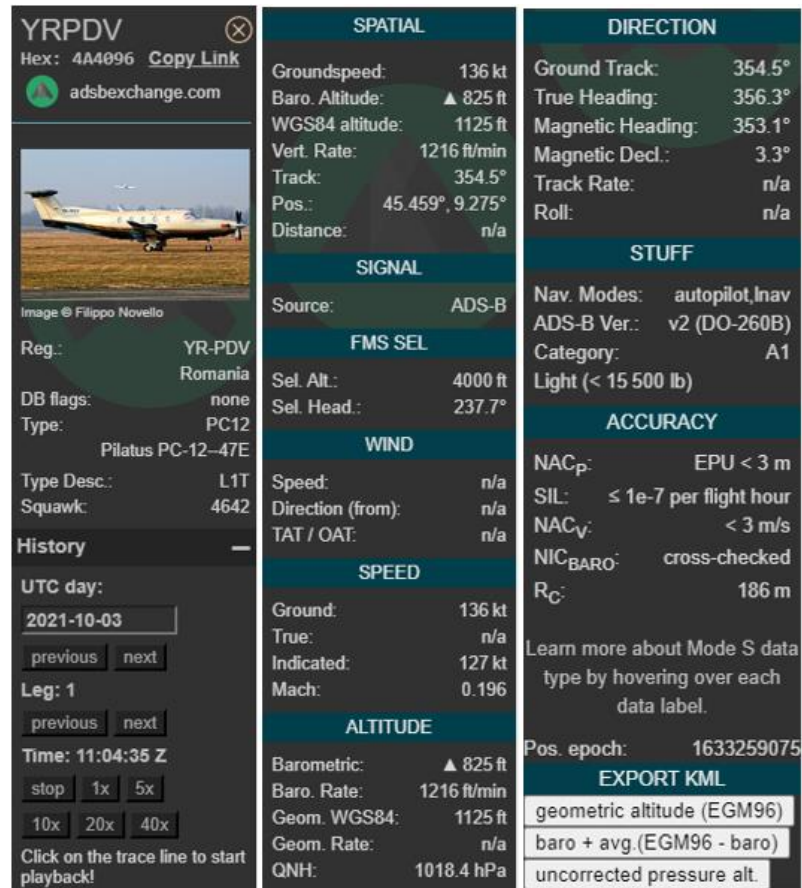


Figura 40: parametri riferiti al YR-PDV registrata sul sito adsbexchange.

I parametri registrati, che sono stati analizzati, sono i seguenti:

- Tempo.
- Coordinate.
- Altitudine barometrica.
- Velocità verticale.
- Velocità al suolo.
- Velocità indicata (che però ha un valore massimo registrato di 181 kt).
- Track.
- Heading.
- Selezione automatismi e modi di navigazione inseriti (autopilot, Inav).

Il valore del *roll* (angolo di bank), che il sito riporta tra i potenziali parametri visualizzabili, non risulta implementato dal ricevitore locale che processa i dati ADS-B ricevuti ed alimenta il sito stesso. Lo stesso dicasi per i valori del vento e di TAT/OAT registrati dai sistemi di bordo.

Sono stati inoltre considerati i valori BARO ALT trasmessi dal transponder e quindi riferiti al 1013,2 hPa (QNE) tenendo a mente che applicando il valore locale di QNH locale di 1018 hPa restituiscono un valore di altitudine effettiva superiore di circa 135 ft.

Inoltre, volendo ottenere il valore di altezza effettiva dal terreno dal valore di altitudine AMSL, occorre sottrarre 350 ft circa della elevazione del terreno nell'area circostante l'aeroporto di Milano Linate.

I tempi sono stati approssimati al secondo.

Tempo	Posizione	Altitudine	Velocità (G/S)	IAS	Velocità verticale	Track	Mag Hdg	Autopilota Modi navigazione	Selezioni alt hdg	Condizione	Note
11.04'10"	45,445°N 9,277°E	325 ft	113 kt	n.n.	+1088 ft/min	356°	n.n.	Non selezionati	n.n.	circa metà della RWY36	Primo dato in volo registrato
11.04'15"	45,448°N 9,277°E	425 ft	118 kt	n.n.	+1088 ft/min	354°	n.n.	Autopilot+LNAV	4000 ft 238°	intersezione della bretella "K" con la RWY36	Selezione autopilota e modo navigazione laterale.
11.04'41"	45,463°N 9,274°E	950 ft	139 kt	127 kt	+1344 ft/min	355°	353°	Autopilot+LNAV	4000 ft 238°	appena sorvolato LIN VOR	n.n.
11.04'44"	45,465°N 9,274°E	1025 ft	139 kt	127 kt	+1408 ft/min	000°	353°	Autopilot+LNAV	4000 ft 238°	periferia ovest di Novegro	inizia la virata a destra
11.05'07"	45,475°N 9,286°E	1650 ft	125 kt	133 kt	+1728 ft/min	081°	(353°)	Autopilot+LNAV	4000 ft 238°	spigolo N.O. dell'Idroscalo	Inizio roll out da virata
11.05'10"	45,475° N 9,291° E	1725 ft	124 kt	133 kt	+1792 ft/min	093°	088°	Autopilot+LNAV	8000 ft 238°	sponda N Idroscalo	Cambio selected altitude

11.05'35"	45,476°N 9,309°E	2575 ft	125 kt	126 kt	+1728 ft/min	091°	086°	Autopilot+LNAV	8000 ft 238°	n.n.	Nuovo inizio virata a destra
11.05'53"	45,473°N 9,322°E	3000 ft	133 kt	128 kt	+832 ft/min	114°	114°	Autopilot+LNAV	8000 ft 238°	n.n.	Virata a destra
11.05'58"	45,471°N 9,327°E	3075 ft	143 kt	142 kt	+512 ft/min	130°	129°	Non selezionati	8000 ft 238°	n.n.	Scomparsa indicazione selezione automatismi
11.06'06"	45,467°N 9,331°E	3175 ft	152 kt	142 kt	+1280 ft/min	160°	(129 °)	Non selezionati	8000 ft 238°	Deviazione da SID	Blanda virata a destra. Aumento velocità GS e IAS
11.06'12"	45,462°N 9,332°E	3275 ft	160 kt	152 kt	+768 ft/min	169°	168°	Non selezionati	8000 ft 238°	Deviazione da SID	Variazioni di velocità verticale
11.06'15"	45,456°N 9,333°E	3325 ft	163 kt	152 kt	+1664 ft/min	174°	165°	Non selezionati	8000 ft 238°	Deviazione da SID	
11.06'34"	45,447°N 9,326°E	3625 ft	180 kt	165 kt	-384 ft/min	235°	(219 °)	Non selezionati	8000 ft 238°	Deviazione da SID	In discesa, proseguend o virata a destra.

11.06'36"	45,446°N 9,323° E	3600 ft	187 kt	165 kt	-512 ft/min	244°	(219 °)	Non selezionati	8000 ft 238°	Deviazione da SID, circa 0,5 NM N.E. Peschiera Borromeo	In discesa, roll out su track 244° circa.
11.06'44"	45,444°N 9,314°E	3700 ft	190 kt	178 kt	+1920 ft/min	252°	254°	LNAV	8000 ft 238°		Temporanea indicazione di inserimento del modo di navigazione laterale. Aumento della velocità verticale (salita)
11.06'52"	45,441°N 9,305°E	4250 ft	160 kt	163 kt	+5248 ft/min	246°	246°	Non selezionati	8000 ft 238°		Scomparsa indicazione selezione modo navigazione laterale
11.06'56"	45,440°N 9,302°E	4475 ft	146 kt	163 kt	+5824 ft/min	247°	246°	Non selezionati	8000 ft 228°	Est Mezzate	Massima indicazione velocità verticale positiva.

											Variazione indicazione selected heading. Il secondo successivo diventa 213.8°
11.07'07"	45,438°N 9,293°E	5125 ft	131 kt	142 kt	+2496 ft/min	250°	247°	Non selezionati	8000 ft 214°		Inizio lieve deviazione di track a sinistra.
11.07'22"	45,432°N 9,282°E	5300 ft	156 kt	141 kt	-512 ft/min	217°	223°	Non selezionati	8000 ft 214°		
11.07'27"	45,429°N 9,279°E	5275 ft	165 kt	141 kt	0 ft/min	216°	223°	Non selezionati	8000 ft 214°	prossimità della THR RWY36 Linate.	Minimo valore di track registrato nella fase.
11.07'30"	45,427°N 9,277°E	5300 ft	170 kt	160 kt	+896 ft/min	222°	223°	Non selezionati	8000 ft 219°		Aumento della track (a destra). Variazione selected heading.

11.07'35"	45,425°N 9,272°E	5400 ft	172 kt	160 kt	+ 448 ft/min	244°	(223 °)	Non selezionati	8000 ft 219°	Periferia N San Donato	Altitudine massima. Virata a destra, diminuzione velocità verticale.
11.07'40"	45,424°N 9,267°E	5350 ft	182 kt	169 kt	-1600 ft/min	269°	265°	Non selezionati	8000 ft 219°		Discesa, track in aumento verso destra.
11.07'42"	45,424°N 9,264°E	5300 ft	188 kt	169 kt	-2496 ft/min	281°	(265 °)	Non selezionati	8000 ft 219°		Discesa, track in aumento verso destra
11.07'44"	45,425°N 9,261°E	5125 ft	194 kt	169 kt	-5376 ft/min	294°	(265 °)	Non selezionati	8000 ft 219°		Discesa, track in aumento verso destra
11.07'46"	45,426°N 9,260°E	4950 ft	198 kt	169 kt	-7680 ft/min	306°	(265 °)	Non selezionati	8000 ft 219°		Discesa, track in aumento verso destra
11.07'48"	45,427°N 9,258°E	4500 ft	183 kt	181 kt	- 16000 ft/min	323°	286°	Non selezionati	8000 ft 219°		Discesa, track in

											aumento verso destra
11.07'50"	45,429°N 9,256°E	3925 ft	154 kt	181 kt	- 21952 ft/min	329°	285°	Non selezionati	8000 ft 219°	Verticale Stazione San Donato	Discesa, track in aumento verso destra
11.07'52"	45,429°N 9,256°E	3375 ft	129 kt	181 kt	- 25408 ft/min	333°	285°	Non selezionati	8000 ft 219°	Verticale Stazione San Donato	
11.07'54"	45,430°N 9,256°E	2375 ft	024 kt	181 kt	- 31040 ft/min	017°	285°	Non selezionati	8000 ft 219°	Verticale punto di impatto	
11.07'55,9 "	45,430°N 9,256°E	1450 ft	033 kt	181 kt	- 32512 ft/min	166°	285°	Non selezionati	8000 ft 219°	Verticale punto di impatto	Velocità verticale pari a circa 321 kt
11.07'56,5 "	45,430°N 9,256°E	1100 ft	033 kt	181 kt	- 32448 ft/min	166°	285°	Non selezionati	8000 ft 219°	Verticale punto di impatto	Ultimo dato registrato.

Integrazione dati radar ATC, ADS-B e comunicazioni TBT riferiti al volo dell'incidente

La seguente immagine rappresenta una visione di insieme con i punti notevoli evinti dai dati radar e ADS-B nonché dalle registrazioni delle comunicazioni radio relative al volo dell'incidente.

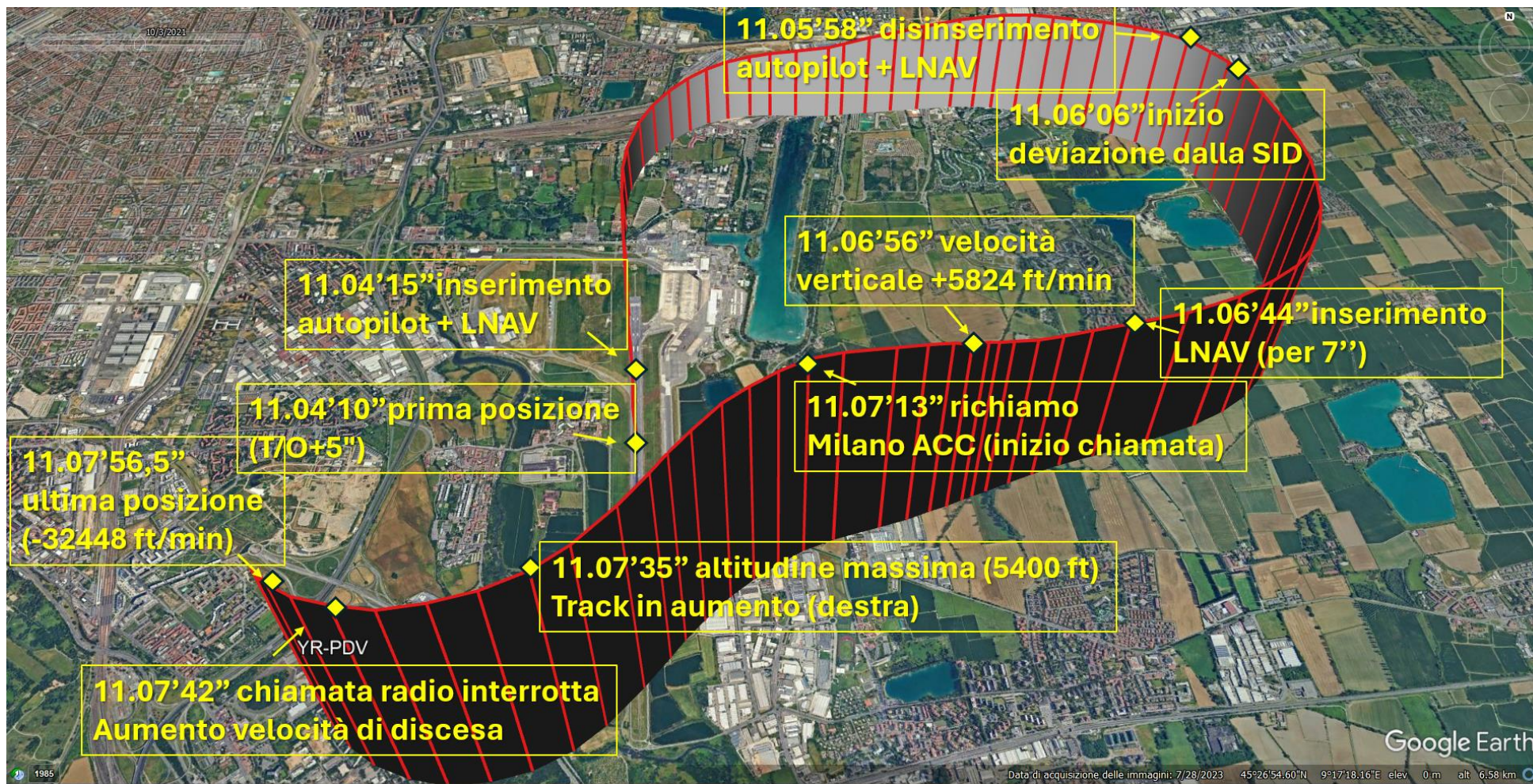


Figura 41: trasposizione grafica della traccia adsbexchange su mappa Google Earth.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Milano Linate (ICAO LIML) ha un ARP in punto di coordinate $45^{\circ}26'58''$ N $009^{\circ}16'42''$ E, è situato a 7,78 km E-SE da Milano, ad una elevazione di 353 ft.

La pista principale è la RWY 36/18 in asfalto con dimensione 2442 x 60 m. La pista preferenziale per i decolli e gli atterraggi è la RWY36.

I parcheggi per gli aeromobili dell'aviazione generale sono ubicati sull'apron Ovest.

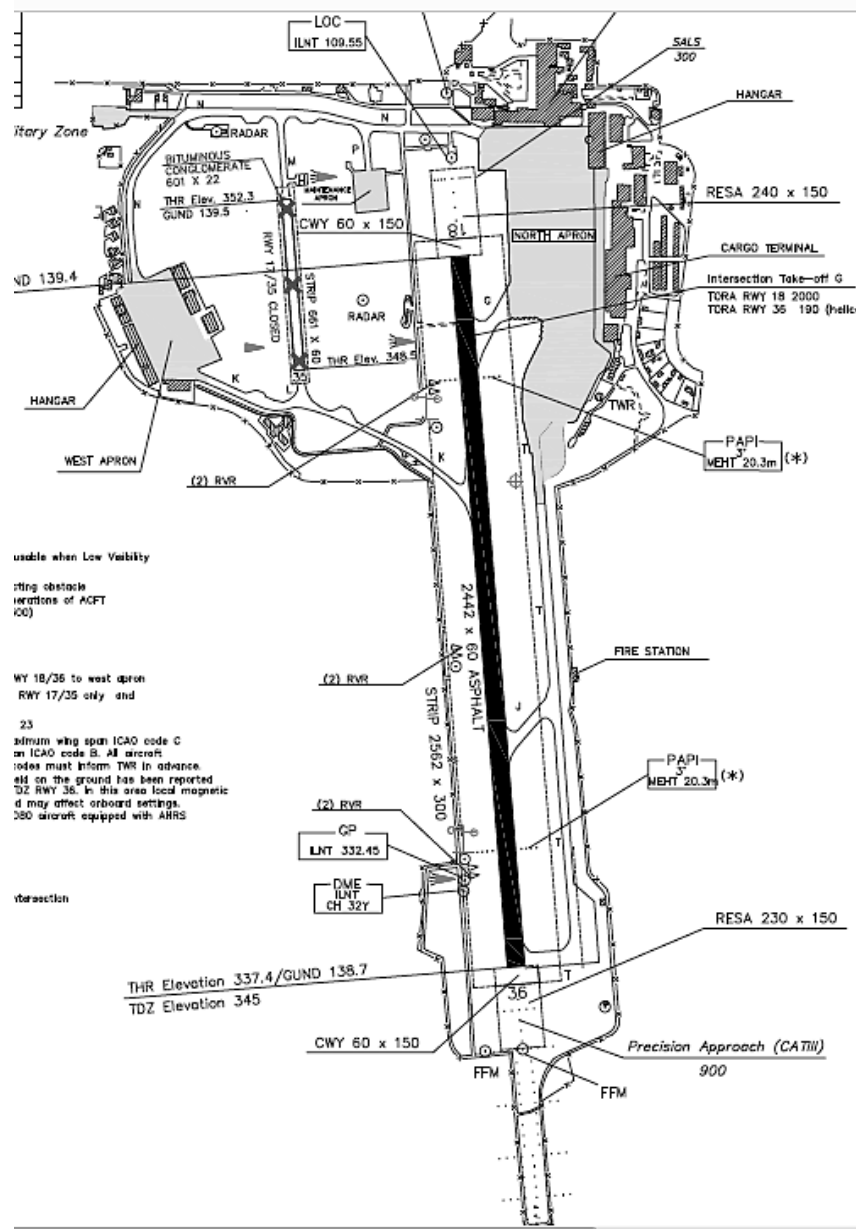


Figura 42: planimetria dell'aeroporto di Milano Linate (AIP ENAV).

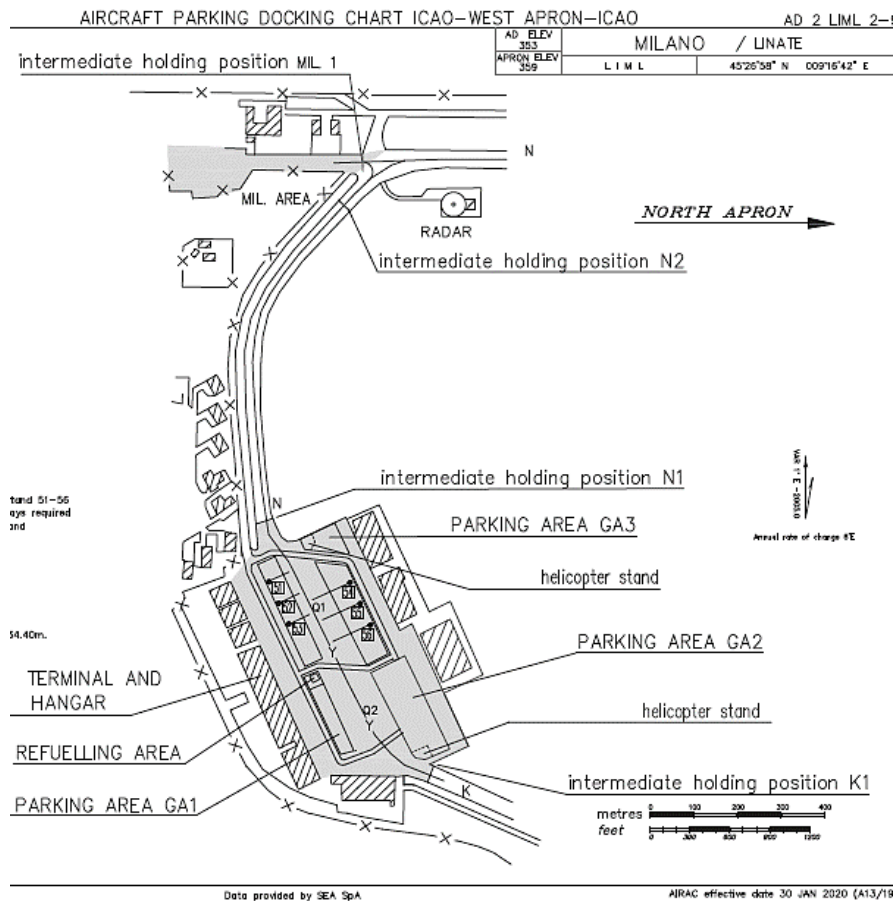


Figura 43: particolare dei parcheggi dell'aviazione generale a Milano Linate (AIP ENAV).

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

In questo paragrafo sono riportate le informazioni di maggiore interesse relative agli apparati di registrazione presenti a bordo.

1.11.1. Generalità

Il PC-12 marche YR-PDV era equipaggiato con Lightweight Data Recorder⁶ (LDR) con p/n 1000-1000-00 e s/n 001026830, certificato ED-155 e, quindi, progettato per offrire un elevato grado di protezione rispetto alle conseguenze di un incidente ed in grado di svolgere la funzione di ADRS (Aircraft Data Recording System, sistema di registrazione parametri

⁶ Easy Access Reg. 965/2012 GM 27: "A flight recorder may be crash-protected or lightweight and may be deployable or not. Crash-protected flight recorders are capable of withstanding very severe crash conditions such as those encountered during some accidents of large aeroplanes and large helicopters. Crash-protected flight recorders comprise one or more of the following systems: a flight data recorder (FDR), a cockpit voice recorder (CVR), an airborne image recorder (AIR), or a data link recorder (DLR). Lightweight flight recorders are usually designed to meet less demanding requirements than crash-protected flight recorders, which allows them to be lighter. A non-deployable flight recorder is permanently attached to the aircraft. A deployable flight recorder includes a part that is capable of automatically deploying from the aircraft." – Sostanzialmente l'LDR che equipaggiava il YR-PDV era un lightweight recorder con funzioni analoghe ad un FDR e CVR ma di minor peso e specifiche di resistenza alle sollecitazioni di un incidente meno costrittive rispetto a quelle dei registratori di volo crash-protected.

dell'aeromobile) e CARS (Cockpit Audio Recording System, sistema di registrazione dell'audio in cabina).

1.11.2. Stato di rinvenimento

Il registratore è stato rinvenuto nelle immediate vicinanze del punto di impatto. Presentava segni di danneggiamento da impatto. Inoltre, uno dei lati era deformato e privo della copertura (foto 7-8).



Foto 7 e 8: LDR sul luogo di rinvenimento, in prossimità del punto di impatto.

1.11.3. Dati Lightweight Data Recorder (LDR)

Presso i laboratori dell'ANSV, sono stati scaricati con successo tutti i dati contenuti nell'unità. Purtroppo, l'approfondita ed estesa analisi effettuata dall'ANSV dei dati recuperati ha evidenziato la indisponibilità di dati di volo o registrazioni riferibili al volo conclusosi con l'incidente; nessuno dei file presenti nel citato LDR è infatti compatibile con l'evento occorso; quelli presenti sono sostanzialmente riconducibili a periodi durante i quali il velivolo era in manutenzione in Svizzera.

Dalla documentazione manutentiva acquisita dall'ANSV è infatti emerso che il citato LDR fosse inefficiente già prima del volo dell'incidente.

Al riguardo, pare comunque opportuno evidenziare, come si evince dalla documentazione del costruttore del velivolo, che, per il tipo di velivolo in questione e di categoria analoga (per MTOM, MOPSC, tipo di propulsione e tipo di operazioni) la presenza a bordo di un LDR in condizioni di efficienza non risulta obbligatoria. Ciò avviene in aderenza sia della normativa EASA Reg. 965/2012 che dell'ICAO Annesso 6 Part II, International General Aviation – Aeroplanes. Tuttavia è bene evidenziare che, con riferimento ai registratori di volo e ai sistemi di registrazione dei dati dell'aeromobile, nell'ICAO Annesso 6 Part II è presente la seguente raccomandazione (2.4.16.2.1, traduzione dall'inglese): “Tutti i velivoli con motore a turbina

con una configurazione di posti a sedere superiore a cinque e una massa massima certificata al decollo pari o inferiore a 5.700 kg, per i quali il certificato individuale di aeronavigabilità è stato emesso per la prima volta il 1° gennaio 2016 o in data successiva, e che devono essere utilizzati da più di un pilota, devono essere dotati di un CVR o di un CARS”. Analogamente per la registrazione dei dati di volo è presente la seguente raccomandazione (2.4.16.1.2.1): “Tutti i velivoli con motore a turbina con una configurazione di posti a sedere superiore a cinque e una massa massima certificata al decollo pari o inferiore a 5.700 kg, per i quali il certificato individuale di aeronavigabilità è stato emesso per la prima volta il 1° gennaio 2016 o in data successiva, devono essere dotati di:

- a) un FDR di tipo II; oppure
- b) un AIR o AIRS di classe C in grado di registrare i parametri di traiettoria e velocità di volo visualizzati al pilota o ai piloti; oppure
- c) un ADRS in grado di registrare i parametri essenziali definiti nella Tabella A2.3-3 dell’Appendice 2.3.

Nota.- La classificazione AIR o AIRS è definita al punto 4.1 dell’Appendice 2.3.”.

1.12. INFORMAZIONI SUL RELITTO E SUL LUOGO DI IMPATTO

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

1.12.1. Luogo dell’incidente

L’aeromobile è precipitato in punto di coordinate 45°25’43,3” N 9°15’16,8” E ovvero a due chilometri circa a Sud Ovest dalla testata RWY36 di Milano Linate dalla quale l’aeromobile era decollato.

L’impatto ha avuto luogo in corrispondenza di un edificio non occupato in fase di ristrutturazione, parte di un complesso adibito a stazionamento degli autobus, situato in Via Giuseppe Impastato, in area del comune di Milano, di fronte al parcheggio multipiano ATM di San Donato Milanese, sito nei pressi della omonima stazione della metropolitana e della fermata degli autobus.



Foto 9: ripresa aerea effettuata da drone VVF dell'area dell'incidente.

Il lato lungo dell'edificio impattato è orientato su una direttrice $050^{\circ}/230^{\circ}$ circa, mentre il lato corto è orientato su una direttrice $140^{\circ}/320^{\circ}$.

L'edificio, in fase di costruzione, era formato da un piano terra ed un primo piano, era costituito da elementi in muratura in mattoni di cemento ed un rivestimento di lastre di lamiera con presenza di pannelli isolanti e lana di roccia tra mattoni e rivestimento. Il tetto era rivestito di lamiera.

Di fronte al lato lungo dell'edificio prospiciente via Impastato, a delimitare l'area di cantiere dei lavori in corso vi era una serie di parapetti in cemento armato. All'interno dell'edificio vi era presenza di attrezzi e materiale da cantiere.



Foto 10: particolare dell'area di impatto dell'aeromobile contro l'edificio.

1.12.2. Tracce al suolo e distribuzione dei rottami

Il punto di impatto iniziale è stato individuato nel bordo del tetto di copertura del citato edificio; l'aeroplano ha poi impattato il marciapiede antistante, penetrando il suolo con un cratere della profondità di circa due metri, raggiunta dalla parte anteriore del motore. Dal punto di ingresso, individuato sul tetto, il velivolo, precipitando, ha sradicato una notevole porzione del rivestimento in lamiera metallica presente sul tetto e sulla facciata dell'edificio. Il punto in cui ha avuto luogo l'impatto al suolo, immediatamente antistante la parete di facciata dell'edificio, vedeva la presenza di una barriera *jersey* in cemento armato, che è stato frantumato, un marciapiede in asfalto con cordoli in granito, che è stato penetrato. Sotto al marciapiede, parallela alla facciata dell'edificio, passava una linea di cavi elettrici dell'illuminazione pubblica di via Impastato. Al di sotto del punto di impatto, in linea verticale, è presente la galleria della linea della metropolitana, che non ha subito danni. Prima di impattare l'edificio, l'aeromobile non è entrato in contatto diretto con nessun altro manufatto (pali della illuminazione, parcheggio multipiano, vegetazione).



Foto 11: ripresa aerea dell'edificio con i punti di impatto evidenziati (fotogramma da video drone VVF).



Foto 12: immagine dell'area dell'incidente (fotogramma da video drone VVF).

I frammenti dell'aeroplano sono stati proiettati in un settore con origine dal punto di impatto di circa 130° di ampiezza, delimitato dalla direttrice 100° alla direttrice 230°, ad una distanza che per alcuni particolari ha superato i 200 metri.

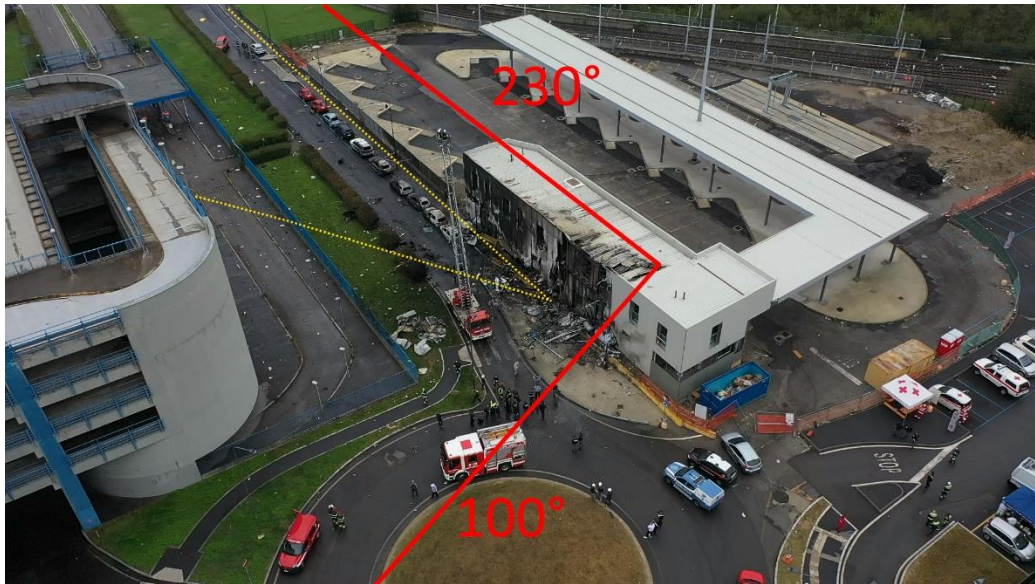


Foto 13: settori di dispersione dei rottami. In rosso il settore complessivo la cui origine è il punto di impatto dell'estremità alare destra. In giallo il settore ove è stato individuato l'asse principale di proiezione, la cui origine è il punto di impatto della prua al suolo (fotogramma da video drone VVF).

Parti di aeroplano inoltre sono state rinvenute in ognuno dei cinque piani del parcheggio multipiano antistante l'edificio ove è avvenuto l'impatto.

Evidenze di cospicua presenza di carburante sversato e incendiato all'impatto sono state rinvenute sulla parete e sul tetto dell'edificio coinvolto e sulla parete del parcheggio multipiano prospiciente.

Il relitto si presentava con un livello di frammentazione elevatissimo. Come detto, l'impatto iniziale è avvenuto in prossimità del bordo del tetto e con una porzione della semiala.



Foto 14: cratere formatosi in corrispondenza del punto di impatto al suolo, fotografato dopo la rimozione del relitto.

Sono stati infatti rinvenuti al primo piano, sotto l'apertura del tetto di copertura (primo punto di impatto), parti di semiala, flap, ed un attuatore flap, il cui s/n ha poi confermato che il tutto era riferibile alla semiala destra.



Foto 15 e 16: frammenti di semiala destra e flap destro rinvenuti al primo piano (foto a sinistra) e parzialmente ricomposti (foto a destra).

La parte più consistente del relitto, costituita da una porzione di fusoliera e del timone di direzione, ancora vincolati dai cavi di acciaio dei comandi di volo, si trovava sulla strada (Via Impastato) a circa 50 metri dal cratere formatosi all'impatto con il suolo.



Foto 17: frammenti di fusoliera collegati per mezzo dei cavi dei comandi di volo.

Il motore è stato rinvenuto interrato pressoché verticalmente. L'estremità anteriore costituita dal regolatore del passo dell'elica era ad una profondità di due metri. I sette mozzi dell'elica sono stati rinvenuti durante lo scavo ed in prossimità del motore.



Foto 18: fase di estrazione del motore dal suolo.



Foto 19: mozzi delle pale dell'elica e parti del regolatore dei giri.



Foto 20 e 21: rinvenimento di parti dello stabilizzatore e dell'attuatore pitch trim in prossimità del punto di impatto.

L'impatto è quindi avvenuto con assetto estremamente accentuato verosimilmente prossimo alla verticale e ad altissima energia.

Sono state effettuate ricognizioni dall'alto per mezzo di droni della Polizia di Stato e dei Vigili del Fuoco finalizzate a ispezionare le zone non raggiungibili fisicamente nella fase di ricerca iniziale di parti di aeromobile. Inoltre, è stato effettuato un volo di ricognizione con elicottero, reso disponibile dai VVF, lungo la rotta volata dall'aeromobile il giorno dell'incidente per una ricerca di eventuali parti separate in volo, senza rinvenire alcuna evidenza.

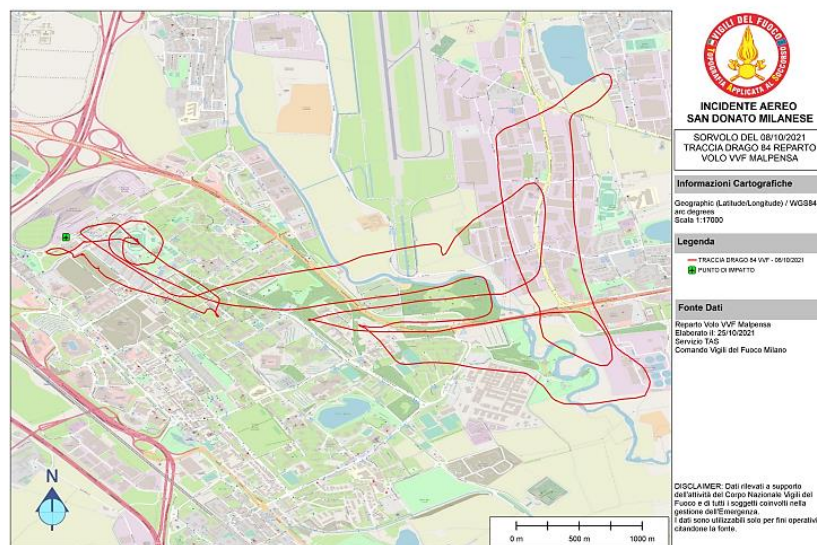


Figura 44: la traccia in rosso rappresenta il sorvolo effettuato con elicottero VVF Drago 84 per ricognizione aerea del percorso effettuato dal velivolo nel volo dell'incidente (fonte VVF).

1.12.3. Esame del relitto

Qualche giorno dopo l'incidente l'autorità giudiziaria, in coordinamento con l'ANSV, ha disposto la rimozione dei rottami dal luogo dell'evento, che venivano raccolti e depositati all'interno del sedime dell'aeroporto di Milano Linate, in custodia giudiziaria presso un magazzino di proprietà del gestore aeroportuale.

Gli investigatori dell'ANSV, unitamente al consulente tecnico dell'A.G., ai rappresentanti dell'autorità investigativa rumena e con il supporto dei consulenti tecnici del costruttore Pilatus, hanno effettuato una minuziosa ispezione dei rottami recuperati.

Il personale del costruttore dell'aeromobile ha messo a disposizione le informazioni progettuali del velivolo, visualizzate mediante un software Computer Aided Design (CAD). Ciò ha consentito il riconoscimento di molti pezzi separati in più frammenti e pertanto privi di p/n identificativi mediante la visualizzazione a schermo dei componenti in 3D, da tutte le angolazioni e con possibilità di ingrandimento.

I frammenti sono stati visionati e, per quanto possibile, selezionati, sulla base dell'impianto o struttura di appartenenza. Sono stati quindi esaminati al fine di individuare eventuali elementi significativi sul loro stato di efficienza o funzionamento al momento dell'incidente.

Nonostante gli sforzi profusi nelle operazioni condotte sui resti recuperati, non è stato possibile identificare un significativo quantitativo di frammenti a causa dell'estremo livello di disintegrazione.

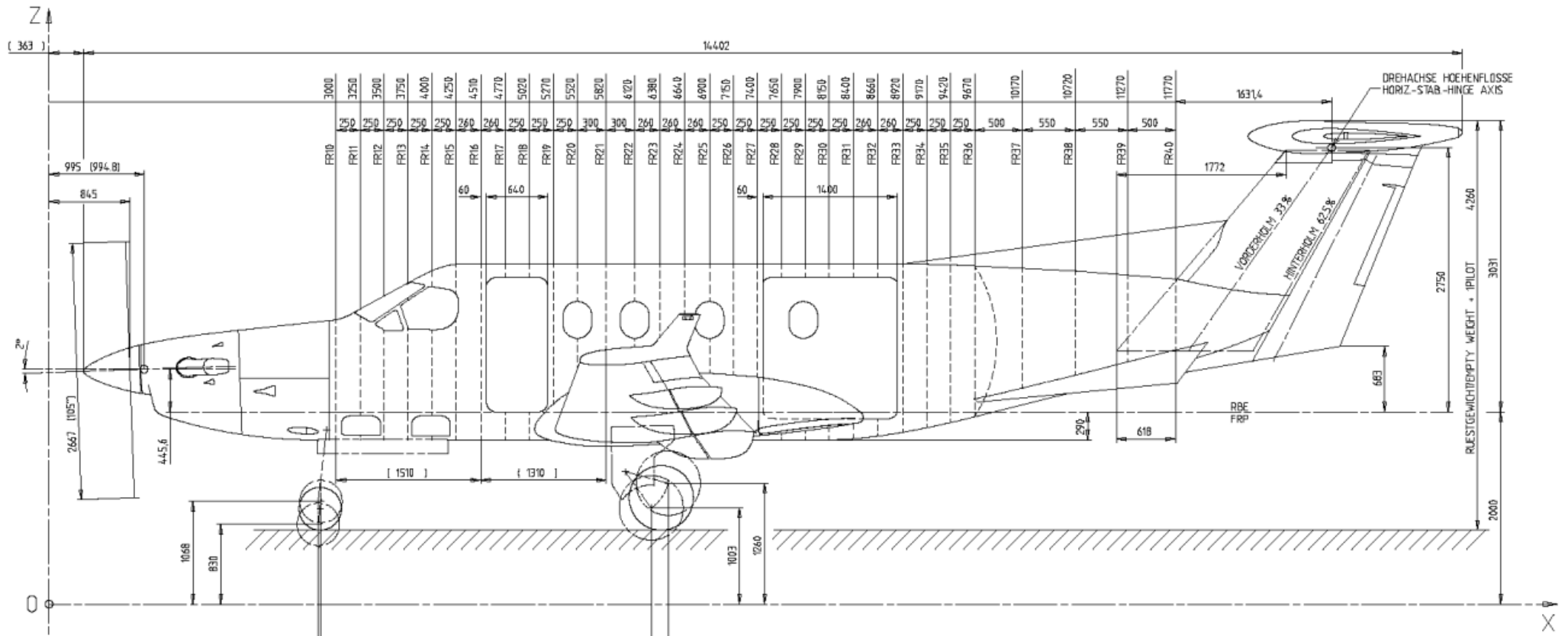


Figura 45: riferimento dei frame del velivolo PC-12 (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual).

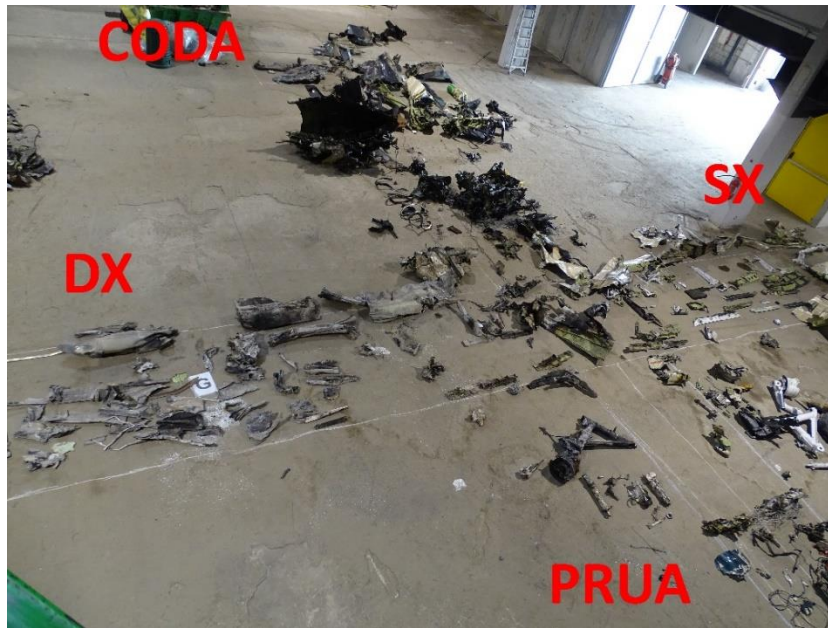


Foto 22: il relitto durante le operazioni di identificazione delle parti.

Procedendo ad una suddivisione per macroaree, sono stati identificati,

Motore:

i resti del motore, comprensivi di parte dei supporti, degli accessori e dei componenti dell'elica sono stati segregati per successiva indagine di cui al paragrafo 1.12.4.

Carrello di atterraggio:

le parti costituenti del carrello principale e del carrello anteriore presentavano elevati danni da impatto ad alta energia ed il carrello principale destro anche da incendio.

Fusoliera:

è stata identificata una serie di frammenti a partire dalla paratia antifiamma ed interfaccia del *frame* 10 (si veda figura 45) fino all'area del *cockpit*; frammenti localizzati in prossimità della porta passeggeri, intelaiature dei finestrini, parti della porta del vano di carico, parti della sezione posteriore della cabina passeggeri (*frame* 32 e 34) e della parte posteriore della fusoliera. L'analisi della modalità di rottura del meccanismo di bloccaggio della porta del vano di carico ha evidenziato che questa era chiusa al momento dell'impatto.



Foto 23: parti della porta del vano di carico e di fusoliera adiacenti.

Semiala sinistra:

è stata identificata una serie di frammenti a partire dalla radice alare ovvero dal punto di collegamento con la fusoliera fino alla *winglet* posta alla estremità alare ad indicare che la semiala sinistra era completa all'impatto. Sulla semiala sinistra erano meno evidenti i segni dell'incendio, presenti solo in frammenti originariamente situati nell'area di giunzione con la fusoliera.



Foto 24: ricostruzione dell'ala sinistra con evidenziati dalle frecce rosse i punti di attacco dei longheroni con la fusoliera.

Il collegamento con la fusoliera avviene tra il longherone principale ed il *frame* 21 e tra il longherone posteriore ed il *frame* 24 per il tramite di un totale di quattro bulloni. Tre erano ancora almeno parzialmente in sede, mentre il quarto (bullone superiore del longherone posteriore) si è verosimilmente fratturato per il sovraccarico strutturale dovuto all'impatto. La quasi totalità del *flap* sinistro è stata individuata così come i due attuatori lineari (LH *inboard*, LH centrale). In entrambi gli attuatori, la vite senza fine era rotta da ambedue i lati.



Foto 25: ricostruzione del flap sinistro.

L'alettone sinistro era gravemente danneggiato in seguito all'impatto ad alta energia. La cerniera *outboard* dell'alettone sinistro presentava sia frammenti di alettone che frammenti della struttura dell'ala, ad indicare come questo fosse collegato alla semiala al momento dell'impatto. I contrappesi dell'alettone sono stati rinvenuti con indicazioni di separazione dall'alettone a causa dell'urto.

L'*aileron trim tab* era collegato alla superficie dell'alettone.

Il contrappeso del *trim tab* non è stato rinvenuto, ma erano evidenti le lacerazioni in corrispondenza del punto in cui questo era fissato causate dalla fuoriuscita dei rivetti in seguito all'impatto.

L'attuatore dell'*aileron trim* non è stato rinvenuto.

L'astina di collegamento era fratturata e non è possibile asserire quale fosse la posizione dell'*aileron trim* al momento dell'impatto.



Foto 26: alettone ala sinistra.

Semiala destra:

la semiala destra appariva ancora più danneggiata rispetto all'altra con estremo livello di distruzione da impatto ed incendio soprattutto nella sezione estrema. Il collegamento del longherone principale con il frame 21 della fusoliera era integro e completo. Sono stati rinvenuti frammenti dei collegamenti superiore ed inferiore del longherone posteriore al frame 24, privi dei rispettivi bulloni.



Foto 27: frammenti del punto di giunzione inferiore posteriore della semiala destra alla fusoliera.

Sono stati rinvenuti inoltre frammenti a partire dalla radice alare, ovvero dal punto di collegamento con la fusoliera e fino alla *winglet* alla estremità alare, indicazione che questa era strutturalmente continua all'impatto. La *winglet* era stata rinvenuta sul tetto dell'edificio indicazione che si era separata subito all'impatto. Il resto della semi ala era stato rinvenuto altamente distrutto al primo piano dell'edificio dopo avere attraversato la copertura. L'alettone destro non è stato univocamente identificato, tuttavia molti frammenti che sono stati rinvenuti in prossimità del luogo di rinvenimento delle parti della semiala destra erano sbriciolati al punto da non essere più riconoscibili.



Foto 28: parti identificate dell'ala destra.

Frammenti del flap destro sono stati individuati, così come i due attuatori lineari (RH *inboard*, RH centrale). Nel caso dell'attuatore RH centrale, la vite senza fine era ancora presente: da questa è stato possibile acclarare come la posizione della superficie al momento dell'impatto fosse completamente retratta (flap *full up*).



Foto 29: l'attuatore flap rinvenuto con tension rod in posizione retratta. Nel riquadro un attuatore flap posizionato con superfici estese.

Impennaggi:

sono stati identificati i frammenti della deriva all'altezza della porzione inferiore del longherone posteriore, ancora attaccata ad un frammento della struttura della fusoliera posteriore, e una porzione della centina centrale della deriva.

Sono inoltre stati identificati frammenti del *rudder*, comprensivi di contrappesi di bilanciamento, attacco inferiore alla deriva, *rudder trim tab* ed una porzione dell'attuatore.

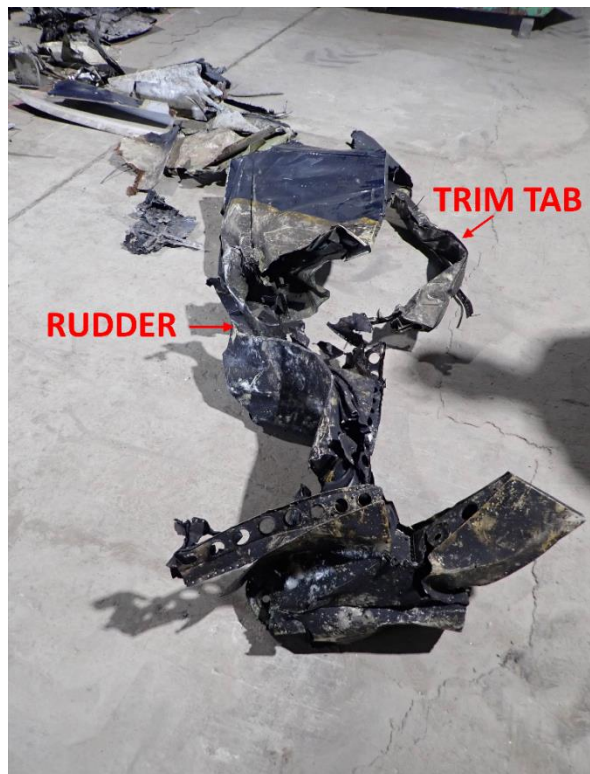


Foto 30: frammenti del *rudder* e *rudder trim tab*.

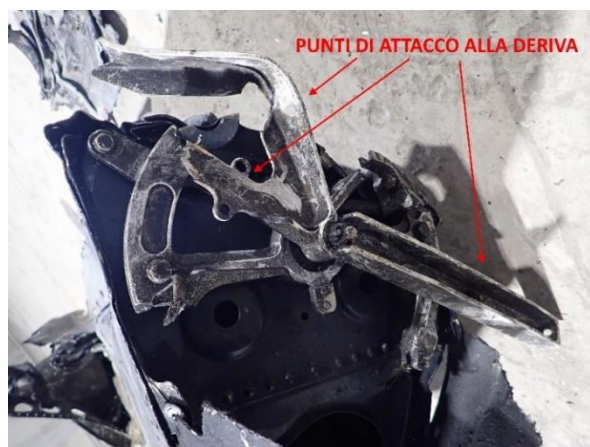


Foto 31: punti di attacco deriva fusoliera.

Sono stati rinvenuti frammenti del sistema di interconnessione del longherone principale della deriva con lo stabilizzatore orizzontale. Questo è infatti vincolato con il suo longherone

principale al longherone principale della deriva per mezzo di due punti di fissaggio con due bulloni che fungono anche da cardine sul quale viene regolato l'angolo di attacco della superficie per mezzo del *pitch trim actuator*. La parte posteriore dello stabilizzatore era quindi vincolata alla deriva.

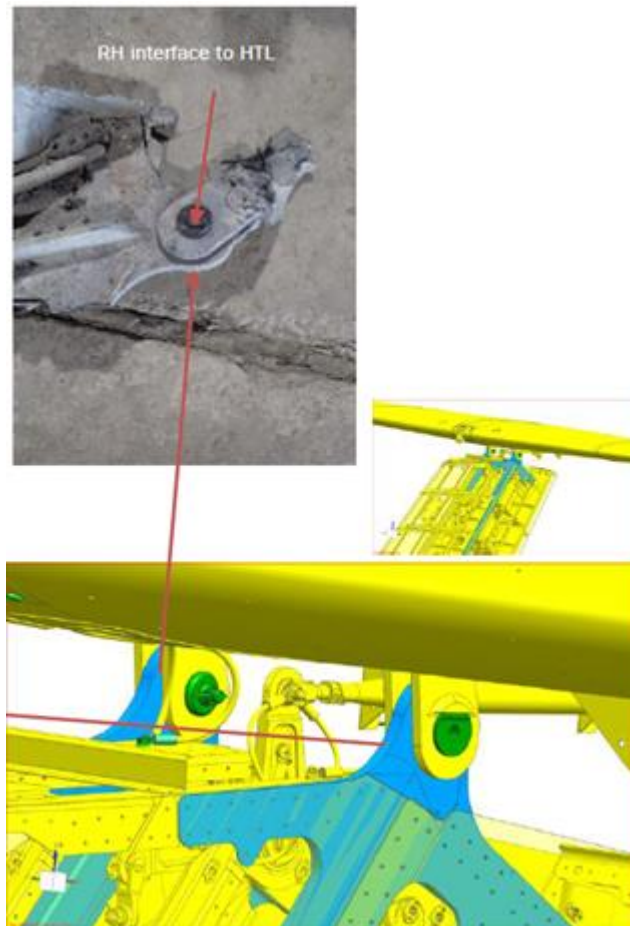


Figura 46: interfaccia destro tra stabilizzatore ed elevatore e disegno del relativo sistema di fissaggio.



Foto 32: punto di connessione sinistro di stabilizzatore ed elevatore.

Il vincolo anteriore tra stabilizzatore e deriva è fornito dal *pitch trim actuator*. Il vincolo costituito appunto dal *pitch trim actuator* con la deriva è stato rinvenuto con frammenti appartenenti ad entrambi ad indicare la reciproca connessione al momento dell'impatto.

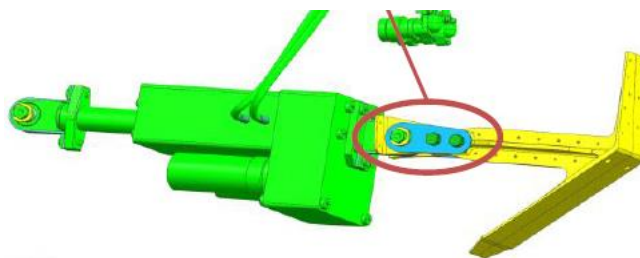


Figura 47: nel cerchio rosso il vincolo dello stabilizzatore con la deriva, per tramite dell'attuatore del *pitch trim*.



Foto 33: particolare del vincolo (parte inferiore del PTA) con porzione del punto di fissaggio alla deriva.

Elevatore:

Sono stati rinvenuti frammenti di entrambi gli elevatori ed entrambi i contrappesi di bilanciamento, divelti all'impatto.

Inoltre, un frammento dell'elevatore sinistro con il bullone di collegamento con lo stabilizzatore orizzontale ed un frammento di quest'ultimo ancora presente, indicano che il collegamento tra le due parti era presente al momento dell'impatto.



Foto 34: particolare del punto di connessione dell'elevatore sinistro allo stabilizzatore orizzontale.

Comandi di volo:

la parte anteriore dei comandi di volo, dal *cockpit* fino a dietro la seduta dei piloti, era sostanzialmente disintegrata. Il livello di frammentazione dell'aeromobile ha provocato una sostanziale discontinuità su tutta la linea dei comandi di volo, con porzioni di aste e di cavi solo frammentarie ed incomplete rendendo di fatto impossibile effettuare una ricostruzione della linea dei comandi di volo nella sua completezza.



Foto 35: frammenti dei comandi e delle aste di comando.

È stato possibile accertare una relativa continuità soltanto dei comandi dell'elevatore e del timone di direzione grazie alla presenza di circa otto metri di cavo di comando a partire dalle superfici stesse. Le rotture dei cavi e dei terminali che vincolano i medesimi alle superfici di

comando, sia dell'elevatore, che del timone di direzione sono compatibili con le forze generatesi all'impatto.

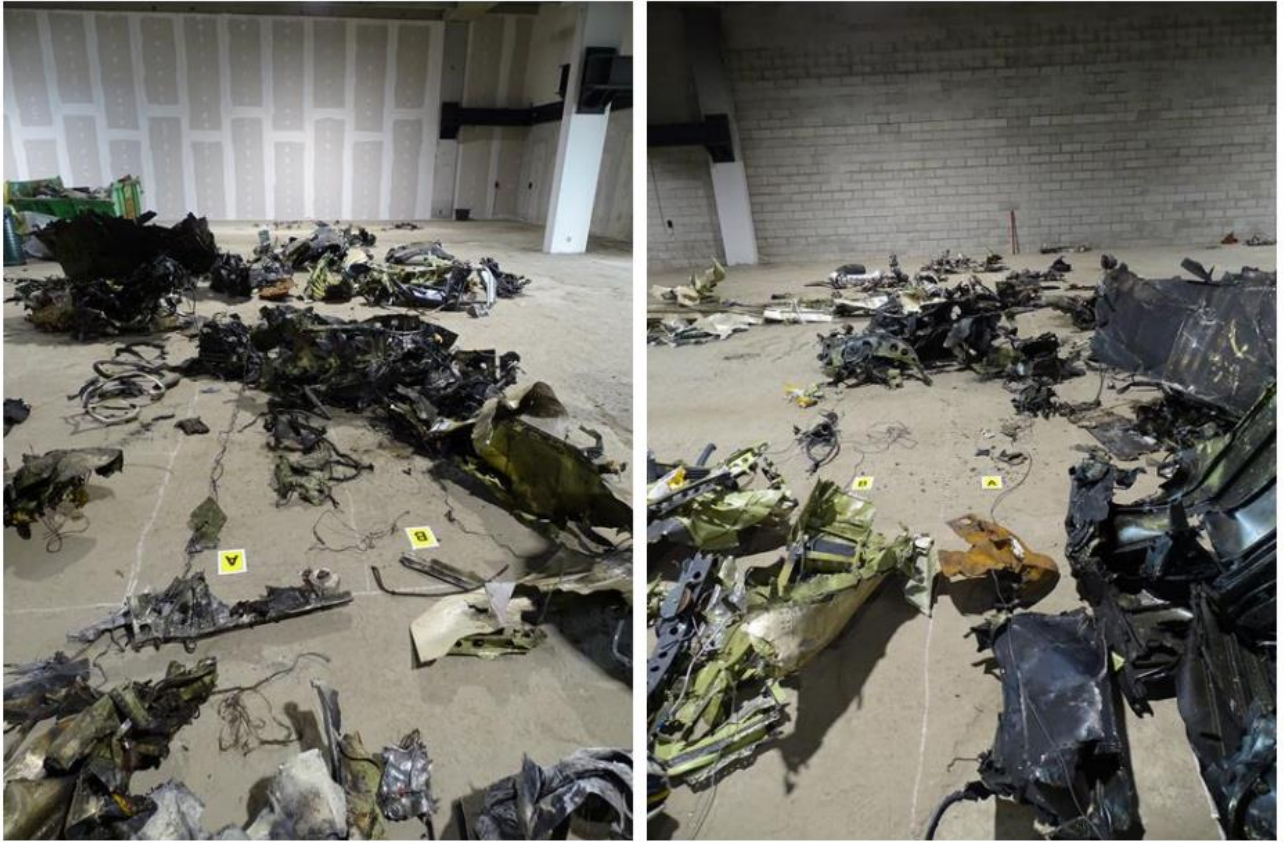


Foto 36, 37: vista frontale e posteriore della linea dei comandi dell'elevatore (A) e del *rudder* (B).



Foto 38: deformazione della sede di fissaggio del terminale sferico di uno dei due cavi del *rudder* al quadrante di controllo del timone di direzione.



Foto 39: il terminale a sfera del cavo del rudder relativo al punto di fissaggio evidenziato dalla foto precedente.



Foto 40: parte del braccio del quadrante di controllo del timone di direzione vincolato al secondo dei due cavi di rudder.



Foto 41: frammento del comando dell'elevatore (*elevator hinge*).

Componenti elettronici:

dato l'elevatissimo livello di distruzione dei componenti elettronici non protetti, non è stato possibile il recupero di dati dalle relative memorie.

1.12.4 Indagine tecnica sul motore

L'analisi tecnica del propulsore coinvolto nell'incidente in oggetto, PT6A-67P s/n RY0558, è stata effettuata presso il costruttore del medesimo, Pratt & Whitney Canada, con applicazione della normativa di cui all'Allegato 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale.

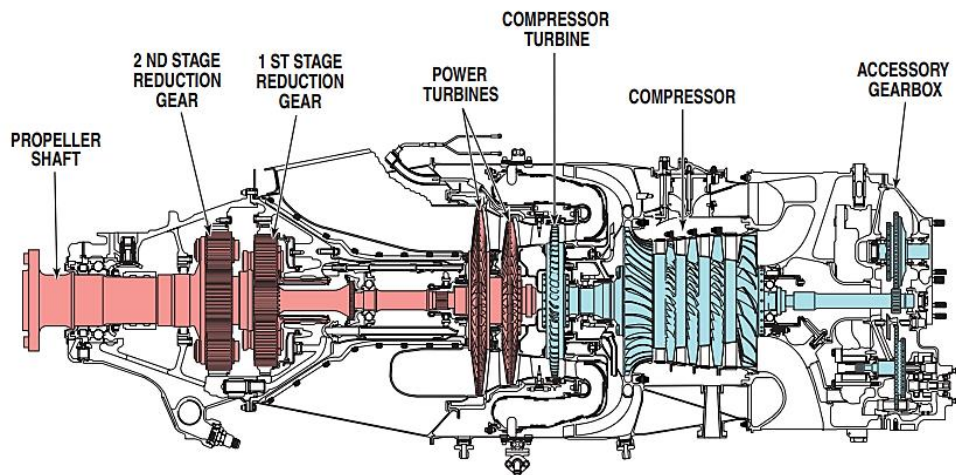


Figura 48: vista generale del motore PT6-67P che evidenzia la parte relativa al riduttore dei giri e turbina di potenza (in rosa), generatore di gas e scatola accessori in celeste (fonte Pratt & Whitney Canada).

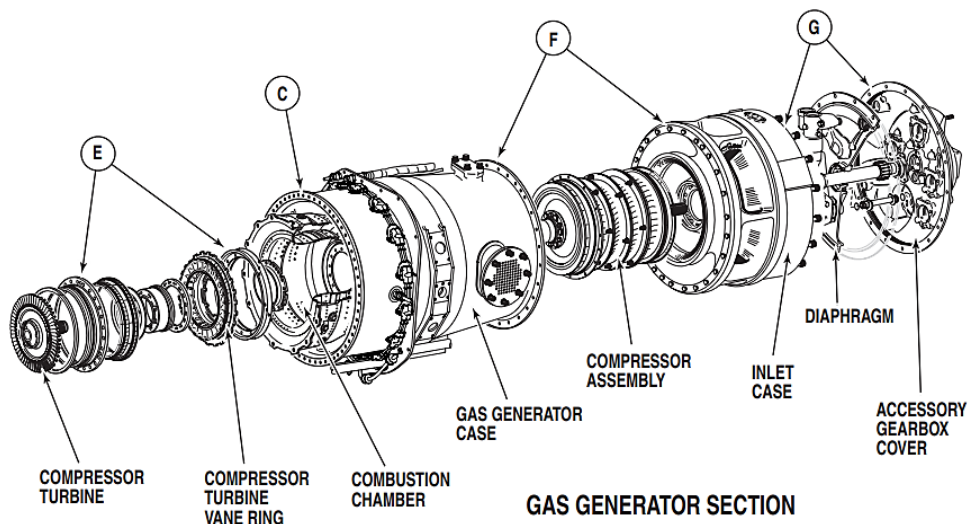


Figura 49: sezione generatore di gas con relativi componenti (fonte Pratt & Whitney Canada).

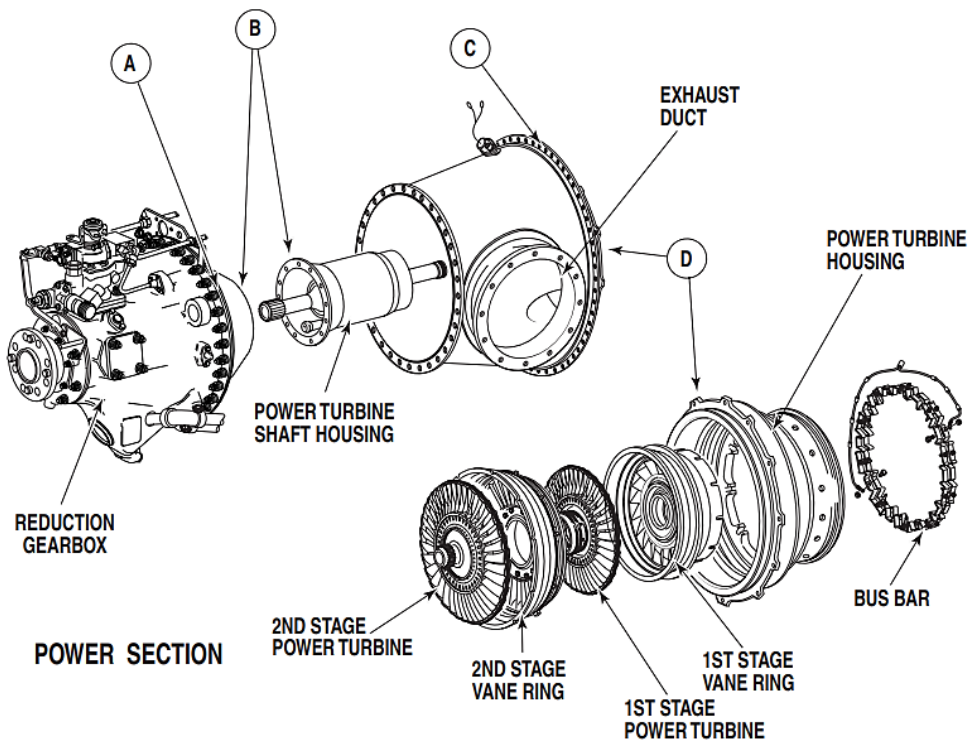


Figura 50: sezione della turbina di potenza con relativi componenti (fonte Pratt & Whitney Canada).



Foto 42: motore del PC-12 YR-PDV, vista lato sinistro.



Foto 43: vista lato destro.



Foto 44: vista lato posteriore con compressore.



Foto 45: vista frontale con primo stadio del riduttore dei giri.

Il motore presentava danni significativi dovuti all'impatto, prevalentemente dovuti ad una evidente compressione. La compressione e flessione dell'involucro dello scarico e dell'alloggiamento dell'albero della turbina di potenza ha verosimilmente causato uno spostamento dell'asse delle turbine di potenza inducendo la frattura del rispettivo palettato. Sulle superfici di frattura delle pale delle turbine sono stati osservati segni di contatto rotazionale.

Il contatto tra organi in rotazione era evidente anche osservando la direzionalità delle deformazioni osservabili sulle superfici di rottura delle palette del primo e secondo stadio della turbina di potenza (PT), tutta divelte.



Foto 46: primo e secondo stadio della turbina di potenza (PT).

Sono stati osservati segni di contatto rotazionale anche sulle superfici di frattura delle palette della turbina del gas generator, anche queste, tutte divelte.

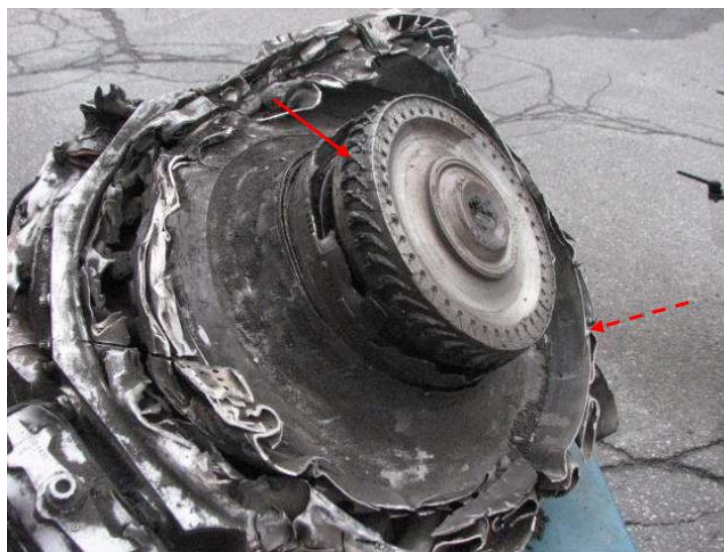


Foto 47: turbina del gas generator.

Il pistone della *bleed valve* presentava segni di contatto all'interno dell'alloggiamento, corrispondenti alla posizione di chiusura della valvola al momento dell'impatto.

Oltre a questi danni, il supporto del riduttore del secondo stadio è stato trovato tranciato tramite il suo mozzo interno, il che indica una notevole energia di rotazione al momento dell'impatto. Inoltre, le pale del rotore del primo stadio del compressore hanno mostrato una flessione rotazionale e uno sfregamento sui resti della superficie di frattura dei profili aerodinamici.



Foto 48: primo stadio del compressore.

Dall'analisi sul propulsore non si evincerebbero indicazioni di anomalie meccaniche precedenti all'impatto in nessuno dei componenti del motore esaminati tali da precluderne il normale funzionamento.

In conclusione, il motore presentava segni di contatto tra i suoi componenti rotanti interni caratteristici di un motore che eroga potenza al momento dell'impatto.



Foto 49: propeller shaft con il secondo stadio del riduttore.

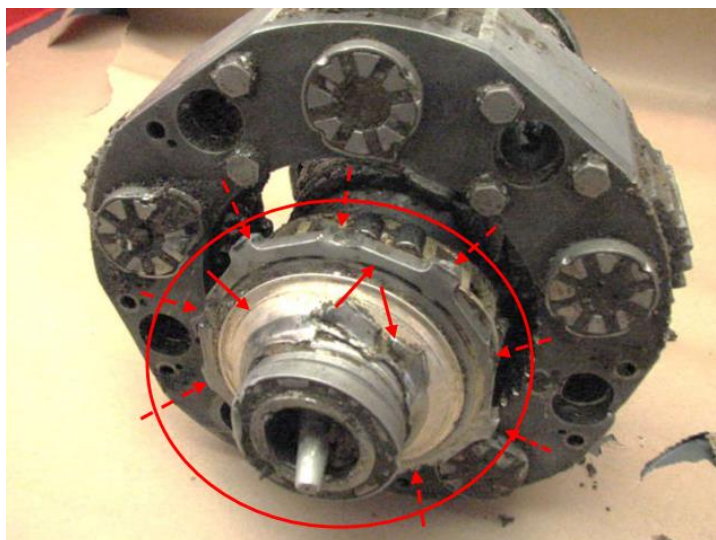


Foto 50: segni della frattura del secondo stadio del riduttore.

1.12.5 Indagine tecnica sul Pitch Trim Actuator

L'incidenza dello stabilizzatore orizzontale viene variata mediante una regolazione del *trim* sull'asse di beccheggio tramite l'attuatore elettromeccanico lineare prodotto dalla Elektro Metall, Modello 129-1-1100-02, Serial Number 1546, Pilatus P/N 978.73.14.203/C.

La parte dell'attuatore che estendendosi e retraendosi provvede alla regolazione della incidenza dello stabilizzatore per il trimmaggio sull'asse di beccheggio è costituita dal *jackscrew assembly*, evidenziato nella figura sottostante.

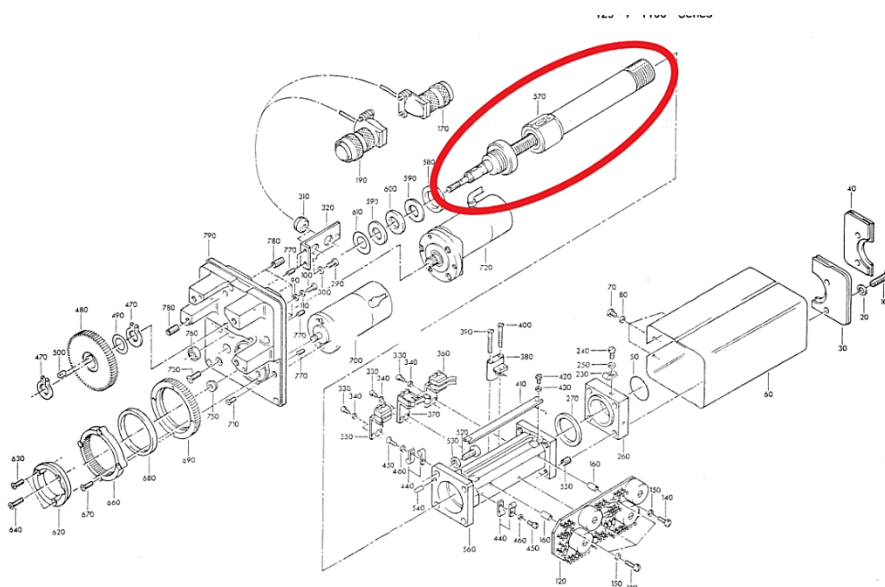


Figura 51: parti componenti il *pitch trim actuator* (su illustrazione EME Pitch trim Actuator 129-1-1100 Series Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List).

Nella figura successiva, i componenti del *Jack screw assembly*:

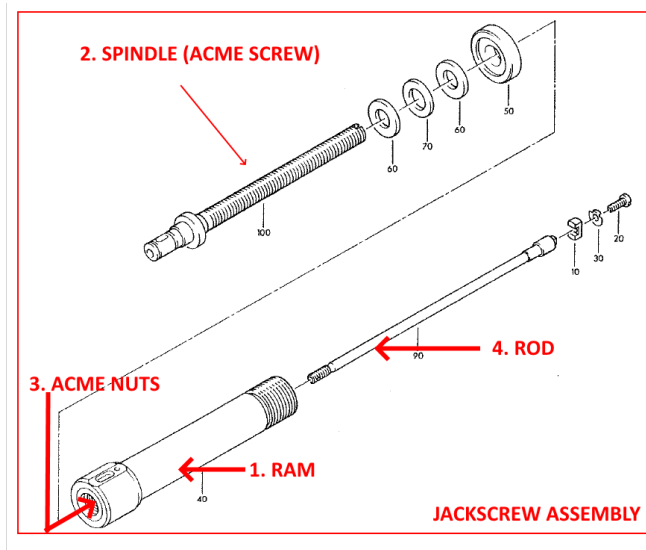


Figura 52: dettaglio dei componenti del *jack screw assembly* (su disegno tratto *EME Pitch trim Actuator 129-1-1100 Series Component Maintenance Manual with Illustrated Parts List*).

I resti dell'attuatore, rinvenuti in prossimità del punto di impatto sono costituiti da due frammenti uno relativo alla sezione della *gearbox* ed uno relativo alla sezione del *jack screw assembly*. Essi mostravano un alto livello di frammentazione.



Foto 51: l'attuatore del *pitch trim*. *Gearbox* (a sinistra) e *jack screw assembly* (a destra).



Foto 52: l'attuatore del *pitch trim*. *Gearbox* (a sinistra) e *jackscrew assembly* (a destra) raffrontati a analogo componente efficiente.

Il pistone è stato trovato in una posizione intermedia, la cui lunghezza corrispondente del grado di estensione era di 54 mm.



Foto 53: misurazione della estensione del *ram* (54 mm).

Le seguenti posizioni degli attuatori sono state ricavate dallo schema rappresentato in figura:

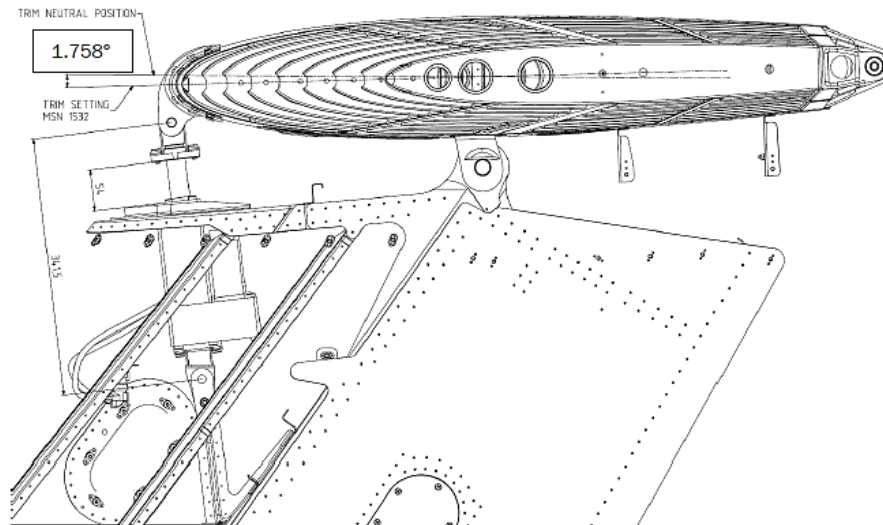


Figura 53: installazione dell'attuatore del *pitch trim* dello stabilizzatore. Posizione risultante corrispondente al grado di estensione dei resti rinvenuti (disegno Pilatus).

La posizione completamente a cabrare (*nose up*, stabilizzatore all'angolo minimo di incidenza) corrisponde ad una estensione dell'attuatore di 11,35 mm.

La posizione neutra (0°): corrisponde ad una estensione dell'attuatore di 66,3 mm.

La posizione completamente a picchiare (*nose down*, stabilizzatore all'angolo massimo di incidenza) corrisponde ad una estensione dell'attuatore di 83,65 mm.

Alla lunghezza dell'estensione dell'attuatore rilevata sui resti del componente rinvenuti corrisponde un angolo dello stabilizzatore orizzontale pari a $1,758^\circ$ ovvero con lo stabilizzatore ad incidenza leggermente negativa, ovvero nel campo *nose up*.

La lunghezza dell'attuatore del trim è stata impostata a questa lunghezza su un velivolo PC-12 di modello analogo a quello dell'incidente presso la struttura Pilatus. La posizione dell'indicatore del trim risultante era nel settore verde di decollo.



Foto 54: posizione risultante corrispondente al grado di estensione dei resti rinvenuti (foto Pilatus).

PC-12/47E FLIGHT CONTROLS ADJUSTMENT RECORD SHEET

PIL-MAINT-102 / Rev.13

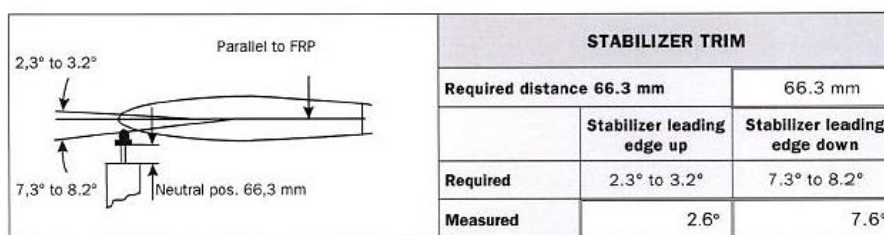


Figura 54: schema per la verifica della calibrazione del *pitch trim* con relativi angoli e misure (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual).

I resti dell'attuatore sono stati sottoposti ad ulteriore analisi tecnica al fine di accertare in modo incontrovertibile la posizione dell'attuatore al momento dell'impatto, in particolare mirate a:

1. verificare la coerenza delle misure relative alla estensione del *ram* (misura esterna) con le evidenze presenti internamente all'attuatore;
2. escludere la possibilità di una avvenuta retrazione del *jackscrew assembly* in seguito all'applicazione delle forze risultanti dall'impatto.

La ditta produttrice ha provveduto a fornire informazioni dettagliate sulle parti costituenti il componente oggetto di analisi e sulle modalità e principi di funzionamento, avvalendosi di un attuatore e parti del medesimo integri, per una osservazione diretta.

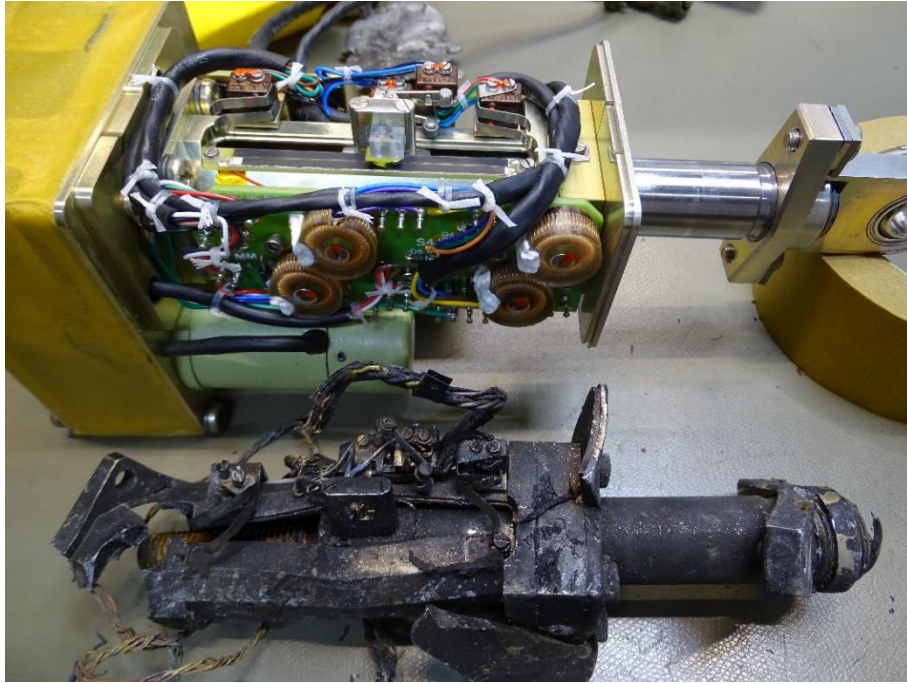


Foto 55: comparazione dimensionale del *jackscrew assembly* con analogo integro con ram esposto di 54 mm.

È stato osservato come l'*acme screw* fosse separato in tre parti: una ancora solidale alla *gearbox*; una ancora unita al *jackscrew assembly* mantenuta solidale dal *rod* interno; una, non visibile, all'interno del *ram*, inserita nell'*acme nut*. Il conteggio dei filetti della porzione di *acme screw* visibile separata ed esterna al *ram* era pari a 27.

Sono state effettuate misurazioni su attuatore integro con varie estensioni del *jackscrew* ed in particolare con *ram* tutto esteso e con *ram* esposto di 54 mm.

Tutte le comparazioni dimensionali del reperto con analogo attuatore integro ed in particolare con *ram* esteso di 54 mm sono risultate coerenti.

È stata effettuata una misurazione della estensione del *ram* corrispondente alla regolazione dell'*acme screw* con 27 filetti visibili, che ha restituito un valore di estensione di 54 mm, coerente con la misurazione del reperto.

Al disassemblaggio della porzione del reperto corrispondente alla *gearbox*, per una osservazione della integrità degli ingranaggi interni, non sono emerse evidenze di problematiche precedenti all'impatto.

Si è quindi considerato che, anche a seguito del riscontro della coerenza delle misure del reperto mediante misurazione esterna e confronto con le dimensioni dell'attuatore integro, avrebbe potuto sussistere, in via teorica, la possibilità di un movimento del *ram* all'interno dell'*housing* in conseguenza dell'impatto. Per mantenere una coerenza delle dimensioni lo

spindle/acme screw dovrebbe avere effettuato una traslazione all'interno dell'*acme nut* del *ram*, cosa che, però, per avere luogo, comporterebbe il danneggiamento degli *acme nuts*, spianandone i filetti (*threads*).

I successivi controlli non distruttivi di tipo radiografico (*CT scan*) hanno chiaramente evidenziato come lo stato interno dei filetti fosse integro e l'accoppiamento meccanico tra la porzione dello *spindle* ed il *ram* attraverso l'*acme nut* fosse regolare, evidenziando quindi come non si fosse verificata alcuna traslazione dello *spindle* all'interno del *ram* in seguito alle forze dell'impatto.

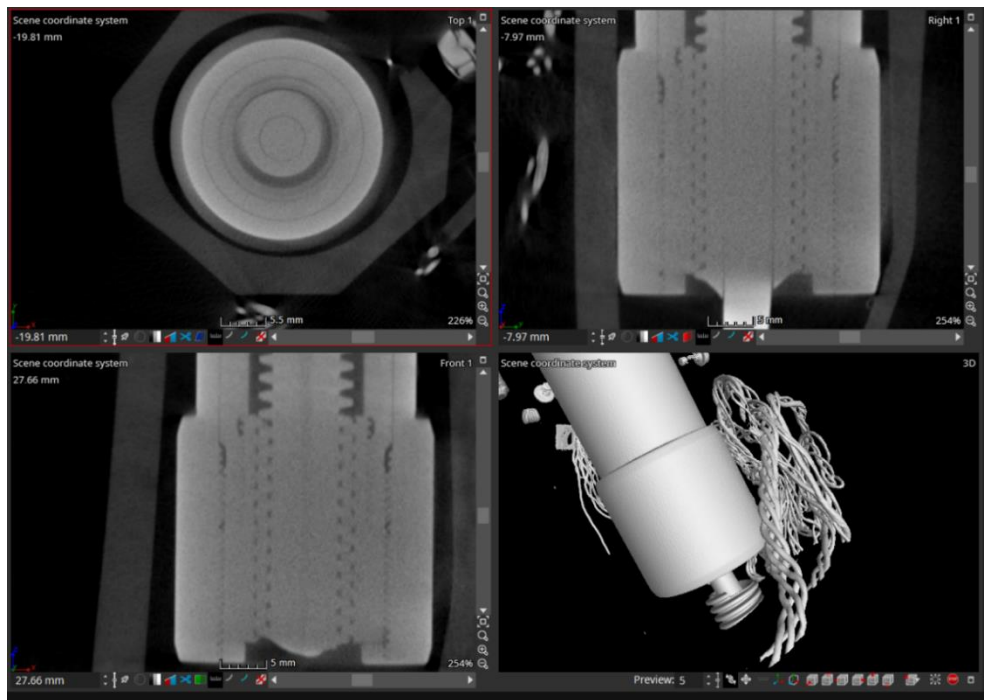


Foto 56: immagine da CT scan che evidenzia l'integrità della filettatura di *acme nut* ed *acme screw* ed il corretto accoppiamento.

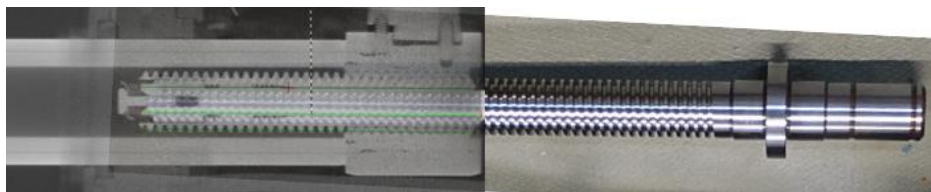


Foto 57: sovrapposizione dell'immagine CT scan dei resti della porzione di *acme screw* all'interno del *ram* su foto del particolare integro in modo da illustrare il particolare nella sua interezza.

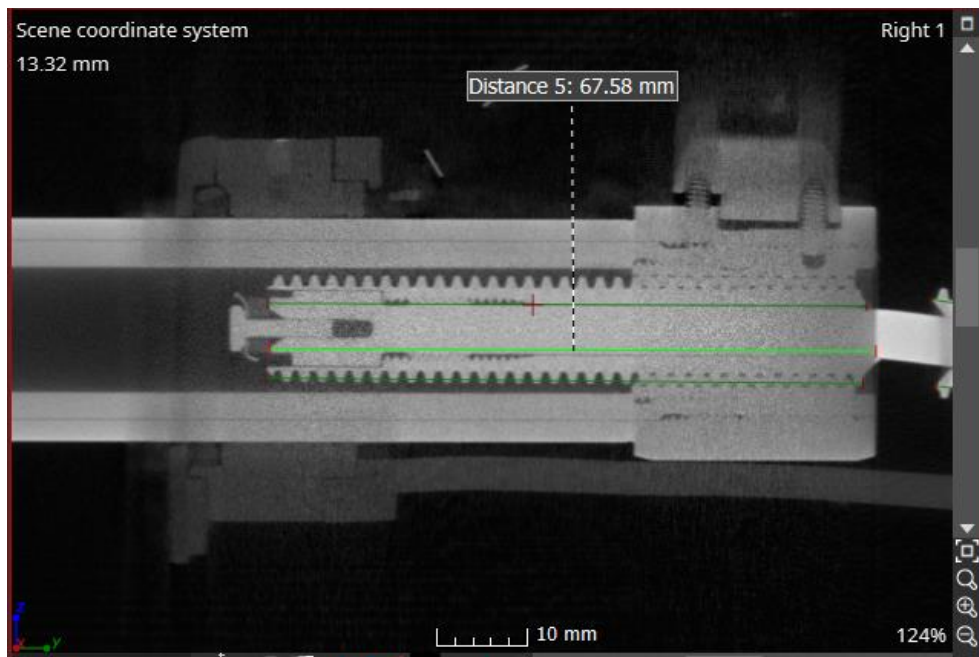


Foto 58: primo segmento dell'acme screw, all'interno del ram e dell'acme nut.

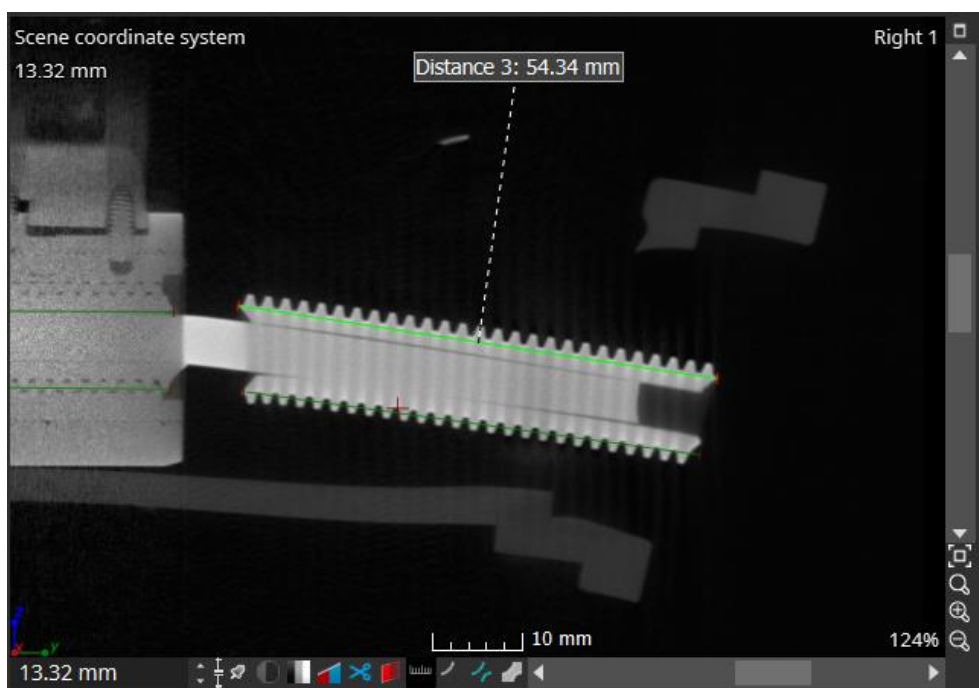


Foto 59: secondo segmento dell'acme screw, visibile esternamente al ram, vincolato per il tramite del rod interno.

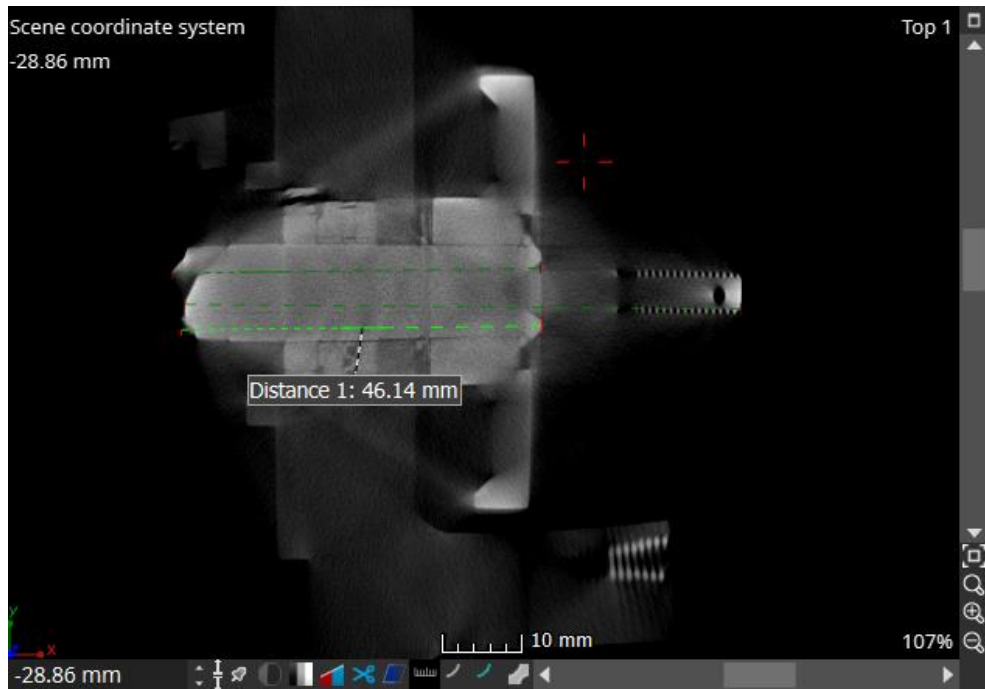


Foto 60: terzo segmento dell'*acme screw*, all'interno della *gearbox*.

È stata infine investigata la modalità di frattura del componente denominato "*acme screw*". Per estrarre gli spezzoni della *acme screw* si è reso necessario il sezionamento dell'*housing*. I diversi componenti separati sono illustrati nella foto di assieme. Alle superfici di frattura identificabili sui frammenti di vite sono state assegnate le sigle A, B, C, D, come indicato.

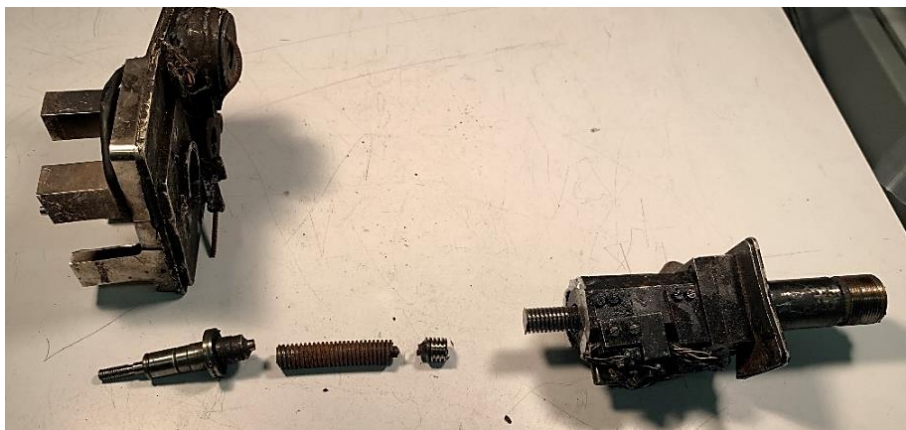


Foto 61: *jackscrew* con *acme screw* sezionato.

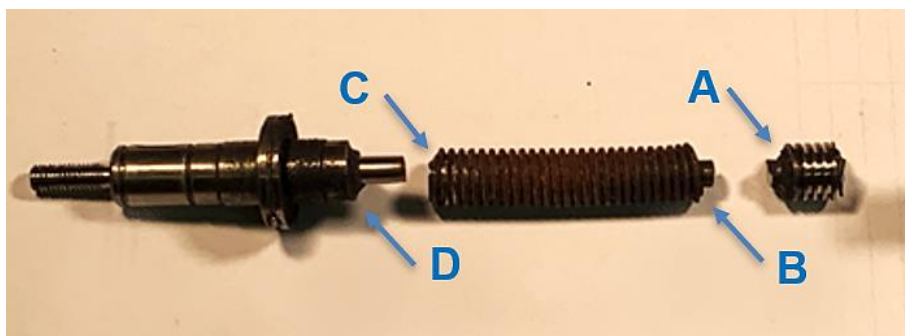


Foto 62: vista d'assieme dei diversi spezzoni dell'*acme screw* oggetto dell'indagine.

Le superfici di rottura sono quindi state osservate dapprima con microscopio ottico e successivamente mediante microscopio elettronico a scansione (SEM).

Durante le successive analisi della frattura si è prestata particolare attenzione ad identificare le modalità di frattura a livello microscopico nelle zone libere da contaminazione. Le osservazioni sono state estese a tutto l'arco della corona circolare della superficie di frattura generatasi sulla vite cava, così da ricercare eventuali differenze nel meccanismo di cedimento in funzione della posizione su uno stesso campione.

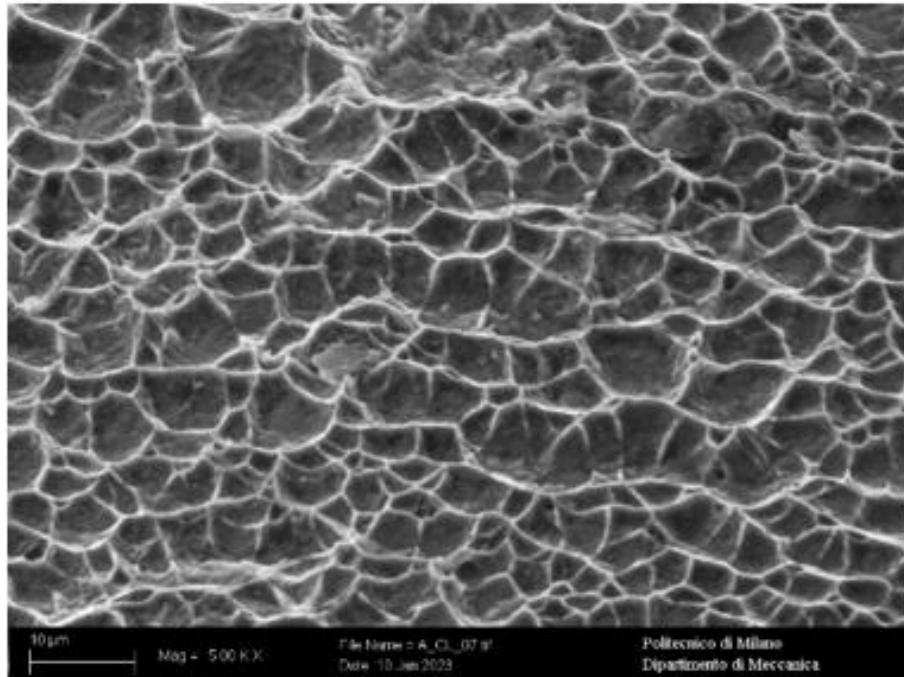


Foto 63: immagine SEM della superficie di frattura A.

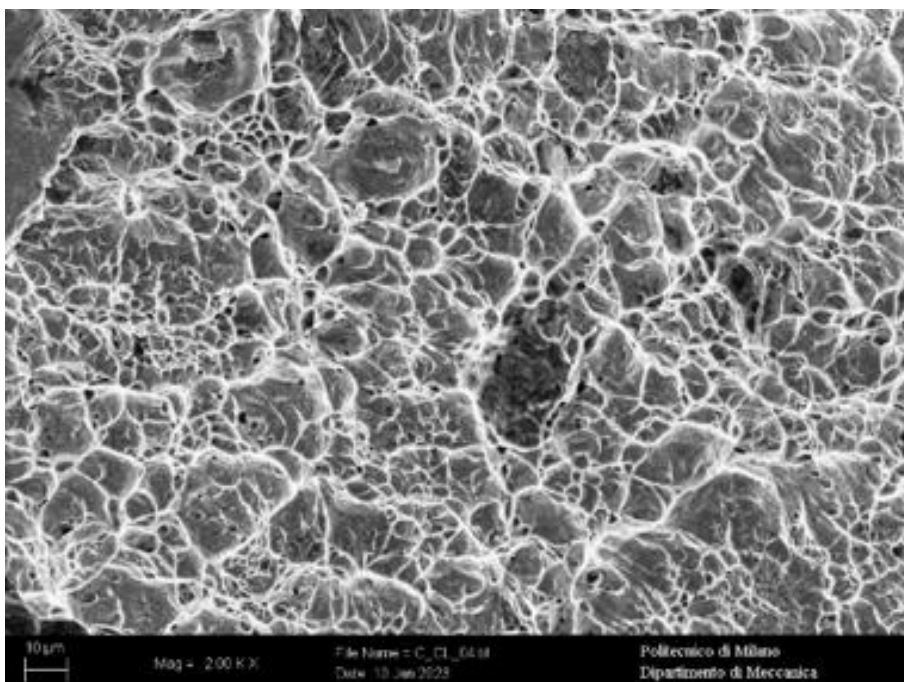


Foto 64: immagine SEM della superficie di frattura C.

L'osservazione visiva ad occhio nudo, quella in microscopia ottica e quella in microscopia elettronica condotte sulle fratture dell'*acme screw* hanno consentito di trarre le seguenti indicazioni.

- L'*acme screw* appariva fortemente deformata, come lo stesso *pitch trim actuator* che la conteneva; per l'estrazione degli spezzoni dell'*acme screw* è stato necessario sezionare l'*housing* mediante un taglio di precisione.
- I tre spezzoni così prelevati, con l'evidenza quindi di fratture in due posizioni distinte, hanno confermato segni di un'estesa deformazione plastica subita. Questa è evidente anche dalla deformazione dei filetti prossimi alla sezione di cedimento e dal *gap* formatosi tra il foro interno della vite e lo stelo in esso contenuto.
- Su scala microscopica, l'esame della morfologia delle superfici di separazione del metallo, una volta rimosse le contaminazioni, mostrava evidenze di cedimento di tipo duttile attraverso formazione di tipici microvuoti.
- Queste caratteristiche sono state riscontrate lungo tutto l'arco della corona circolare delle superfici di frattura analizzate sulla vite cava.

È quindi verosimile che il *pitch trim actuator* e la *acme screw* in esso contenuto abbiano subito un forte sovraccarico che ne ha deformato in modo permanente la geometria. La frattura dell'*acme screw* mostra coerentemente segni dello stesso tipo di deformazione e cedimento, sia su scala macroscopica che su scala microscopica.

1.12.6 Indagine tecnica sui resti del *rudder trim actuator*

Tra i resti dell'aeromobile è stata identificata una parte del sistema di attuazione del *rudder trim* (Model: ACL12A-1 Serial Number: 1084 Pilatus P/N 978.73.18.138) prodotto dalla Advanced Industries, Inc Wichita, Kansas. Il costruttore ha fornito la documentazione tecnica necessaria alle indagini, anche in questo caso effettuata mediante controlli non distruttivi di tipo radiografico (3D CT *scan*) sui resti del componente che erano limitati ad una porzione del *push rod* e dell'*operating rod*. All'interno dell'*operating rod* era ancora presente parte del *shaft/acme screw* (parte filettata), innestata nel *ram tube* per il tramite dell'*acme nut*.

Scopo dell'indagine era determinare la lunghezza dell'*acme screw* interna al *ram tube* per ricavare l'estensione dell'attuatore e di conseguenza la posizione del *rudder trim* all'impatto.

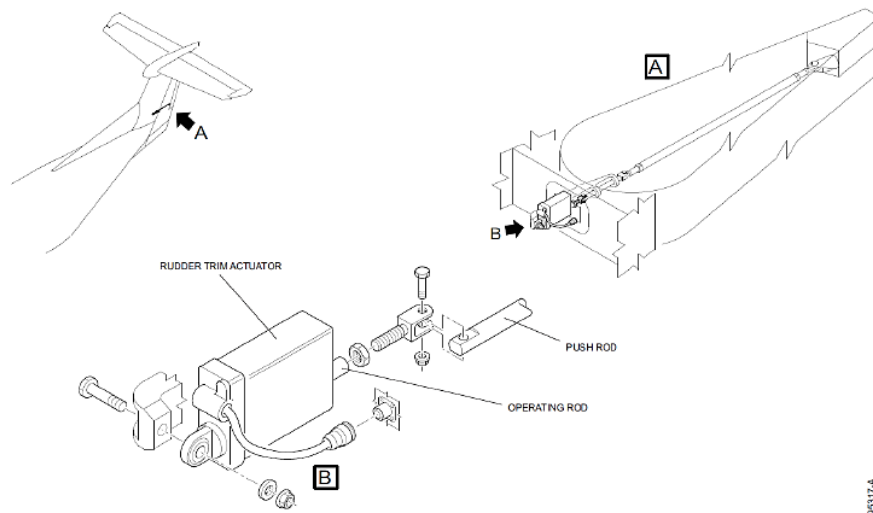


Figure 9 Rudder trim system

95817A

Figura 55: schema esplicitivo del sistema *rudder trim*, che evidenzia attuatore, *operating rod* e *push rod* (Model type -PC-12/47E MSN-1001-UP Aircraft Maintenance manual).

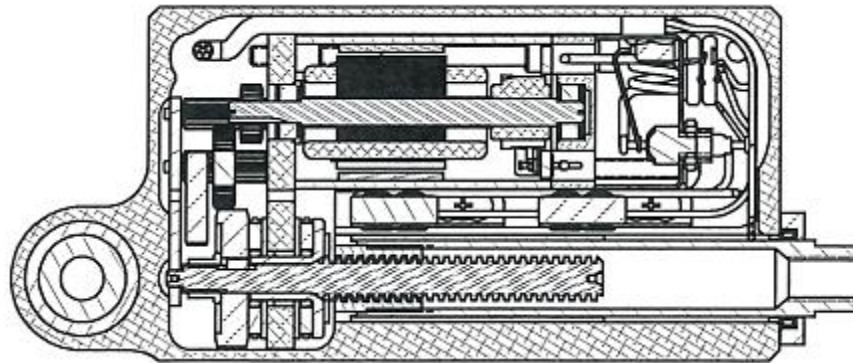


Figura 56: attuatore del *rudder trim model ACL12A-1* prodotto dalla Advanced Industries, Inc Wichita, Kansas. (*Advanced Industries Inc, Assembly Actuator ACL 12A-900*).

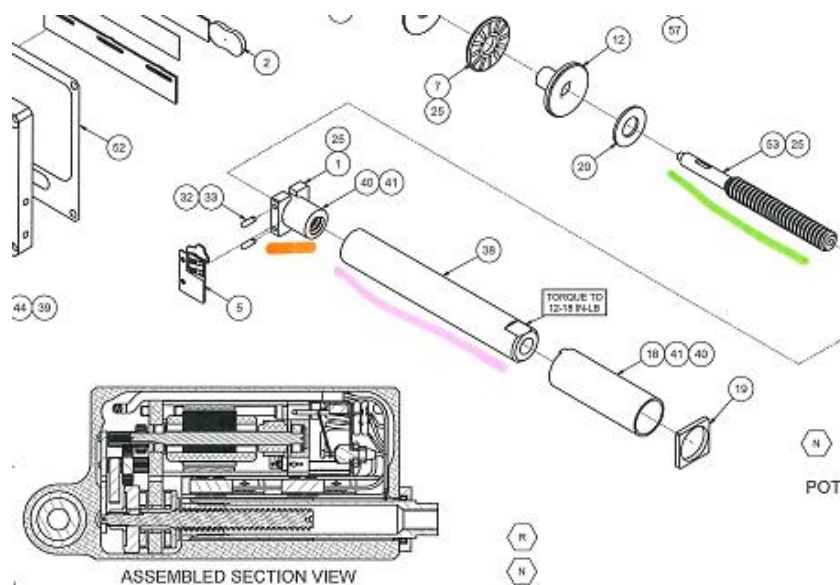


Figura 57: dettaglio dei componenti l'attuatore. In verde *shaft/acme*, in rosa *ram tube*, in arancione *acme nut* (*Advanced Industries Inc, Assembly Actuator ACL 12A-900*).



Foto 65: resti dell'attuatore del *rudder trim*; visibile la porzione dell'*operating rod* e del *push rod*.



Foto 66: particolare dell'*operating rod*. *Ram tube* e *shaft/acme* con parte di un singolo filetto esposto del *shaft/acme*.

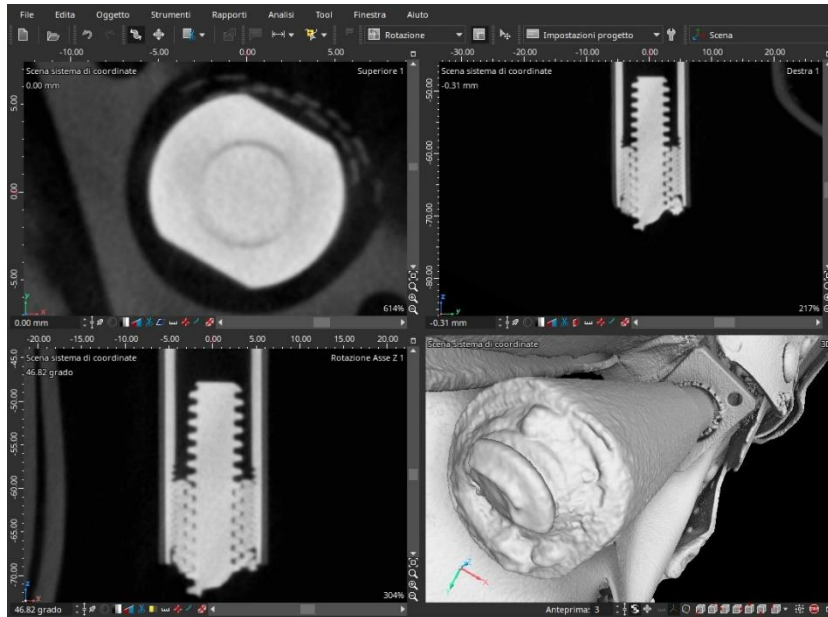


Foto 67: porzione di *acme screw/shaft* all'interno del *ram tube /acme nut*.

Le indagini radiografiche hanno permesso di stabilire che, del complesso della parte filettata dello *shaft/acme* di 1.670 pollici di lunghezza (4,24 cm), risultava ancora innestata *nell'acme nut* e *ram tube* una porzione pari a circa 2,3 cm.

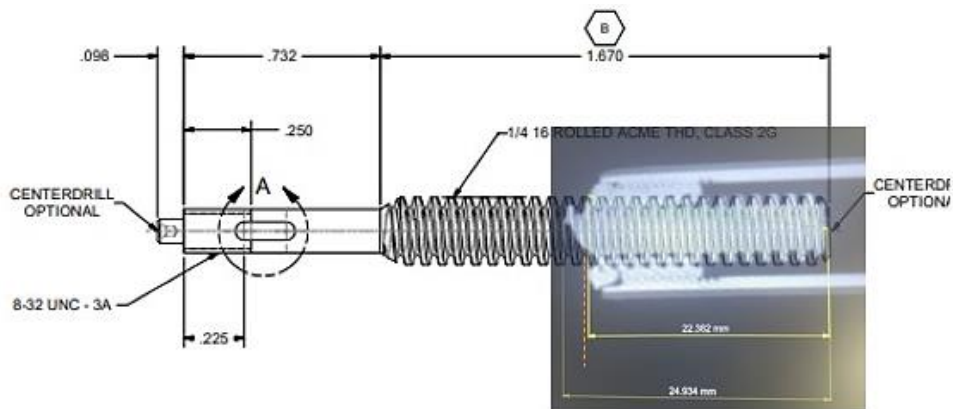


Foto 68: sovrapposizione dell'immagine CT *scan* dei resti della porzione di *acme screw/shaft* all'interno del *ram tube /acme nut* su disegno del componente in modo da illustrare il particolare nella sua interezza.

Di tale porzione di *shaft acme*, una sezione di 11,34 mm risultava sporgere dall'*acme nut*.

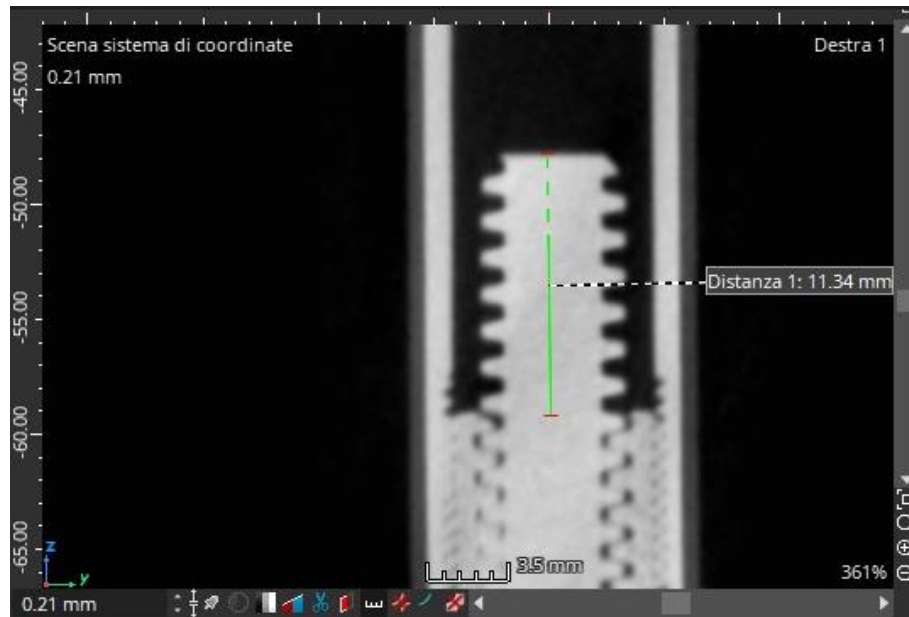


Foto 69: immagine da CT scan che evidenzia la lunghezza dell'*acme shaft* fuoriuscente dall'*acme nut*.

Grazie alla misura di *acme shaft* presa dalla sua estremità alla estremità dell'*acme nut* (11,34 mm) il costruttore dell'attuatore, mediante il modello in proprio possesso, ha potuto fornire il dato dimensionale dell'estensione.

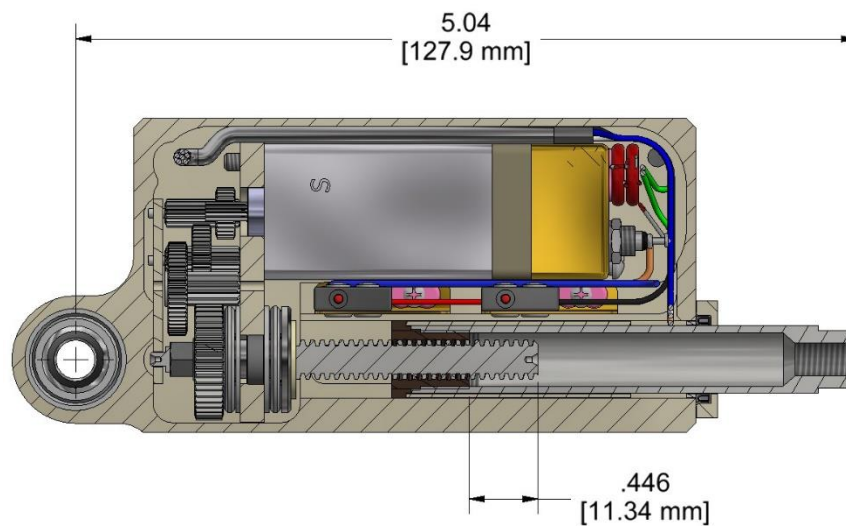


Figura 58: rappresentazione in sezione effettuata dal costruttore dell'attuatore della misura di estensione dell'attuatore (127.9 mm) derivante dalle misurazioni effettuate sulla porzione di *shaft acme* (fonte *Advanced Industries, Inc Wichita, Kansas*)

La misura di 127,9 mm ha consentito quindi di determinare la posizione del *rudder trim tab* al momento dell'impatto.

Infatti, la lunghezza dell'attuatore in configurazione retratta è di 113,0 mm (4,45 pollici). La lunghezza dell'attuatore nella configurazione estesa è di 135,1 mm (5,32 pollici), ovvero 113,0 mm + 22,1 mm (4,45 pollici + 0,87 pollici).

Quando il *rudder trim* è impostato completamente a sinistra (indicatore completamente a sinistra) l'attuatore è all'estremità di arresto in posizione completamente retratta della corsa.

Quando il *rudder trim* è impostato completamente a destra (indicatore completamente a destra) l'attuatore è all'estremità di arresto di maggiore estensione della corsa.

Il centro del *green sector*, da impostare prima del decollo corrisponde ad una posizione dell'attuatore pari al 66% della escursione totale.

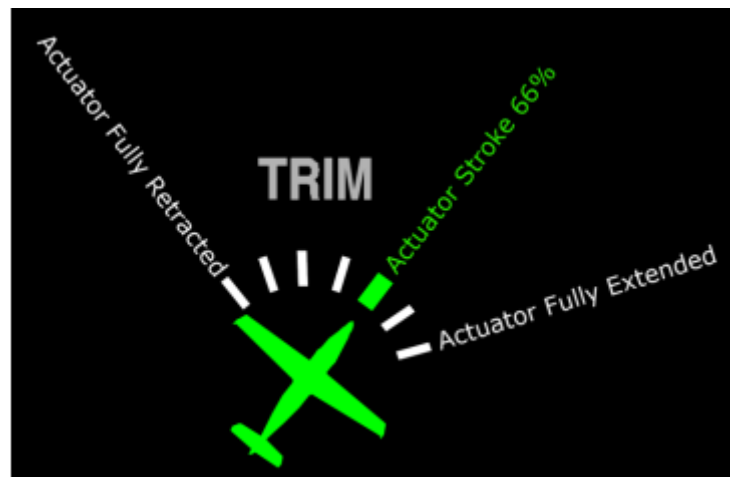


Figura 59: posizione del trim in funzione del grado di estensione dell'attuatore (fonte Pilatus).

La lunghezza dell'attuatore misurata di 127,9 mm corrisponde a una corsa dell'attuatore del 67% che rientra nel *green sector*. Si noti che l'1% di corsa dell'attuatore corrisponde a una differenza di corsa di 0,2 mm.

La lunghezza dell'attuatore del trim del timone è stata impostata alla medesima lunghezza su un PC-12 di modello rappresentativo del velivolo dell'incidente presso lo stabilimento Pilatus. La posizione di trim risultante ricadeva nel settore previsto per il decollo (*green sector*).



Foto 70: indicatore trim indicante la posizione dello *yaw trim* con attuatore impostato alla estensione corrispondente a quello rinvenuto sul relitto (fonte Pilatus).

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Le indagini autoptiche si sono rivelate particolarmente complesse in ragione dello stato di rinvenimento dei resti.

Nel complesso, non è emerso alcun elemento tecnico in contrasto con il fatto che tutti i presenti a bordo erano vivi al momento dell'impatto dell'aereo al suolo. Le analisi tossicologiche non hanno rilevato la presenza di alcuna sostanza di interesse tossicologico in ciascuno degli otto presenti sul velivolo.

L'analisi delle lesioni riscontrate sui resti cadaverici e la loro dispersione non consente di avere certezza riguardo alle posizioni occupate a bordo dai passeggeri all'impatto al suolo.

Le analisi genetiche di tracce biologiche presenti sul *co-pilot restraint system* (cintura di ritenzione identificata tramite il numero di serie) hanno consentito di identificare tali tracce come appartenenti ad un passeggero di sesso femminile (nonna e mamma di due degli occupanti), che quindi sedeva sul sedile co-pilota al momento dell'impatto.

1.14. INCENDIO

Le immagini videoregistrate relative agli ultimi istanti di volo non evidenziano presenza di fumo o fiamme all'esterno dell'aeromobile. All'impatto con il suolo si è generata una grossa esplosione ed una alta colonna di fumo visibile da grande distanza.

Alcune autovetture parcheggiate nelle immediate vicinanze sono andate successivamente a fuoco. Segni di incendio e residui della combustione di un significativo quantitativo di carburante sono stati rinvenuti sul tetto dell'edificio, sul prato e sulla vegetazione antistante, sulla recinzione e sul muro del parcheggio antistante l'edificio.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

La violenza dell'impatto al suolo, testimoniata dalla estrema frammentazione delle strutture dell'aeromobile che ne è conseguita anche successivamente alla esplosione ed all'incendio, non ha consentito alcuna possibilità di sopravvivenza agli occupanti dell'aeromobile. I VVF tempestivamente intervenuti, hanno provveduto ad estinguere l'incendio.

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

Simulatore di volo

È stata effettuata una sessione al simulatore Pilatus PC-12 (versione NGX) a Losanna in Svizzera presso un centro di addestramento sul tipo, per permettere al *team* investigativo dell'ANSV di familiarizzare con le procedure di volo (normal ed abnormal) e con l'avionica dell'aeromobile. A tale sessione hanno partecipato anche i rappresentanti accreditati rumeni. In tale occasione si è proceduto a replicare la traiettoria ed il profilo del volo dell'incidente in svariati scenari, simulando l'introduzione di alcune avarie. Nello specifico sono state simulate le seguenti avarie:

1. *pitch trim runaway*;
2. *rudder trim runaway*;
3. *aileron trim runaway*

ed applicate le relative procedure per la gestione delle stesse.

Modello aerodinamico del PC-12

I dati di altitudine e posizione dell'aereo, riferiti al tempo, ricavati dalle registrazioni ADS-B e SSR forniscono una ricostruzione abbastanza accurata della traiettoria tridimensionale seguita dall'aereo dopo il decollo, durante la salita iniziale e, cosa ancora più interessante, durante la fase immediatamente precedente l'impatto (circa l'ultimo minuto) con una risoluzione di circa un *record* al secondo.

Per questo è stato richiesto al reparto di meccanica di volo del costruttore, che dispone del modello aerodinamico del PC-12, di computare, ipotizzando un volo coordinato e senza l'applicazione di fattori di carico negativi (escludendo quindi una manovra in cui il volantino venga posizionato volontariamente a picchiare) angoli intorno agli assi di rotazione e accelerazioni sui tre assi che l'aereo avrebbe dovuto assumere per seguire la traiettoria definita dai dati citati. Infine, alla luce dei risultati al quesito precedente, è stato chiesto al costruttore

di determinare le corrispondenti deflessioni delle superfici mobili e, quindi, i relativi comandi di volo da impartire per effettuare la traiettoria registrata.

Quanto sopra al fine di determinare se l'assetto inusuale raggiunto dall'aeromobile nelle fasi che hanno preceduto l'impatto sia:

- ragionevolmente concepibile e raggiungibile sulla base della meccanica di volo del PC-12;
- realizzabile con normali input sui comandi di volo del PC-12;
- non imputabile ad avarie strutturali, quali ad esempio la perdita di una superficie aerodinamica.

La richiesta di ottenere, sulla base della traiettoria ottenuta dai dati ADS-B, una ricostruzione di possibili assetti, ratei di rotazione sui tre assi ed accelerazioni e della conseguente azione sulle superfici mobili dell'aeroplano, mirava quindi a confermare o meno, a ritroso, che la traiettoria effettuata fosse compatibile con il comportamento di un aeroplano integro.

Alla luce delle richieste avanzate dall'ANSV, Pilatus, sulla base dell'analisi effettuata, ha fornito le seguenti informazioni.

- Fino a 3000 piedi il rateo di salita dell'aeromobile varia tra 1000 fpm e 2000 fpm a circa 125 KIAS. In base ai dati dell'AFM, in genere la velocità massima di salita costante in queste condizioni dovrebbe essere di 1900 fpm – 2100 fpm.
- Da 3000 ft l'aeromobile accelera da 125 KIAS a circa 170 KIAS, mentre sale a 3600 ft.
- Da 3600 ft la velocità di salita aumenta fino a un picco di 6174 fpm e l'angolo di traiettoria di volo fino a un picco di 23,3°.
- L'altitudine aumenta da 3600 ft a circa 5300 ft in circa 30", con un fattore di carico di circa 1,3 g.
- La velocità si riduce da 170 KIAS a circa 125 KIAS durante questa rapida ascesa.
- In base alla risposta simulata, una tale velocità di salita superiore alla velocità massima costante è possibile convertendo la velocità cinetica dell'aeromobile in una velocità di salita superiore alla velocità massima costante.
- Per ottenere un tale tasso di rateo di salita e un aumento dell'angolo di volo è necessario un significativo input sull'asse di beccheggio, fino a -2,8° di delta dell'elevatore (*yoke*) o circa -1,2° di delta dello stabilizzatore (*pitch trim*).

- Alla quota di picco, quando il rateo di quota si riduce a 0 fpm, la velocità si è ridotta a circa 125 KIAS, e Nz si riduce a circa 0 g nella risposta simulata.
- L'altitudine si stabilizza a circa 5340 ±60 ft e l'aeromobile accelera.
- Con l'aumento della velocità a 160 KIAS (175 KTAS), l'analisi della virata suggerisce che l'aeromobile entra in una virata a destra a quota costante con inclinazione di 30° e una velocità di virata di 3,5°/sec.
- L'aeromobile entra poi in una discesa ripida, mentre continua ad accelerare fino a superare i 180 KIAS e la virata si stringe con una velocità di virata di 6,5°/sec.
- L'analisi della traiettoria, considerando l'angolo di attacco, le velocità dell'aeromobile e i fattori di carico derivati indica che in ogni momento della sequenza di eventi l'aeromobile aveva un significativo margine di sicurezza sia rispetto alla AoA che alla velocità di stallo.

Su assetti ed accelerazioni relative all'ultima fase di volo, ovvero quella successiva all'ingresso in virata destra a 30°, ed in particolare quella di ingresso in assetto inusuale, il costruttore non è stato in grado di fornire risposte.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

Non pertinente.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1 Telecamere di sorveglianza aeroportuali.

Telecamere dei varchi di sicurezza allo scalo dell'aviazione generale e di affari.

Le telecamere di sorveglianza presenti presso i varchi di sicurezza per l'accesso allo scalo dell'aviazione generale e di affari hanno consentito di ricostruire le fasi e le tempistiche del transito del pilota e dei passeggeri per l'imbarco e la partenza.

Alle 10.25'23" la telecamera interna del varco di sicurezza ha registrato il transito del pilota attraverso il punto di controllo di sicurezza insieme a tre passeggeri.

Alle 10.28'51" la telecamera interna dell'accesso all'area aeroportuale ha registrato la partenza del furgone che ha accompagnato al velivolo il pilota ed i primi tre passeggeri.

Alle 10.30'00" il furgone con a bordo il pilota ed i primi tre passeggeri giunge all'aeroplano.



Foto 71: arrivo del pilota e dei primi tre passeggeri al velivolo.

Alle 10.43'40" la telecamera interna registra il passaggio dei restanti 4 passeggeri che varcano il controllo di sicurezza.

Alle 10.44'17" i quattro passeggeri salgono a bordo del furgone che li accompagna al parcheggio dell'aeroplano ove giungono alle 10.45'18". Dopo avere sbarcato i quattro passeggeri il furgone si allontana dall'aeromobile alle 10.46'07".

Alle 10.47'20" il *follow me* si posiziona nei pressi del parcheggio dell'aeromobile.

Alle 10.49'59" si registra l'inizio della rotazione dell'elica.

Alle 10.52'30" la telecamera orientata sul piazzale dell'aviazione generale con vista verso Est registra il movimento della vettura *follow me* e l'inizio del rullaggio dell'aeromobile.



Foto 72: istante dell'inizio rullaggio.

Alle 10.53'10" la telecamera orientata sul piazzale dell'aviazione generale con vista verso Nord registra il transito dell'aeromobile configurato con i flaps in posizione di decollo.

Alle 10.53'40" la telecamera orientata sul piazzale dell'aviazione generale registra il transito dell'aeromobile.

Alle 10.59'40" la telecamera denominata *deicing 1* con vista verso Nord registra il passaggio dell'aeromobile in rullaggio sulla TWY "Bravo".

Alle 11.00'50" la telecamera denominata *deicing 3* con vista verso Sud registra il passaggio dell'aeromobile in rullaggio sulla TWY "Tango".

A partire dalle 11.04'07" la telecamera denominata *deicing 3* con vista verso Sud registra la corsa di decollo e l'involo dell'aeromobile. Si apprezza la presenza di nuvolosità a Sud dell'aeroporto.



Foto 73: fase di decollo del PC-12 YR-PDV.

1.18.2 Telecamere di sorveglianza del parcheggio.

Sono state analizzate le registrazioni delle telecamere dell'impianto di video sorveglianza dell'ATM relativo alle zone limitrofe al capolinea della metropolitana (linea 3). In particolare, sono state esaminate le telecamere denominate:

- telecamera 13 park Emilia rampa ingresso;
- telecamera 15 corridoio park Emilia;
- telecamera 17 park Emilia ingresso/uscita (esterno vs interno).



Figura 60: posizione delle telecamere del sistema di videosorveglianza park Emilia (indicazioni su cartografia Google Earth).

Alle 11.07'57,693" la telecamera 15 corridoio park Emilia registra in un singolo fotogramma, distorto e a bassa risoluzione, la parte ventrale dell'aeromobile del quale si apprezzano la prua, le semiali e parte della fusoliera con assetto pressoché verticale e prossimo all'impatto con il suolo. L'unica immagine disponibile del velivolo non fornisce evidenze sulla parte posteriore (piani di coda).



Foto 74: unico fotogramma dell'aeromobile prossimo all'impatto (11.07'57.693").

Alle 11.07'57,872" la telecamera di sorveglianza 13 park Emilia rampa ingresso registra la sequenza dell'esplosione e della proiezione di parti del velivolo.



Foto 75: la sequenza dell'esplosione in seguito all'impatto con proiezione dei frammenti dell'aeromobile.

La telecamera 17 park Emilia ingresso – uscita (TLC esterno vs interno) registra, all'orario locale 13.07.57.861, il momento dell'impatto con il passaggio dell'aeroplano.

Si nota il segno nero del contatto con il bordo del tetto dell'edificio.



Foto 76: fermo immagine al tempo precedente all'impatto 13.07'57,707".



Foto 77: fermo immagine al momento dell'impatto 13.07.57.861.

La stessa telecamera registra a partire dal frame successivo (13.07'57,963") e seguenti la sequenza dell'esplosione e della proiezione di parti del velivolo successiva all'impatto.



Foto 78: fermo immagine al tempo 13.07'57,963".



Foto 79: fermo immagine al tempo 13.08'00,361".

1.18.3 Dashcam a bordo di vettura privata.

Una *dashcam* installata a bordo di una vettura privata che percorreva la A51, tangenziale Est di Milano, in direzione Sud, quando si trovava a 400 metri circa prima dell'uscita di Paullo Milano S. Giulia, ha registrato, da una distanza di circa un chilometro e mezzo, la fase finale del volo del YR-PDV fino all'impatto per una durata di due secondi circa, ovvero da quando

questo fa ingresso dall'alto nel campo visivo della telecamera e fino all'impatto ed all'esplosione.

Approssimando il tempo di volo e la velocità verticale registrata nella fase terminale del volo, l'aeromobile è risultato visibile sulla *dashcam* da quando si trovava a circa 1300 ft da terra.

L'aeroplano precipita con assetto verticale, che si riduce solo lievemente nella fase finale, mentre effettua una rotazione destrorsa sull'asse longitudinale di circa 90° . Negli ultimi istanti registrati in cui l'aeroplano è ancora visibile prima dell'impatto, questo appare in assetto picchiato di circa 80° e con una minima componente orizzontale verso Ovest/Nord Ovest.

Nel video non si osservano tracce di fumo ed in cielo è presente una copertura nuvolosa pressoché totale. Al momento dell'impatto, quando l'autoveicolo si trovava prossimo all'uscita, la telecamera ha registrato gocce di pioggia che iniziavano a cadere sul parabrezza. Avvicinandosi al punto dove l'aereo è precipitato, la pioggia aumentava progressivamente di intensità.

Dopo l'impatto la telecamera ha registrato lo sviluppo di una grande esplosione, che si è poi tramutata dopo pochi secondi in una colonna di denso fumo nero.

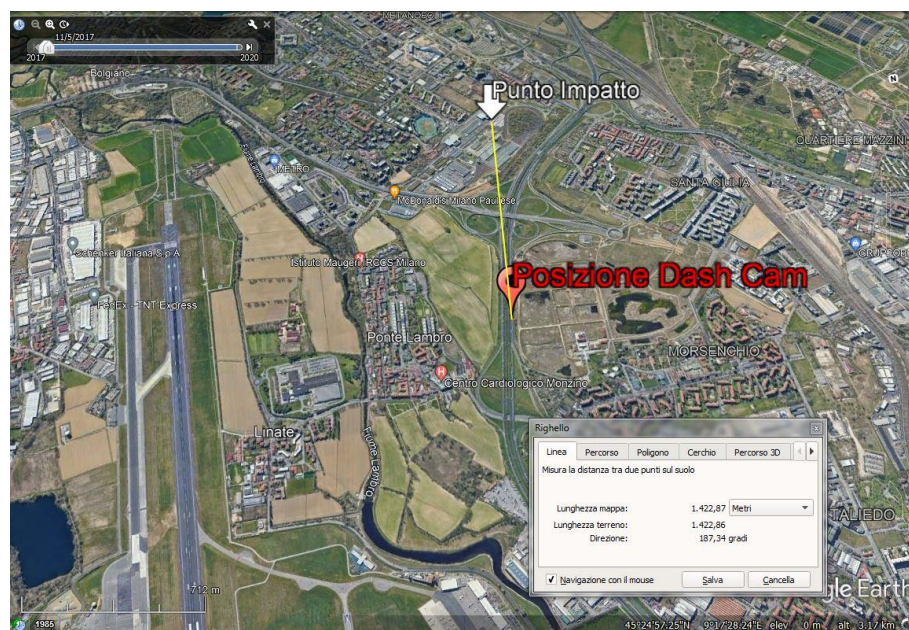


Figura 61: posizione dell'autovettura con a bordo la dashcam rispetto al punto di impatto (foto orientata a Sud).

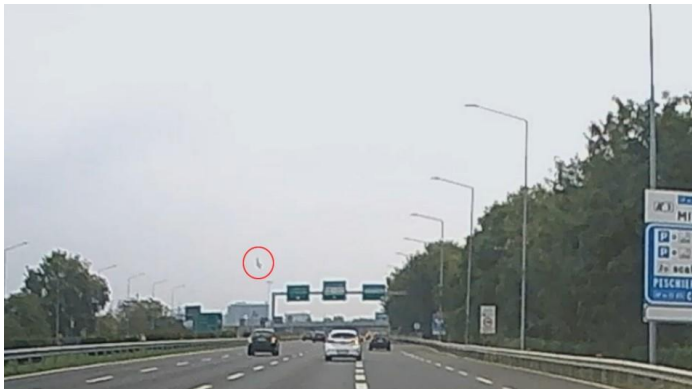
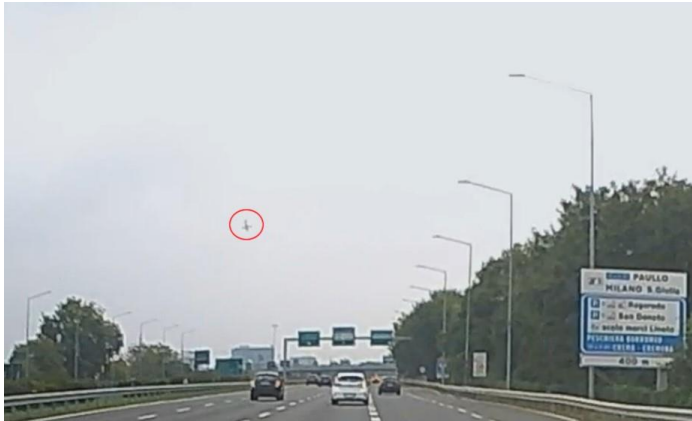




Foto 80-85: Sequenza di fermi immagine estratti dalla dashcam dell'auto che procedeva in direzione Sud.

1.18.4 Dichiarazioni testimoniali

Personale della ditta di gestione dei servizi a terra per la aviazione generale e di affari

I dipendenti della ditta di gestione dei servizi a terra per la aviazione generale e di affari, che avevano interagito con il pilota ed i passeggeri del volo YR-PDV in partenza, hanno fornito la loro testimonianza. Tra le evidenze di interesse è stato riportato che:

- il pilota aveva chiamato la società di gestione alle 10 locali circa per confermare che sarebbe partito intorno alle 13.00' - 13.30' locali. Nulla di anomalo è stato notato nel comportamento del pilota e dei passeggeri. All'atto del pagamento della fattura per i servizi forniti il pilota comunicava che sarebbero ritornati a Linate il successivo martedì 5 ottobre. L'imbarco aveva luogo in due gruppi distinti. Il comandante comunicava che due persone avrebbero nel frattempo ritirato una macchina presso una società di autonoleggio in aeroporto parcheggiandola in previsione del ritorno a Linate e sarebbero poi partiti insieme.

- Il pilota aveva effettuato il *walk around* e rimosso le coperture di protezione dell'aeromobile.
- Nessuno è stato in grado di ricordare da chi fosse poi effettivamente stato occupato il posto a fianco del pilota (CM2).
- Nessun coordinamento per il rifornimento dell'aeromobile a Linate è stato effettuato dalla società di gestione.

Testimonianza di piloti di aeromobili in volo

Degli aeromobili che si trovavano in volo nell'area interessata dal velivolo YR-PDV nella finestra temporale in cui ha avuto luogo l'incidente si riportano le dichiarazioni testimoniali degli equipaggi dei seguenti velivoli:

- Bombardier Challenger CL60 marche di identificazione LN-SUN, operante il volo MDT6 e decollato da LIML alle 11.06', circa 2 minuti dopo YR-PDV. Diretto a Trondheim, Norvegia (ICAO ENVA), dopo il decollo per RWY36 ha effettuato la SID NIKMO6A (verso Nord).
- Casa C295M, velivolo militare della Polish Air Force, con nominativo PLF04 atterrato alle 11.10' per RWY36 a LIML proveniente da Nord Est.

Pilota del volo MDT6

L'equipaggio del volo MDT6 ha osservato quanto segue:

Durante i preparativi prima del volo, i piloti hanno notato un Pilatus PC-12 già in fase di imbarco degli occupanti e successivamente hanno osservato il velivolo mentre rullava lasciando il parcheggio. Il pilota ricorda di avere commentato come il Pilatus rullasse velocemente.

Il decollo avvenuto per RWY 36 ha avuto luogo regolarmente e senza alcun evento significativo alle 11.06' UTC, proseguendo poi verso Nord con la SID NIKMO 6A.

C'era una pioggia leggera e sul velivolo l'antighiaccio era selezionato su ON prima del decollo ma non è stata ricevuta alcuna indicazione di presenza condizioni di ghiaccio durante la partenza.

Per quanto l'equipaggio ha potuto ricordare, probabilmente l'ingresso in nube è avvenuto a circa 4500 - 5000 piedi di altitudine.

Durante il volo è stato udito un segnale ELT molto forte e breve (meno di due secondi).

Pilota del Casa C295M nominativo PLF04

L'equipaggio dell'aeromobile militare ha dichiarato di non avere osservato nulla di insolito durante l'avvicinamento finale a Linate per l'atterraggio RWY36. Il comandante ha dichiarato che non ci sono stati avvisi TCAS durante l'avvicinamento finale. Le condizioni meteorologiche erano leggermente peggiori di quelle riportate nell'ATIS a causa delle precipitazioni che riducevano la visibilità, come confermato anche dal copilota.

1.18.5 Assetti inusuali

Un assetto inusuale è definito come uno stato indesiderato⁷ dell'aereo caratterizzato da divergenze non intenzionali dai parametri normalmente sperimentati durante le operazioni.

Gli assetti inusuali, come si evince dalla letteratura aeronautica, si possono verificare per tre cause fondamentali⁸:

1. indotte dall'ambiente, per esempio turbolenza, CAT, onda di montagna, windshear, temporali, microburst, turbolenza di scia e formazione di ghiaccio sugli aerei;
2. anomalie indotte dai sistemi, ovvero, per esempio, avarie alla strumentazione di bordo, dell'autopilota o anomalie dei comandi di volo;
3. indotte dal pilota, quali, per esempio, un non adeguato controllo incrociato degli strumenti, disattenzione e distrazione dai compiti primari della cabina di pilotaggio, vertigini o disorientamento spaziale e uso improprio dell'automazione dell'aereo.

Disorientamento spaziale

Il disorientamento spaziale, se non adeguatamente corretto, può comportare sia la perdita di controllo dell'aeromobile, o causare un CFIT. Il disorientamento spaziale si manifesta quando un pilota non percepisce correttamente il movimento dell'aeromobile, la posizione e il suo assetto rispetto all'orizzonte ed al suolo.

Come dimostrato sperimentalmente in ambito di ricerca in medicina aerospaziale (Lessard CS Safe Journal - winter spring 2000 numero 30) finalizzata a determinare l'importanza relativa della scena ambientale nel raggiungere una dominanza visiva rispetto ad altre informazioni derivanti dall'apparato vestibolare, gli esseri umani sono largamente dipendenti dal senso visivo nel risolvere sensazioni illusorie del tipo *somatogyral*.

⁷ Stati indesiderati dell'aeromobile sono definiti come "deviazioni della posizione o della velocità dell'aeromobile indotte dall'equipaggio di condotta, errata applicazione dei comandi di volo o configurazione errata dei sistemi, associate a una riduzione dei margini di sicurezza" (a tal proposito cfr <https://skybrary.aero/articles/threat-and-error-management-tem-flight-operations>).

⁸ A tal proposito cfr <https://skybrary.aero/sites/default/files/bookshelf/4173.pdf>

In caso di sensazioni a livello di posizionamento spaziale contraddittorie, l'ampia percentuale dei soggetti osservati segue le informazioni derivanti dal senso visivo, anche se queste sono contrastanti o contraddittorie. Tuttavia in condizioni ove le *i riferimenti visivi* si deteriorano o vengono a mancare, i soggetti osservati (piloti compresi), in condizione di conflitto sensoriale a seguito disorientamento spaziale, realizzano improvvisamente un assetto anomalo inaspettato e tendono, anche in caso di percezioni incorrette ed in presenza di indicazioni corrette ma in contrasto con le proprie sensazioni illusorie, a seguire le indicazioni illusorie fornite dal sistema vestibolare con il conseguente rischio di assetti inusuali.

Il disorientamento spaziale può sorprendere qualsiasi pilota, in qualsiasi istante, a prescindere dalla sua esperienza; molto spesso si associa a fatica, distrazione, compiti impegnativi dal punto di vista cognitivo e/o condizioni di visibilità marginali.

Il disorientamento accade più facilmente di notte, in condizioni meteorologiche sfavorevoli, in IMC od in assenza di un orizzonte definito. Altri fattori di rischio sono rappresentati dalla strumentazione di volo inefficiente e da carichi di lavoro elevati, specialmente in fasi particolari del volo (come, ad esempio, durante la effettuazione di SID e durante gli avvicinamenti).

Molto spesso il disorientamento occorre in seguito ad un mancato rispetto dei criteri del CRM, anche se, nel caso specifico, potrebbe essere più opportuno fare riferimento al concetto di *single pilot resource management (SRM)*.

Sebbene la letteratura aeronautica citi due categorie principali di illusioni dovute al disorientamento spaziale (le *somatogravic illusion* e le *somatogyral illusion*), ai fini dell'inchiesta relativa all'incidente in esame si è posta una attenzione particolare su quest'ultima.

Entrambe le predette categorie sono causate dal normale funzionamento del sistema vestibolare nel relativamente anomalo (per l'essere umano) ambiente del volo. Si fa riferimento, in particolare, ai tre canali semicircolari ed agli organi otolitici (per i quali si rimanda a qualsiasi testo di anatomia dell'orecchio per un eventuale approfondimento), che forniscono al cervello le informazioni relative alle accelerazioni sui tre assi, nonché le accelerazioni e le decelerazioni lineari del capo. Le illusioni del tipo *somatogyral* si caratterizzano per i seguenti aspetti:

- falsa percezione del piano orizzontale (*leans*);
- percezione di virare in direzione opposta;
- effetto Coriolis, sensazione di rotolamento o di rotazione su di un asse differente rispetto a quello su cui ci si stia muovendo.

Le prime due sensazioni illusorie, se non adeguatamente corrette, possono condurre alle situazioni note come *graveyard dive* o *graveyard spiral*.

In particolare, il fenomeno del *leans* ha luogo quando, sebbene al principio della virata l'apparato vestibolare percepisca il movimento iniziale di rollio e di variazione di prua, una volta stabilizzati su di una virata costante, normalmente dopo circa 30 secondi, l'apparato vestibolare si "allinei" con l'aeromobile ed il pilota percepisca l'assetto dell'aeromobile (più correttamente, con riferimento al caso in questione, del velivolo) come livellato.

Il pilota può anche arrivare al punto di inclinare il corpo o l'aeromobile alla nuova posizione "neutra", da cui deriva quindi il termine "leans" (inclinare). Solamente osservando la linea dell'orizzonte vero o gli strumenti di volo (indicatore di assetto) è possibile riconoscere l'illusione. Tale fenomeno può accadere, in particolare, quando il velivolo non sia correttamente trimmato, per cui si innesca un movimento di rollio così lento che è al di sotto della soglia di percezione del pilota.

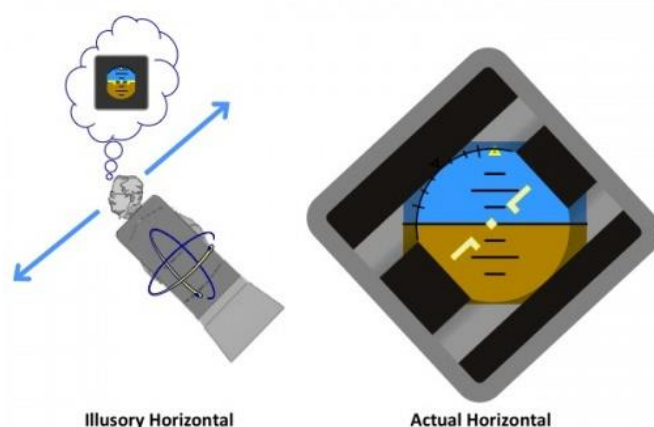


Figura 62: sensazione illusoria di tipo "leans" (immagine tratta da *Skybrary.com*).

La soglia per la percezione del movimento sul rollio è di circa due gradi al secondo. Se, a seguito del fenomeno del "leans" o di altro tipo di disorientamento spaziale, il pilota non si accorga per tempo dell'inclinazione alare, è possibile che il velivolo si appruì, con conseguente aumento di velocità. Il pilota, che percepisce in tale situazione le ali livellate, ma la velocità in aumento e la quota in diminuzione, agirà sugli elevatori, tirando il volantino per arrestare la discesa e ridurre la velocità. In realtà, con il velivolo inclinato oltre un certo angolo, il risultato sarà esclusivamente quello di accentuare la virata, con eventuale ulteriore accentuazione dell'assetto a muso basso. In questo scenario, se non si interrompe la sequenza con una corretta rimessa da assetto inusuale, l'esito finale si tradurrà in una spirale in discesa non controllata.

1.18.6 Conseguimento e mantenimento Class rating SET PC-12

Il PC-12 è classificato come aeroplano ad alte prestazioni a condotta singolo pilota (*single-pilot high-performance aircraft* ovvero SP-HPA) ma *non complex*.

In particolare, il PC-12, essendo un monomotore turboelica, non richiede un'abilitazione al tipo (*type rating*), ma rientra nella classe SET (*class rating SET PC-12*), in particolare la *Class rating 'SET' for single pilot (SP) single-engine (SE) turbo-prop aircraft*. Pertanto, non esiste un *Operational Suitability Data – Flight Crew (OSD FC)*⁹ approvato come parte del certificato di tipo e, di conseguenza, non esistono *training areas of special emphasis (TASE)* o altri elementi di addestramento specifici per l'aeromobile richiesti dai requisiti UE, ad eccezione delle disposizioni della Parte FCL¹⁰.

Laddove non esistano documenti OSD FC, l'EASA può redigere l'*Operational Evaluation Guidance Material Flight Crew (OE GM)* - per assistere le Autorità competenti, gli operatori, le organizzazioni di formazione (ATO), gli istruttori e qualsiasi altro personale coinvolto nell'addestramento dell'equipaggio di volo e nelle operazioni aeree. Contrariamente ai documenti OSD FC, i documenti OE GM non stabiliscono alcun requisito normativo e non costituiscono dati di idoneità operativa (né elementi obbligatori, né non obbligatori).

⁹ Per gli aspetti inerenti il concetto di operational suitability data (OSD) si rimanda al seguente link: <https://www.skybrary.aero/articles/operational-suitability-data>; di seguito un estratto della pagina a riferimento.

The concept of operational suitability data (OSD) draws its origins from the operational evaluation board (OEB) existing under the Joint Aviation Authorities (JAA). Operational evaluations have been conducted by the JAA and then by the European Union Aviation Safety Agency (EASA) since 1997. Under the OEB scheme aircraft manufacturers submitted, on a voluntary basis, recommendations for the approval of aircraft type rating training courses (flight and cabin crew) and the minimum equipment lists (MELs). OEB reports have been published on the EASA website in support of approved training organisations (ATOs) and air operators for the aircraft, equipment and/or operations evaluated under the OEB reports.

The European Commission has published a new requirement in aircraft certification with regard to operational suitability data, thereby mandating that aircraft manufacturers submit data EASA considers important for safe operations. Under Commission Regulation (EU) No 69/2014 of 27 January 2014 amending Regulation (EU) No 748/2012 laying down implementing rules for the airworthiness and environmental certification of aircraft and related products, parts and appliances (Part-21), the data is to be approved by EASA under the aircraft type certificate and then used by air operators and flight and maintenance training organisations. The mandatory OSD succeeds the voluntary OEB process. There exist five categories of OSD and these cover: pilot training, cabin crew training, the master minimum equipment list (MMEL), maintenance staff training and simulator qualification.

The process begins when the aircraft manufacturer proposes what data EASA will evaluate against the rule for approval. OSD are approved as part of the type certificate like the airplane flight manual, and are referenced in the applicable type certificate data sheet (TCDS). Since the holder of the type certificate is the owner of OSD, the manufacturer is required to keep the data current.

The OSD then becomes the reference document for customised training and for MELs as developed by the users of the OSD (air operators and training organisations). OSD has both mandatory and recommended elements and it is up to the national aviation authorities (NAAs) to determine whether users must comply with a recommendation. Pilot qualification is at the heart of OSD. It defines a minimum syllabus for a type rating, as well as training areas of special emphasis.

¹⁰ Annex I to Commission Regulation (EU) No 1178/2011 of 3 November 2011 laying down technical requirements and administrative procedures related to civil aviation aircrew pursuant to Regulation (EC) No 216/2008 of the European Parliament and of the Council (as amended).

L'EASA *Operational Evaluation Guidance Material (OE-GM) – Flight Crew PC-12 Model Aircraft* è stato pubblicato inizialmente il 6 novembre 2015 (dopo il conseguimento del *class rating* del pilota deceduto) e specifica:

1. I prerequisiti per l'addestramento iniziale per il conseguimento del *class rating*, indicando che i piloti debbano essenzialmente soddisfare i prerequisiti previsti dalla Part-FCL, comprensivi dei requisiti per le operazioni degli HPA.
2. I contenuti dell'addestramento teorico, che prevedono circa 45 ore nel caso in cui il pilota non abbia esperienza pregressa su aeromobili simili per equipaggiamenti e performance. Figurano tra tali contenuti il sistema avionico Honeywell Primus, l'FMS, tutti i sistemi dell'aeromobile, limiti, pianificazione e performance, carico e centraggio, procedure normali e di emergenza, il sistema di controllo automatico AFCS, l'INAV e la checklist elettronica, radar meteo, TCAS, TAWS e EGPWS.
3. I contenuti dell'addestramento pratico da effettuarsi in 12 ore su velivolo, simulatore o combinazione dei due. L'addestramento pratico deve essere suddiviso in circa 5,5 ore di addestramento VFR e 6,5 ore di addestramento IFR. Nell'ambito dell'addestramento VFR basico si richiede, se applicabile, di trattare, oltre tutti gli eventi previsti che riguardano manovre normali e di emergenza in VFR, elementi quali la *single pilot airmanship*. Nell'ambito dell'addestramento IFR, si richiede, se applicabile, di trattare, oltre tutti gli eventi previsti che riguardano manovre normali e di emergenza in IFR, elementi quali IFR airmanship e rimesse da assetti inusuali.
4. Le seguenti *Training Areas of Special Emphasis (TASE)* da trattarsi sia a livello teorico che pratico:
 - *Electronic Checklist (ECL)*.
 - *Touch Screen Controller (TSC)*.
 - *Engine*.
 - *Propeller*.
 - *Honeywell ACETM avionics suite, FMS and associated functions (if installed)*.
 - *Autothrottle (AT) inclusive Throttle Mode Annunciator (TMA) (non applicabile per il modello in questione)*.
 - *Tactile Feedback (TF)*.
 - *Fuel System*.

- *Procedures for engine-failure, dry motoring.*
- *Operation of Wx radar.*
- *Operation in cold weather and flying in icing conditions.*
- *Short field operation.*
- *Aircraft loading configurations (e.g. for cargo).*

Per quanto attiene le *specifications for recent experience and currency* l'OE GM-Flight Crew relativo al PC-12 rimanda ai requisiti per la *recent experience* definiti nella Part-FCL FCL.060, che stabilisce che un pilota non può operare un velivolo commerciale o trasportare passeggeri come PIC se nei precedenti 90 giorni non ha effettuato almeno 3 decolli, avvicinamenti ed atterraggi su aeromobile del medesimo tipo o classe o su un FFS rappresentativo del medesimo tipo o classe.

La Part FCL EASA definisce i requisiti previsti per il conseguimento dell'abilitazione su aeroplani ad alte prestazioni, non complessi ed a condotta singola (*single-pilot high-performance non-complex aeroplanes*), ovvero almeno 200 ore di volo totali delle quali almeno 70 come pilota in comando e, nel caso non si sia titolari di licenza ATPL o CPL, quindi nel caso di pilota PPL, si abbia preventivamente ottenuto presso un ATO il certificato del completamento favorevole di un corso di competenze teoriche aggiuntive.

I contenuti del corso per l'acquisizione delle competenze teoriche aggiuntive per HPA sono definiti dal:

AMC1 FCL.720.A(b)(2)(i) Experience requirements and prerequisites for the issue of class or type ratings – aeroplanes.

Additional theoretical knowledge for a class or type rating for high-performance single-pilot (SP) aeroplanes.

L'AMS premette che alcuni velivoli certificati per l'impiego in SP hanno prestazioni, sistemi e capacità di navigazione simili a quelli normalmente associati ai tipi di velivoli MP e operano regolarmente nello stesso spazio aereo. Il livello di conoscenza richiesto per operare in sicurezza in questo ambiente non fa parte dei programmi di addestramento per la licenza PPL, CPL o l'IR(A), oppure non è sufficientemente approfondito, ma i titolari di queste licenze possono volare come pilota in comando di tali velivoli, tramite l'acquisizione di necessarie

conoscenze teoriche supplementari, che avviene tramite frequenza e completamento di un corso specifico presso un ATO.

L'obiettivo del corso teorico è quello di fornire al candidato una sufficiente conoscenza degli aspetti di funzionamento dei velivoli in grado di operare ad alta velocità e ad alta quota, e dei sistemi di bordo necessari per tali operazioni.

La Part FCL stabilisce che il periodo di validità di un *class e type rating* è di un anno, eccetto che per *single pilot single engine class rating* per i quali la validità è di 2 anni, se non diversamente specificato dagli *operational suitability data*, stabiliti in accordo con Part-21. L' OE GM-Flight Crew relativo al PC-12 non fornisce limitazioni aggiuntive.

I prerequisiti minimi necessari per riconvalidare l'abilitazione alla classe SET PC-12 con il *proficiency check* sono indicati al punto FCL.740.A *((3) Single-pilot single-engine turbo-prop aeroplanes. For revalidation of single-engine turboprop class ratings applicants shall pass a proficiency check on the relevant class in accordance with Appendix 9 to this Part¹¹ with an examiner, within the 3 months preceding the expiry date of the rating).*

L'abilitazione all'IR ha validità di un anno.

Per la riconvalida dell'abilitazione IR, il riferimento alla FCL.625.A IR(A) specifica al punto (1) *when combined with the revalidation of a class or type rating [applicants for the revalidation of an IR (A)] shall pass a proficiency check in accordance with Appendix 9 to this part.*

Single pilot Resource Management

Il *Single pilot Resource Management (SRM)* è l'arte e la scienza di gestire tutte le risorse - sia a bordo del velivolo che da fonti esterne - a disposizione di un singolo pilota prima e durante il volo, per garantire il buon esito del volo stesso (*The art and science of managing all the resources — both on-board the aircraft and from outside sources — available to a single pilot prior to and during flight U.S. Federal Aviation Administration (FAA), Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2016*).

¹¹ EASA part FCL, pag 1238-1245 *Single-Pilot Aeroplanes, except for high performance complex aeroplanes.*
<https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/Part-FCL.pdf>.

Il citato manuale edito dalla FAA americana ribadisce come molti principi del CRM, che si concentra sui piloti che operano in ambienti di equipaggio plurimo, sono stati applicati con successo ai piloti di velivoli a equipaggio singolo e hanno portato allo sviluppo di SRM.

SRM include i concetti di ADM¹², gestione del rischio, gestione delle attività, gestione dell'automazione, consapevolezza dei rischi inerenti al volo controllato nel terreno (CFIT) e consapevolezza situazionale (*situational awareness*). L'addestramento SRM aiuta il pilota a mantenere la consapevolezza della situazione gestendo l'automazione e le attività di controllo e navigazione associate. Ciò consente al pilota di valutare e gestire accuratamente il rischio e di prendere decisioni accurate e tempestive. L'uso delle risorse disponibili, come il pilota automatico e il controllo del traffico aereo (ATC), replica i principi del CRM.

¹² *Aeronautical decision making (ADM)* — Un approccio sistematico al processo mentale utilizzato dai piloti di aerei per determinare costantemente la migliore linea d'azione in risposta a un dato insieme di circostanze (*A systematic approach to the mental process used by aircraft pilots to consistently determine the best course of action in response to a given set of circumstances FAA, Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge, 2016*).

CAPITOLO II

ANALISI

2. GENERALITÀ

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

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

2.1 Condotta della fase di operazioni a terra e del volo dell'incidente.

Gli accadimenti relativi al volo dell'incidente vengono di seguito divisi in cinque fasi: due a terra e tre in volo:

Fasi a terra

Prima fase: operazioni a terra. Dall'arrivo in aerostazione alla richiesta di messa in moto (10.25'23" - 10.48'01").

Il transito presso il varco di sicurezza per l'accesso all'aviazione generale del pilota e dei sette occupanti ha avuto luogo in due tornate e, specie con riferimento al transito del secondo gruppo, è stato caratterizzato da una certa premura di raggiungere il pilota transitato con il primo gruppo e già all'aeromobile. Dalle evidenze disponibili (riprese video e dichiarazioni testimoniali del personale della società di handling) non si evince alcuna anomalia nel comportamento o nello stato psico fisico del pilota.

Tra l'arrivo del pilota all'aeromobile e la chiamata radio per la richiesta di messa in moto sono intercorsi circa 23 minuti nel corso dei quali ha avuto luogo l'effettuazione delle procedure di imbarco e dei controlli prevolo.

Alla luce delle risultanze sull'esame del DNA dei fluidi organici rinvenuti sulla cintura di sicurezza del sedile lato copilota, è altamente verosimile che al posto di destra sedesse un passeggero di genere femminile, la donna di 65 anni di età, madre e nonna di due passeggeri che erano a bordo.

In assenza di registrazione audio LDR, non è stato possibile appurare se la presenza in cabina di pilotaggio di un soggetto non pilota possa o meno avere influito sulla sterilità del cockpit¹³ nelle fasi critiche del volo.

Seconda fase: operazioni a terra. Dalla richiesta di messa in moto al decollo (10.48'01" - 11.04'05").

L'operatore di Linate GND in seguito alla richiesta di messa in moto del pilota dettava immediatamente la clearance per il volo IFR, comprensiva tra gli altri dati di SID e *transition*. Il pilota inizialmente non comprendeva la denominazione della SID e ne chiedeva la ripetizione. Linate GND ripeteva ed il pilota effettuava il read back.

Meno di quattro minuti dopo la ricezione della clearance, il pilota, che nel frattempo aveva avviato il motore, comunicava in frequenza di essere pronto al rullaggio. Linate GND forniva le istruzioni al rullaggio. I dati registrati dal SMR indicano una velocità di rullaggio con punte massime di 26 nodi. Un testimone a bordo di un velivolo parcheggiato presso il medesimo piazzale e decollato circa due minuti dopo il PC-12, ha commentato come il rullaggio di quest'ultimo apparisse veloce.

L'allineamento per RWY 36 ha avuto luogo senza soluzione di continuità e non si sono registrati tempi di attesa che abbiano reso necessario l'arresto, anche solo momentaneo, del rullaggio.

La mancata comprensione del titolo della SID assegnata potrebbe essere dovuta alla mancanza di familiarità con l'aeroporto di Linate, peraltro confermata dal fatto che non è stato possibile riscontrare altri voli effettuati dal pilota a Linate precedenti la data di arrivo del 30 settembre. È norma verificare alla pagina F PLN dell'FMS, dopo l'inserimento della SID nel piano di volo, la congruenza punto per punto di quest'ultima con la cartina di procedura, per accertare che non vi siano discontinuità e validare che questa sia aderente al percorso previsto dalla procedura pubblicata. A maggior ragione nel caso di condotta *single pilot* dove il *pilot flying* non può contare sulla collaborazione di un *pilot monitoring*, è fondamentale verificare la

¹³ Il concetto di cabina di pilotaggio sterile (sterile flight deck) è definito propriamente per le operazioni con aeromobili commerciali tipicamente con cabine di pilotaggio separate dalla cabina passeggeri; prevede la limitazione dell'attività dei membri dell'equipaggio di volo a ciò che è operativamente essenziale durante le fasi di volo che richiedono il maggior livello di attenzione e concentrazione: rullaggio, decollo, salita iniziale, avvicinamento intermedio e finale, atterraggio. In tali fasi il pilota non deve essere distratto da quelle che sono le operazioni critiche per la condotta in sicurezza dell'aeromobile. Si ritiene tuttavia che tale concetto sia pertinente, con le dovute limitazioni, anche per le operazioni di aeromobili dell'aviazione generale. (Le procedure riferite allo sterile flight deck sono state pubblicate nel regolamento (UE) 2015/140 come regolamento di modifica del regolamento (UE) n. 965/2012 sulle operazioni di volo. L'EASA ha pubblicato l'AMC e il GM associati con la decisione ED 2015/005/R).

correttezza dei dati inseriti e inserire le radiali VOR e frequenze delle relative radioassistenze (VOR/NDB) di *back up*, per evitare di dover distogliere l'attenzione dalla conduzione dell'aeromobile in fasi critiche (quali quelle di salita dopo il decollo e sotto i 10.000 ft) ed in IMC, durante una fase di volo caratterizzata da maggior carico di lavoro, quali la partenza e la salita iniziale.

La verifica di congruenza della SID e del piano di volo, insieme alle altre procedure quali l'avviamento del motore, controlli post avviamento e precedenti il rullaggio sarebbe stata quindi effettuata in meno di 4 minuti, tempo intercorso tra la dettatura della clearance e l'inizio del rullaggio.

Fase in volo

Terza fase: dal decollo al disinserimento dell'autopilota (dalle 11.04'05" - 11.05'58")

Dopo una regolare corsa di decollo per RWY36, l'aeromobile si è involato alle 11.04'05".

L'inserimento degli automatismi (autopilota e modo di navigazione LNAV come indicato dai dati ADS-B) è avvenuto dieci secondi dopo l'involò. Il percorso seguito dal velivolo durante la fase appena descritta è compatibile con la *initial climb procedure* prevista dalla SID.

Tale fase, che termina ad una altitudine di 3075 ft potrebbe essere stata caratterizzata da condizioni di presenza di nuvolosità e non in condizioni di volo a vista (VMC).

In considerazione delle condizioni meteorologiche analizzate, si ritiene che l'aeromobile in questa fase fosse verosimilmente in condizioni IMC.

Alle 11.05'58" i dati ADS-B registrano il disinserimento dell'autopilota e del modo di navigazione LNAV.

Il disinserimento dell'autopilota in linea teorica può essere causato da:

- un comando di disinserimento azionato volontariamente dal pilota;
- insorgere di una avaria al sistema dell'autopilota in sé o di avaria ad altro sistema di bordo che, come conseguenza, comporti il disinserimento dell'autopilota.

La prima ipotesi, ovvero quella dell'azione volontaria del pilota di disinserire l'autopilota ed il modo di navigazione laterale, potrebbe essersi verificata in seguito alla presa di coscienza, da parte del medesimo, che la rotta programmata nell'FMS e seguita dall'autopilota non fosse la rotta prevista e autorizzata dall'ATC.

La seconda ipotesi, ovvero quella del disinserimento automatico dell'autopilota in seguito all'insorgere di un'avaria al sistema stesso o ad altro sistema di bordo che ne abbia comportato il disinserimento, anche se non può essere esclusa, appare meno plausibile; risulta poco verosimile che il pilota abbia continuato il volo senza comunicare l'insorgenza di una

problematica tecnica rilevante al controllo del traffico aereo, in particolare all'atto del richiamo dell'ATC per avere deviato dalla rotta, e, nel caso di una avaria di una certa gravità, non abbia optato per il conseguente rientro. È lecito attendersi che il pilota comunichi al controllo del traffico aereo l'insorgenza di una eventuale problematica a bordo al fine di ottenere tutto il supporto necessario del caso, sia per mantenere o riguadagnare la rotta, sia per fare rientro all'aeroporto di partenza o alternato.

Si ritiene inoltre improbabile che il pilota non si sia avveduto della deselezionazione dell'autopilota poiché, all'atto del disinserimento si attiva un allarme sonoro e visivo. Non si può escludere invece che dopo un disinserimento iniziale, senza un *monitoring* attento e continuo del FMA, un pilota impegnato in altri *task*, possa dimenticarsi di avere disinserito l'autopilota e che il controllo del velivolo, quindi, non sia più garantito dagli automatismi bensì richieda la condotta manuale.

Quarta fase: dal disinserimento dell'autopilota alla chiamata radio di Milano ACC (11.05'58" - 11.07'13")

Dopo la disconnessione dell'autopilota, l'aeromobile attraversava la track 130° prevista dalla SID, ma, invece di volare verso il punto D 18.0 SRN e successivamente dirigere al punto ATGAM, proseguiva la virata a destra deviando dalla rotta prevista dalla SID assegnata.

Dalle 11.06'44" e per i successivi sette secondi, quando l'aeromobile si trovava ad una altitudine di circa 3800 ft si registrava il temporaneo inserimento del modo di navigazione LNAV, senza inserimento dell'autopilota.

In questa fase si è registrata anche una decisa instabilità dell'aeromobile sul piano verticale, con un aumento della velocità variometrica fino ad un massimo di + 5824 ft/min.

La velocità variometrica di salita veniva ridotta progressivamente fino ad attestarsi a valori negativi all'inizio della successiva quinta fase.

Alla disconnessione dell'autopilota, quindi, è seguita una costante virata a destra, proseguendo comunque la salita, che deviava dal previsto percorso orizzontale della SID convergendo verso l'aeroporto fino all'incirca ad una *track* approssimativamente pari alla *selected heading* dell'FMS. Tale comportamento parrebbe indicativo del fatto che il pilota in tale fase avesse perduto la consapevolezza della navigazione laterale. Non si è registrata alcuna chiamata radio da parte del pilota di richiesta di assistenza alla navigazione o di vettori per un rientro all'aeroporto di partenza, tale da fare ipotizzare in questa fase la presenza di problematiche tecniche insorte a bordo con conseguente necessità di riatterrare.

Il mancato mantenimento della navigazione laterale con significativa deviazione dalla SID è stato seguito poi da una accentuata instabilità sul profilo verticale con ratei variometrici molto variabili. Tale imprecisione di controllo sul piano verticale con assetti variabili sull'asse di beccheggio potrebbe, in linea di principio, essere indicazione di una carente attenzione alla condotta manuale dell'aeromobile per concentrazione devoluta ad altri compiti quali ad esempio, in considerazione della fase del volo, quello di reinserire la SID o dare uno *steering* ad un *waypoint*.

La medesima imprecisione potrebbe anche essere stata causata da una problematica tecnica dell'aeromobile che ne ha reso di fatto più difficoltosa la condotta. Questa avrebbe potuto essere riferita ai comandi di volo (motivo per cui si è investigato in modo approfondito il sistema *pitch trim*) ma anche ad altri sistemi che potrebbero avere distolto l'attenzione del pilota dalla condotta basica manuale.

Quinta fase: dalla chiamata radio di Milano ACC all'impatto (11.07'13" - 11.07'57,7")

Alle 11.07'13" quando l'aeromobile era ormai prossimo ad interessare il fondamentale della RWY36 ha avuto luogo la chiamata di Milano ACC che chiedeva al pilota del YR-PDV se stesse seguendo la SID assegnata.

Alle 11:07'22" (T/O + 3'17" / Impatto - 35") il pilota richiedeva un vettore («*Now we deviate a little bit, sorry. Can I get some vectors?*»).

Il controllore di Milano ACC alle 11.07'26" e per una durata di 10" effettuava una comunicazione radio indirizzata al volo YR-PDV, avvisando di un traffico in rotta opposta ed un altro che stava lasciando Saronno, dove ribadiva inoltre la necessità di avvisare preventivamente prima di effettuare deviazioni di rotta. Lo istruiva quindi a virare immediatamente a sinistra su di una prua di 120°.

Il velivolo, che nel frattempo aveva raggiunto la quota massima di 5400 ft su di una track di circa 216° (pari all'incirca alla heading selected sull'FMS), iniziava una progressiva virata verso destra invece che verso sinistra, come indicato da Milano ACC.

È il caso di ribadire che, in tale frangente, il velivolo era molto verosimilmente in IMC.

Circa 5 secondi dopo il termine della chiamata di Milano ACC, alla quale il pilota non aveva ancora dato il ricevuto, ovvero alle 11.07'42" (T/O+3'37" Impatto -15" con una V/S pari a -2500ft/min), sulla medesima frequenza veniva registrato l'inizio di una comunicazione, verosimilmente rivolta a Milano ACC - "Mi..." - incompleta e subito interrotta.

L'aeroplano entrava in quella che si ipotizza essere una discesa pressoché verticale in spirale a destra. L'impatto al suolo ha avuto luogo alle 11.07'57,7".

Di seguito sono illustrate le fasi finali del volo ed in particolare della perdita di controllo che si ipotizza essersi verificata a partire dal tempo 11.07'42" (baro alt 5300 ft, v/s -2496 ft/min, track 281°) ovvero al tempo corrispondente alla chiamata interrotta "Mi..."

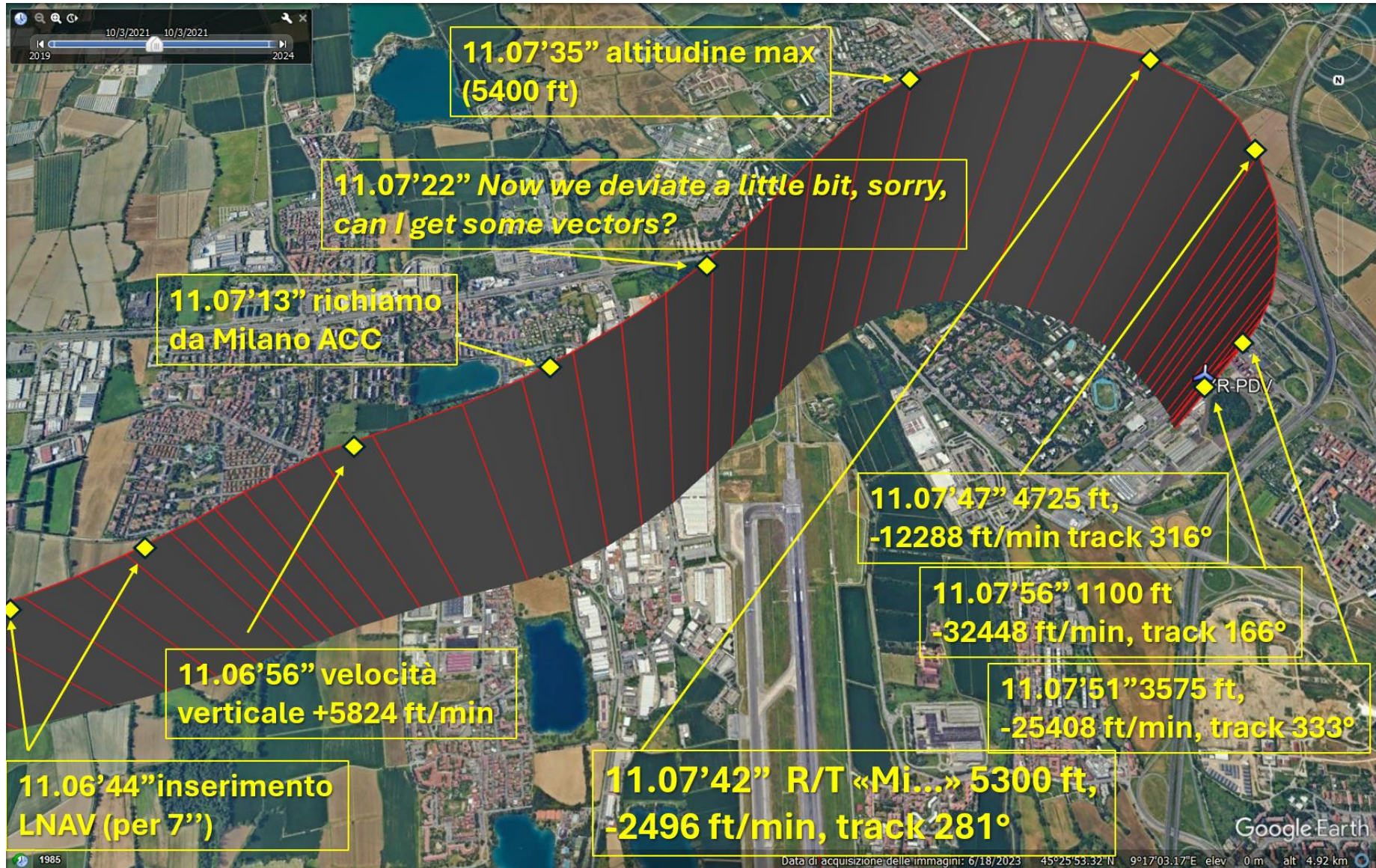


Figura 63: trasposizione grafica della traccia adsbexchange relativa alla fase finale del volo su mappa Google Earth

L'interruzione della chiamata radio del pilota in risposta a Milano ACC ("Mi..") lascia presagire che a quel punto il pilota si sia avveduto dell'assetto inusuale incipiente.

Il pilota, nel tentativo di riguadagnare le indicazioni per la condotta della navigazione, potrebbe avere canalizzato l'attenzione alla riprogrammazione dell'FMS (schermo centrale del pannello avionico) omettendo di monitorare gli assetti e trascurando la condotta basilica del velivolo, non piú governato dall'autopilota.

La gestione del sistema di navigazione, ritenuta in quel momento prioritaria (a differenza di quanto previsto dai criteri dell'ADM), potrebbe avere portato ad una non corretta priorit  dei task da svolgere, priorit  che in linea di principio prevedono:

1. mantenere il controllo basilico degli assetti e dei parametri di volo dell'aeromobile,
2. operare sulla strumentazione avionica per l'impostazione della rotta da seguire.

La saturazione dei processi cognitivi del pilota, conseguente ad un elevato livello di stress, e la canalizzazione dell'attenzione devoluta al sistema di navigazione nel tentativo di riguadagnare la rotta corretta, avrebbero, di fatto, non consentito di devolvere la necessaria attenzione alla condotta basilica del velivolo ed al mantenimento degli assetti previsti.

In questo modo l'aeromobile sarebbe entrato in un assetto inusuale, non prontamente riconosciuto e adeguatamente corretto.

2.2 Fattore umano

Dall'analisi delle operazioni al suolo   emersa una certa celerit  nello svolgimento delle medesime, possibile indicazione di fretta di raggiungere la destinazione che potrebbe avere indotto una qualche forma di pressione operativa a discapito della precisione ed accuratezza delle procedure effettuate.

Sono state analizzate le comunicazioni del pilota nel corso del volo di arrivo a Linate da Bucarest, che aveva avuto luogo il 30 settembre 2021, per un confronto della voce e del tono registrato nelle chiamate con quella del volo dell'incidente. L'analisi della voce, che   risultata appartenere alla medesima persona in entrambi i voli, non ha evidenziato alterazioni particolari nel giorno dell'incidente rispetto al giorno dell'arrivo a Linate.

Il grado di sterilit  della cabina di pilotaggio durante il breve volo sarebbe stato un elemento importante da valutare, soprattutto in considerazione del fatto che un passeggero molto probabilmente sedeva al fianco del pilota. Tuttavia, questa valutazione non   stata possibile a causa dell'indisponibilit  di prove sufficienti, tra cui in particolare la mancanza delle registrazioni audio dell'LDR riferibili al volo dell'incidente.

La chiamata radio del controllore di Milano ACC che ribadiva al pilota la necessità di avvisare l'ente di controllo prima di deviare dalla rotta, potrebbe avere indotto una pressione psicologica tale da indurre il pilota a dare priorità alla gestione del sistema di navigazione con canalizzazione dell'attenzione verso il FMS invece che al mantenimento del controllo dell'aeromobile.

La mancanza di familiarità con l'aeroporto di Linate e con le procedure SID relative potrebbe avere contribuito ad un decadimento della *situational awareness*.

Il disinserimento dell'autopilota potrebbe essere conseguenza di un atto volontario (per esempio la decisione di condurre l'aeromobile manualmente per evitare che questo segua *steering* non coerenti con la SID assegnata) o conseguenza di una avaria all'autopilota stesso o ad altra problematica tecnica che ne comporta il disinserimento.

In ragione dei *warning* associati al disinserimento, si ritiene poco realistico che il disinserimento accidentale passi inosservato nell'immediatezza e che il velivolo non venga condotto né manualmente né mediante l'automazione. Tuttavia, è possibile che successivamente, in ragione di un non ottimale monitoring dell'FMA, ci si possa dimenticare che l'aeromobile non è condotto automaticamente.

Il pilota era in possesso di licenza di pilota privato ed abilitato all'IFR, ed aveva una esperienza di volo sull'aeroplano coinvolto nell'incidente di circa 500 ore, sul quale era *current*.

Non è stato possibile quantificare quante delle ore di volo volate in IFR fossero state realmente volate in IMC.

A livello di interazione uomo macchina, si ritiene che la condotta *single pilot* di un aeromobile ad elevate prestazioni (HPA) richieda notevole impegno cognitivo da parte di piloti non professionisti, specie quando questi si trovino ad operare in:

- un ambiente caratterizzato da uno spazio aereo complesso, per struttura e presenza di altro traffico;
- un ambiente in cui non si abbia familiarità;
- in condizioni IMC;
- in assenza dell'ausilio degli automatismi (autopilota).

In caso di insorgenza di imprevisti, anche non necessariamente di grave entità, in assenza di una corretta applicazione dei criteri dettati da SRM e ADM, le risorse cognitive richieste potrebbero eccedere le capacità del pilota non professionista.

A tale riguardo, è interessante notare come, nel momento in cui la *situational awareness* del pilota sembrerebbe essere stata particolarmente degradata, in concomitanza della macroscopica deviazione rispetto alla rotta della SID ed alla imprecisione del controllo nei ratei di salita, alla chiamata di Milano ACC “YDV Milano” (11.07’13”) il pilota tre secondi dopo (11.07’16”) risponde “YDV Milano” in luogo di “Milano YDV”.

Tale inversione tra stazione chiamata e stazione che effettua la chiamata, potrebbe essere considerato come un sintomo della saturazione dei suoi processi cognitivi, tipico delle condizioni di *task saturation*.

In tale circostanza, l’informazione potrebbe non essere stata processata ma solo ripetuta così come udita.

Dall’autopsia non è emerso alcun elemento tecnico in contrasto con il fatto che tutti i passeggeri, e segnatamente il pilota, fossero vivi al momento dell’impatto dell’aereo al suolo.

2.3 Fattore ambientale

Le condizioni meteorologiche IMC, verosimilmente presenti nella fase di volo in cui si è verificata la perdita di controllo, potrebbero avere significativamente contribuito allo sviluppo degli eventi che hanno condotto all’incidente, nonostante fossero condizioni per le quali sia l’aeromobile che il pilota possedevano i requisiti regolamentari per potervi operare.

Non si ritiene verosimile imputare la perdita di controllo alla formazione di ghiaccio sulle superfici dell’aeromobile nel corso del breve volo. Non è stata riscontrata formazione di ghiaccio dai piloti che erano in volo nell’area in concomitanza con l’aeromobile coinvolto nell’incidente che sono stati intervistati in proposito.

Come detto, il pilota non aveva familiarità con lo spazio aereo di Milano Linate e le relative procedure. Non risulta che il pilota avesse precedentemente operato su tale aeroporto.

La procedura SID, sebbene sia caratterizzata da uno sviluppo piuttosto semplice (sostanzialmente una virata a destra per poi procedere su una rotta di 130°) presenta una descrizione piuttosto articolata per la presenza di limitazioni definite da intersezioni di radiali. Ciò significa che per una piena comprensione della stessa è necessario, oltre che il controllo dei dati inseriti nel sistema di navigazione, una lettura attenta ed accurata della spiegazione della procedura.

Sulla base delle evidenze acquisite (distanza e vettori da altri traffici, testimonianze degli equipaggi degli aeromobili che si trovavano nelle vicinanze), si esclude la generazione di una

TCAS resolution advisory e di possibili reazioni rispetto alla stessa da parte del pilota del YR-PDV.

2.4 Fattore tecnico

L'esame della documentazione tecnica dell'aeromobile, in corso di validità, non ha evidenziato carenze manutentive; le manutenzioni sono state effettuate alle scadenze previste. Non sono state rilevate evidenze di malfunzionamento o rotture, correlabili con le operazioni di manutenzione effettuate.

Nonostante le ripetute verifiche, non è stato possibile reperire evidenze di rifornimenti effettuati né in Romania a Bucarest né a Linate dove, l'unico rifornitore presente, non ha effettuato rifornimenti all'aeromobile YR-PDV nel periodo di permanenza di quest'ultimo. Inoltre, sono state visionate le videoregistrazioni delle telecamere di sorveglianza del piazzale di parcheggio dell'aviazione generale dell'aeroporto di Linate relative al periodo 30 settembre 3 ottobre, senza ottenere alcuna evidenza di rifornimento effettuato presso l'aeroporto milanese.

Si desume che l'aeromobile abbia necessariamente rifornito a Bucarest. Assumendo un rifornimento con il pieno alla partenza a Bucarest, e tenuto conto del carburante consumato per la tratta da Bucarest a Milano Linate, si assume che al decollo da Milano Linate per Olbia l'aeromobile avesse a disposizione circa metà della capacità dei serbatoi (circa 1350 lb), più che sufficiente per l'effettuazione del volo Milano Linate-Olbia.

Un eventuale esaurimento del carburante, come possibile causa dell'incidente, sebbene non sufficiente a giustificare una perdita di controllo in volo dell'aeromobile, è stato comunque valutato durante l'investigazione. I seguenti aspetti ed evidenze hanno portato ad escludere una tale possibilità:

- l'estensione dell'incendio, documentato dai video delle telecamere di sorveglianza, l'impronta dello sversamento e conseguente incendio sull'edificio e la diffusa presenza di residui di carburante combusto sulla vegetazione antistante l'edificio, sono coerenti con la presenza di una ingente quantità di carburante a bordo.
- il motore (sia per la parte del generatore di gas che per la turbina di potenza) evidenziava segni di rotazione ad elevati regimi all'impatto, indicando quindi una regolare alimentazione.

Come riportato nelle evidenze, la massa a vuoto dell'aeromobile era di 6658,53 lbs., braccio e momento erano rispettivamente pari a +232,66 e +1549162,16).

Gli otto occupanti dell'aeromobile erano così suddivisi:

- pilota e tre passeggeri di sesso maschile (96 kg pari a 212 lb ognuno. Totale 848 lb).
- tre passeggeri di sesso femminile (78 kg pari a 172 lb. Totale 516 lb)
- un bambino (35 kg pari a 77 lb).

Per un totale di 1441 lb. Gli occupanti viaggiavano o senza bagaglio o comunque con un bagaglio minimo.

In assenza di informazioni circa la reale quantità di carburante a bordo, per i calcoli del carico e del centraggio si è considerato un quantitativo stimato di 1350 lbs di carburante (50% della capacità del serbatoio) ovvero il massimo quantitativo di carburante residuo qualora fosse decollato da Bucarest con il pieno di carburante.

La massa dell'aeromobile al decollo era quindi di 9450 lb circa, all'interno dei limiti prescritti di MTOM di 10450 lb ed il CG ricadeva ampiamente all'interno dell'involuppo consentito, come evidenziato nella figura che segue.

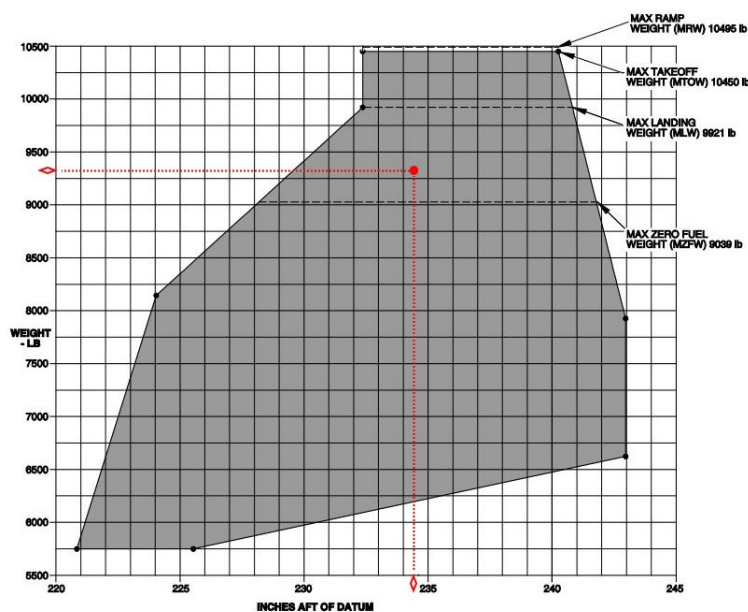


Figura 64: grafico del carico e centraggio nella configurazione ipotizzata.

L'ipotesi di un decollo da Linate diretto ad Olbia con il pieno di carburante è stata considerata non realistica in quanto, come detto, non sussistono evidenze di effettuazione di rifornimenti né dai tabulati dell'unico rifornitore presente a Linate né dai video di sicurezza del piazzale sul quale l'aeromobile è stato parcheggiato durante il periodo di sosta a Linate.

Sono stati effettuati numerosi accertamenti tecnici, comunque limitati a causa dell'elevatissimo livello di frammentazione subito dall'aeromobile.

In merito ai comandi di volo, l'esame dei frammenti analizzati non ha evidenziato elementi riconducibili ad avarie pregresse, ancorché linee e cinematismi presentassero comunque discontinuità con parti mancanti o non identificabili.

Le ricerche effettuate nelle zone sorvolate dall'aeromobile non hanno evidenziato la presenza di parti dell'aeromobile, pertanto, si ritiene improbabile che possa essersi verificata la separazione in volo di parti dello stesso.

Le evidenze acquisite relative alla disconnessione dell'autopilota registrata dai dati ADS-B e la successiva instabilità nel controllo del profilo verticale di volo, potenzialmente indicativi di una problematica ai comandi di volo e, in particolare, con una possibile avaria ai *trim* (*trim runaway*), hanno suggerito una approfondita analisi dei resti dell'attuatore del *pitch* e del rudder trim.

Il CT *scan* ha evidenziato la posizione neutra degli attuatori *pitch* e *rudder* permettendo di escludere la condizione di *pitch* e/o *rudder trim runaway* all'impatto.

Gli accertamenti sui ganci di chiusura delle porte hanno permesso di escludere una accidentale apertura in volo.

Pur non essendo stato possibile effettuare una verifica esaustiva su sistemi ed impianti in ragione del livello estremo di distruzione, sulle parti investigate non sono emersi elementi tecnici contrari al ritenere che il velivolo fosse integro e che potesse essere governato prima dell'impatto.

Le condizioni degli apparati avionici non hanno consentito una valutazione degli stessi. La presenza di strumenti di indicazione degli assetti di *back up* indipendenti (*electronic standby instrument system* ESIS), obbligatori per le operazioni IFR dovrebbe essere sufficiente a garantire il mantenimento del controllo dell'aeromobile anche in caso di avarie alla *suite* avionica principale.

Il livello di distruzione dell'aeromobile e l'indisponibilità dei dati LDR relativi al volo dell'incidente, non hanno consentito di individuare eventuali problematiche tecniche di carattere non catastrofico che possano essere insorte durante il breve volo.

Dalla documentazione manutentiva acquisita dall'ANSV è infatti emerso che il citato LDR fosse inefficiente già prima del volo dell'incidente.

Al riguardo, pare comunque opportuno evidenziare, come si evince dalla documentazione del costruttore del velivolo, che, per il tipo di velivolo in questione, la presenza a bordo di un LDR in condizioni di efficienza non risulta obbligatoria.

Ciò ha rappresentato un sostanziale limite alle indagini considerando che l'apparato, che ha comunque resistito alla violenza dell'impatto, avrebbe potuto fornire preziosissimi dati, tra i quali, tralasciando le fondamentali registrazioni audio, i seguenti:

- tutti i parametri riferiti agli assetti dell'aeromobile (*pitch and roll*) ed alle accelerazioni sui tre assi.
- Parametri riferiti al *rate* di *pitch*, *roll* e *yaw*.
- Posizioni delle superfici di controllo dell'aeromobile (*elevator*, alettoni, *rudder*).
- Posizioni dello *stabilizer*, *alettoni* e *rudder trim*.
- Stato di efficienza e funzionalità dell'autopilota.
- Registrazioni dei *warning* e *master caution*.
- Indicazioni delle eventuali selezioni quali *course*, *heading*, *track*, *vertical speed*.
- Selezione dei formati del PFD con le relative sorgenti, tra le quali i modi di navigazione.
- Selezioni effettuate sul MFD.

Non è stato possibile rinvenire il bullone di collegamento del longherone posteriore inferiore della semi ala destra con il frame 24 della fusoliera. Tuttavia, sulla base dei segni riscontrati sui *lugs* e sui fori nei quali il bullone si innesta e la rottura all'altezza del frame 24, evidenza che su questo è stata esercitata una forza notevole all'impatto, si può ritenere che lo stesso bullone sia fuoriuscito dalla propria sede in conseguenza dell'impatto. L'immagine disponibile dell'istante prima dell'impatto, conferma l'integrità dell'aeromobile con entrambe le semiali.

Il mancato rinvenimento dell'alettone destro, verosimilmente distruttosi oltre ogni possibilità di identificazione, non parrebbe sufficiente ad indicare che questo non fosse presente al momento dell'impatto o che sia correlabile alla perdita di controllo dell'aeromobile.

Si è considerato, inoltre che perché si realizzi la separazione dell'alettone dovrebbe verificarsi il cedimento delle due cerniere a bullone, del collegamento al sistema *flettner* e dei comandi di volo. Non essendo stato possibile conseguire il rinvenimento delle parti della sezione della semiala destra relativa all'alettone non è stato possibile riscontrare alcuna evidenza di dette separazioni.

Basandosi sui dati disponibili relativi a tempi e posizioni tridimensionali (ADS-B) che illustrano la traiettoria dell'aeromobile nella fase terminale del volo si è cercato con l'aiuto del costruttore, in possesso del modello aerodinamico del PC12, di accertare i conseguenti

assetto, fattori di carico e velocità angolari di rotazione sui tre assi. Ciò al fine di poter conseguentemente ipotizzare possibili azioni sui comandi di volo e superfici aerodinamiche tali da giustificare il profilo di volo percorso dall'aeromobile, assumendo condizioni di integrità strutturale e delle superfici aerodinamiche.

Il costruttore, in ragione della scarsa densità di dati disponibili, è stato in grado di escludere solamente che si possa essere verificato uno stallo.

2.5 Fattore organizzativo regolamentare

In tale ambito sono stati considerati:

1. i requisiti minimi di esperienza per il conseguimento del Class Rating SET PC-12;
2. l'iter addestrativo per il conseguimento ed i requisiti minimi per la convalida del medesimo *class rating* e per il mantenimento della *proficiency* a fronte dell'oggettivo livello di complessità tecnologico dell'aeromobile PC-12 (definito HPA *non complex*);
3. complessità della *suite* avionica;
4. complessità dei sistemi (turboprop, pressurizzazione, impianto antighiaccio);
5. complessità dello spazio aereo interessato e del profilo di volo IFR;
6. condotta *single pilot*;
7. numero di passeggeri che può trasportare.

Il pilota era in possesso di licenza PPL, con IFR conseguito su un monomotore ad elica (Cessna C172) ed aveva effettuato la transizione sul velivolo PC-12 dal 5 dicembre 2013 al 31 gennaio 2014 in 23 voli effettuati a Buochs (Svizzera LSZC), senza effettuare un percorso di formazione al simulatore sulla tipologia di aeroplano specifico. Prima della transizione il pilota aveva completato, in modalità a distanza, l'HPA course, previsto per poter conseguire il class rating SET PC-12.

Quanto sopra era in accordo con il Class rating su SET, che non prevede la frequenza di corsi al simulatore ma solo l'addestramento pratico sull'aeromobile; il solo addestramento pratico presenta lo svantaggio che la simulazione di emergenze e/o situazioni particolari può solo essere parzialmente riprodotta.

Non risulta inoltre che per conseguire l'abilitazione SET su un HPA sia richiesto di effettuare una formazione alla gestione delle risorse per *single pilot* (SRM) e al riconoscimento ed alla rimessa da assetti inusuali (UPRT), al di là dei concetti di base che sono citati e raccomandati (ma non obbligatori) nell'ambito del OE-GM.

Non risultano effettuati corsi UPRT.

Occorre precisare che l'OE-GM, pubblicato ed in vigore a partire dal 2015, all'epoca del conseguimento del class rating SET PC-12 non era ancora disponibile, e non risulta che il pilota abbia mai effettuato addestramento al simulatore, né in fase di transizione né come addestramento ricorrente.

L'ultimo *Class Rating and Proficiency Check* SET (L) PC-12 risulta essere stato effettuato il 14 aprile 2021. Dai dati riportati sul libretto di volo del pilota risulta che sono state effettuate due tratte Losanna - Lussemburgo e Lussemburgo – Straubing.

Dall'estratto di esame risultano effettuate, tra le altre manovre obbligatorie riportate sullo statino, *steep turn (360° left and right at 45° bank)*, *stalls and recoveries*, *flight exercises including simulated failure of the compass and attitude indicator: rate 1 turns, recoveries from unusual attitudes, abnormal and emergencies procedures* (di queste ultime, non sono indicate quali).

Il profilo dei voli nei quali è stato svolto il *check* è stato analizzato sul sito *adsbexchange.com*; la traccia *mode* "S"/ADS-B registrata conferma quanto riportato sul libretto di volo: una navigazione lineare con trasferimento Losanna (LSGL)-Lussemburgo (ELLX) (decollo 07.31' e atterraggio 08.30'), sosta al parcheggio di circa 40' e trasferimento Lussemburgo (ELLX) -Straubing (EDMS) (decollo 9.16' e atterraggio 10.30' circa). Venivano eseguiti complessivamente due atterraggi (uno per trasferimento); il profilo non sembrerebbe coerente con l'effettuazione le manovre riportate nello statino, quali *steep turn*, assetti inusuali ed altre manovre, che richiederebbero la permanenza in un'area di lavoro.

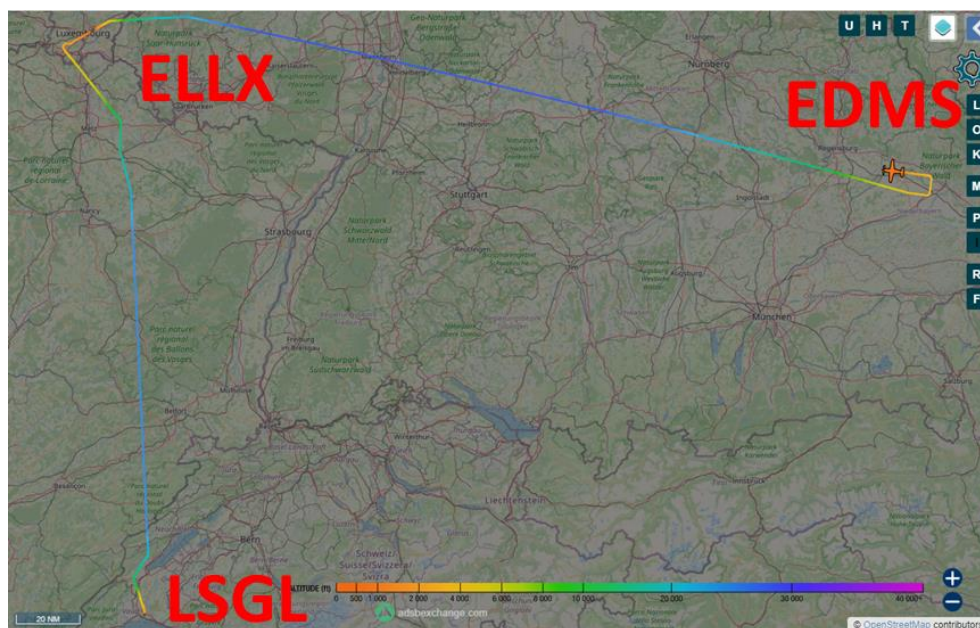


Figura 65: profilo dei voli da Losanna a Lussemburgo e da Lussemburgo a Straubing da tracciato adsbexchange.com.

<input checked="" type="checkbox"/> Pass <input type="checkbox"/> R Pass after repeat <input type="checkbox"/> F Fail <input type="checkbox"/> N/A Not applicable <input type="checkbox"/> I Not performed		PRACTICAL TRAINING				CLASS OR TYPE RATING SKILL TEST / PROF. CHECK		
SINGLE-PILOT AEROPLANES, EXCEPT FOR HIGH PERFORMANCE COMPLEX AEROPLANES					Instructor's initials when training completed		Chkd in	Examiner's initials when test completed
Manoeuvres/Procedures		FTD	FFS	A			P/N/A	
SECTION 1								
1 Departure								
1.1 Pre-flight including: Documentation Mass and Balance Weather briefing NOTAM							P	
1.2 Pre-start checks								
1.2.1 External		P#		P			P	
1.2.2 Internal				P			M	P
1.3 Engine starting: Normal Malfunctions		P--->	--->	--->			M	P
1.4 Taxiing			P--->	--->			M	P
1.5 Pre-departure checks: Engine run-up (if applicable)		P--->	--->	--->			M	P
1.6 Take-off procedure: Normal with Flight Manual flap settings Crosswind (if conditions available)			P--->	--->			M	P
1.7 Climbing: Vx/Vy Turns onto headings Level off			P--->	--->			M	P
1.8 ATC liaison – Compliance, R/T procedure							P	P
SECTION 2								
2 Airwork (VMC)								
2.1 Straight and level flight at various airspeeds including flight at critically low airspeed with and without flaps (including approach to VMCA when applicable)			P--->	--->			P	
2.2 Steep turns (360° left and right at 45° bank)			P--->	--->			M	P
2.3 Stalls and recovery:			P--->	--->			M	
(i) Clean stall								
(ii) Approach to stall in descending turn with bank with approach configuration and power								
(iii) Approach to stall in landing configuration and power								
(iv) Approach to stall, climbing turn with take-off flap and climb power (single engine aeroplane only)							P	
2.4 Handling using autopilot and flight director (may be conducted in section 3) if applicable			P--->	--->			M	P
2.5 ATC liaison – Compliance, R/T procedure							P	

Figura 66: la registrazione sullo statino del proficiency check relativo alla effettuazione delle steep turns 360° a 45° di bank.

SINGLE-PILOT AEROPLANES, EXCEPT FOR HIGH PERFORMANCE COMPLEX AEROPLANES	PRACTICAL TRAINING				CLASS OR TYPE RATING SKILL TEST (PROF. CHECK)	
	FTD	FFS	A	Instructor's initials when training completed	Chkd in #/B/A	Examiner's initials when test completed
SECTION 3A						
3A En-route procedures VFR (see B.5 (c) and (d))						
3A.1 Flight plan, dead reckoning and map reading						
3A.2 Maintenance of altitude, heading and speed						
3A.3 Orientation, timing and revision of ETAs						
3A.4 Use of radio navigation aids (if applicable)						P
3A.5 Flight management (flight log, routine checks including fuel, systems and icing)						P
3A.6 ATC liaison – Compliance, R/T procedure						P
SECTION 3B						
3B Instrument flight						
3B.1*Departure IFR		P-->	-->			M P
3B.2*En-route IFR		P-->	-->			M P
3B.3*Holding procedures		P-->	-->			M P
3B.4* 3D operations to DH/A of 200 feet (60 m) or to higher minima if required by the approach procedure (autopilot may be used to the final approach segment vertical path intercept)		P-->	-->			M P
3B.5*2D operations to MDH/A		P-->	-->			M P
3B.6* Flight exercises including simulated failure of the compass and altitude indicator, rate 1 turns, recovers from unusual attitudes	P-->	-->	-->			M P
3B.7* Failure of localiser or glideslope	P-->	-->	-->			P
3B.8* ATC liaison – Compliance, R/T procedure						P
Intentionally left blank						
SECTION 5						
5 Abnormal and emergency procedures (This section may be combined with sections 1 through 4)						
5.1 Rejected take-off at a reasonable speed		P-->	-->			M P
5.2 Simulated engine failure after take-off (single-engine aeroplanes only)			P			M P
5.3 Simulated forced landing without power (single-engine aeroplanes only)			P			M P
5.4 Simulated emergencies: (i) fire or smoke in flight, (ii) systems' malfunctions as appropriate	P-->	-->	-->			P
5.5 Engine shutdown and restart (ME skill test only) (at a safe altitude if performed in the aircraft)	P-->	-->	-->			N/A
5.6 ATC liaison – Compliance, R/T procedure						

Figura 67: la registrazione sullo statino del proficiency check relativo alla effettuazione della rimessa da assetti inusuali ed emergenze simulate.

Non avendo evidenze riguardanti l'addestramento ricorrente, in volo od al simulatore, non è stato possibile accertare se il pilota, dopo l'addestramento iniziale per il conseguimento del *class rating*, avesse avuto modo di mantenere, e con quali modalità, la necessaria *currency e proficiency*.

I voli effettuati per il rinnovo dei titoli, per il profilo e loro modalità di svolgimento, permettono solo una limitata pratica delle procedure normali e di emergenza, evidentemente non esaustiva rispetto alle indicazioni suggerite dall'OE-GM (TASE).

Un pilota non professionista ha normalmente una *currency* limitata e, molto spesso, opera da solo.

In seguito all'attuale assenza di previsioni riferite a:

1. corsi *recurrent* su impianti del velivolo e sistema avionico;
2. pratica di situazioni *abnormal* o di emergenza a sistemi di bordo e apparati avionici al simulatore, con particolare enfasi alle operazioni con e senza autopilota;
3. missioni dedicate a carattere ricorrente per l'effettuazione in volo di esercizi per il mantenimento della *proficiency* in caso di indisponibilità di un simulatore;
4. corsi di formazione al *single pilot resource management* per condotta di velivoli ad alte prestazioni ed avionica complessa per solo pilota,

si ritiene che possano facilmente innescarsi condizioni di criticità nella capacità di condurre in sicurezza l'aeromobile. Tali criticità potrebbero rivelarsi ancora più severe in casi di insorgenza di condizioni *abnormal* o di situazioni inattese.

Trascorso un tempo più o meno lungo dal corso iniziale per il conseguimento del *class rating* SET PC-12, vi è il pericolo di perdere la *proficiency* minima necessaria per garantire il volo in sicurezza.

Si ritiene pertanto opportuno implementare una modalità di addestramento e di mantenimento delle capacità acquisite più strutturata, che consenta al pilota una esposizione, anche nel lungo periodo, a quello che è l'impiego reale di un aeromobile HPA SP.

Si ritiene inoltre che un' enfasi particolare debba essere rivolta alle operazioni *single pilot* con autopilota *off* o non disponibile per una sopraggiunta inefficienza, specie in condizioni di volo strumentali IMC reali.

Considerazioni

Di seguito si espongono le considerazioni conclusive alla luce delle evidenze emerse nel corso dell'inchiesta, partendo dal fatto che l'ingresso di un aeromobile in una condizione di assetto inusuale può essere riconducibile sostanzialmente a tre cause fondamentali:

- Cause ambientali.
- Cause tecniche.
- Cause indotte dal pilota.

Causa ambientale

La causa ambientale, intesa come possibile presenza di condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, turbolenza o altri fenomeni pericolosi per il volo si ritiene possa essere esclusa in ragione di quanto emerso dall'analisi della situazione meteorologica in atto e delle

testimonianze dei piloti degli aeromobili che hanno interessato l'area in concomitanza con l'incidente occorso al PC-12 YR-PDV. Alla quota in cui volava l'aeromobile non sussistevano condizioni per la formazione di ghiaccio (per il contrasto delle quali l'aeromobile era equipaggiato) tali da costituire pericolo per l'aeromobile o altri fenomeni pericolosi per il volo. Quanto detto vale escludendo le implicazioni riconducibili alle acclamate condizioni IMC, per le quali, a livello regolamentare, sia il velivolo, sia il pilota, sia il piano di volo erano formalmente adeguati.

Causa tecnica

La causa tecnica è stata ponderata valutando l'ipotesi dell'insorgenza di un'avaria catastrofica, ovvero tale da comportare la completa perdita di controllo dell'aeromobile (perdita di integrità strutturale o perdita di autorità sui comandi di volo). Non è stato possibile rinvenire evidenze che possano avvalorare l'ipotesi di una avaria che abbia comportato la completa perdita di controllo dell'aeromobile. Tutte le superfici aerodinamiche, ad eccezione del *right aileron*, sono state rinvenute. In tale contesto è importante evidenziare che il *right aileron* è parte della semiala che è entrata in contatto con l'edificio e, quindi, la più soggetta alla distruzione all'impatto. Nessuna chiamata di *mayday*, ad indicare l'insorgenza di un'emergenza catastrofica o tale da rendere necessario un atterraggio *as soon as possible*, è stata registrata prima dell'ingresso in assetto inusuale. Tra la deviazione dalla SID e l'inizio della rapida discesa sono trascorsi circa due minuti. È quindi trascorso un tempo considerevole tra l'inizio della deviazione dalle normali operazioni e la perdita di controllo. In questo lasso di tempo c'è stata una comunicazione radio (“Now we deviate a little bit, sorry. Can I get some vectors?”). Il fatto che la deviazione dalle normali operazioni sia avvenuta un tempo considerevole prima della perdita di controllo e che il pilota avesse apparentemente intenzione di continuare il volo fino a destinazione, avvalora ulteriormente l'ipotesi che la deviazione iniziale dalle normali operazioni e l'aumento del carico di lavoro che ha portato alla saturazione dell'attività non sia stata causata da un problema tecnico, per lo meno non di particolare gravità. Sebbene ritenuta remota, il livello di distruzione del relitto e la mancanza di dati del LDR riferibili al volo dell'incidente non consentono di escludere in modo incontrovertibile tale ipotesi.

Cause indotte dal pilota

La perdita di controllo dell'aeromobile da parte del pilota in seguito ad un ingresso in assetto inusuale non immediatamente riconosciuto e corretto, sembrerebbe, in ultima analisi, la causa più ragionevole.

Come evento contributivo alla perdita di controllo si è considerata la possibilità che si sia verificato un evento inatteso ovvero:

- possibile insorgenza di un'avaria non catastrofica (*abnormal*, tale da non rendere necessaria una immediata chiamata radio di *mayday* o di richiesta di rientro) e risolvibile o gestibile mediante la applicazione della relativa procedura;
- possibile incorretto o incompleto inserimento dei dati di navigazione con necessità di riprogrammare l'FMS. Quest'ultima ipotesi di evento contributivo appare la più probabile, in ragione del tentativo effettuato dal pilota di selezionare nuovamente il modo di navigazione laterale e la richiesta di un vettore per rientrare in rotta.

Entrambe le circostanze avrebbero indotto il pilota a volare (in modalità *single pilot*) senza automatismi inseriti, conducendo l'aeromobile manualmente in condizioni di volo strumentale. Entrambe le circostanze ipotizzate, pur non essendo di per sé sufficienti a causare l'incidente, potrebbero avere contribuito a provocare una saturazione dei processi cognitivi del pilota, il quale, non devolvendo la attenzione necessaria alla condotta basica (*single pilot*) del velivolo, non ha riconosciuto e correttamente recuperato l'aeromobile da un assetto inusuale.

Alla luce delle evidenze raccolte, appare verosimile ipotizzare come la necessità di riprogrammazione dell'FMS in condizioni di volo IMC, senza automatismi inseriti e conducendo l'aeromobile manualmente come *single pilot*, abbia portato il pilota alla mancata attenzione alla condotta basica dell'aeroplano.

All'impropria conduzione da parte del pilota potrebbe inoltre, avere contribuito un addestramento, anche ricorrente, non ottimale per il mantenimento della *proficiency* necessaria e per rispondere ai requisiti precedentemente espressi.

Si ritiene che gli attuali requisiti normativi per il conseguimento ed il mantenimento in esercizio del *class rating* PC-12 SET per piloti non professionisti, in ragione della complessità dell'aeromobile, dell'ambiente in cui si opera, delle relative operazioni e della assenza di previsioni di corsi di *recurrent* specifici al simulatore, non consentano di sviluppare e mantenere nel tempo gli *skill* previsti dal OE-GM.

Le chiamate radio effettuate, non ultima quella interrotta e registrata pochi secondi prima dell'impatto, nonché gli esiti dell'esame autoptico, pur in considerazione del livello di sfacelo causato dall'impatto, forniscono le evidenze circa il fatto che il pilota era cosciente prima dell'impatto.

L'indisponibilità delle registrazioni audio LDR non ha consentito di valutare un eventuale contributo della presenza di un passeggero al posto di pilotaggio di destra o di altro passeggero in cabina alla sterilità del cockpit.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. GENERALITÀ

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

3.1. EVIDENZE

- Il pilota, titolare di licenza PPL, era in possesso dei prescritti titoli aeronautici per effettuare il volo in questione. I titoli aeronautici sono risultati essere in corso di validità.
- I documenti dell'aeromobile erano in corso di validità.
- Non sono emerse carenze manutentive a carico dell'aeromobile e tutti gli intervalli di manutenzione sono stati rispettati alle scadenze specifiche.
- Il carico ed il centraggio, computato con i dati relativi alla pesata, aggiornata dopo la sostituzione dell'elica con un modello STC e con un quantitativo di carburante stimato, rientravano nei limiti prescritti.
- L'aeromobile era equipaggiato con *Lightweight Data Recorder* (LDR) in grado di conservare gli ultimi 120 minuti di dati audio registrati e la registrazione delle ultime 25 ore dei dati di volo.
- La regolamentazione applicabile non prevede l'obbligatorietà del FDR/CVR per la classe di aeromobile in questione.
- La documentazione tecnica dell'aeromobile (ATL), a proposito dell'LDR riportava la sua inefficienza, con la dicitura: "*Limited performance. A/C received with LDR CB pulled/locked and system is marked as "INOP"*".
- All'atto dello scarico dei dati, tecnicamente avvenuto con successo, nessuno di questi era riferito al volo dell'incidente ma solo a test effettuati in ditta, l'ultimo dei quali risalente all'aprile 2021.
- I dati di volo ADS-B dell'aeromobile sono stati registrati dal sito *adsbexchange.com*. Questi risultavano coerenti con i dati radar ATC (mode A e mode S), superiori a questi ultimi sia in termini numerici che di tipologie di informazione, tra queste ultime lo stato di selezione dell'autopilota e del modo di navigazione laterale.

- Le condizioni meteorologiche nell'area di interesse erano caratterizzate da presenza di nubi stratificate. L'ATIS di Linate riportava un vento da 120° intensità 5 nodi, visibilità superiore ai 10 km, nuvolosità FEW a 1000 ft, SCT a 5000 ft e BKN a 7000 ft.
- Gli AIRMET per la FIR di Milano riportavano moderata formazione di ghiaccio al di sopra di FL90. Non è stata riportata presenza di ghiaccio alle quote interessate dall'aeromobile nel corso del volo dell'incidente.
- Alla quota raggiunta dall'aeromobile, secondo quanto riportato dai bollettini meteorologici e confermato dalle testimonianze video, le condizioni di volo erano verosimilmente IMC.
- Il volo prevedeva un trasferimento ad Olbia, con piano di volo IFR.
- Alle 10.48'01" è avvenuto il primo contatto radio del pilota con Linate GND con la richiesta della autorizzazione alla messa in moto.
- Linate GND ha fornito immediatamente la clearance, comprensiva tra gli altri dati di SID TOVSA5A e *transition* EKPAL5A. Il pilota inizialmente non comprendeva il titolo della SID e chiedeva di ripetere.
- Alle 10.49'59" si è registrato l'inizio della rotazione dell'elica per la messa in moto.
- Alle 10.51'55" il pilota riferiva di essere pronto al rullaggio che aveva inizio alle 10.52'30" e proseguiva senza soluzione di continuità fino al decollo.
- Alle 11.04'05" ha avuto luogo il decollo per RWY36.
- Alle 11.05'58" secondo i dati estrapolati dal sito adsbexchange.com si registrava il disinserimento dell'autopilota e del modo di navigazione laterale.
- Dopo il disinserimento dell'autopilota e del modo di navigazione laterale, come risulta dal tracciato radar ha avuto luogo una evidente deviazione dalla SID, indicativa di disorientamento spaziale sul piano orizzontale, con prosecuzione della virata a destra e convergente all'aeroporto.
- Alle 11.06'44" dal dato di [adsbexchange](http://adsbexchange.com) si è registrato il temporaneo inserimento del modo di navigazione laterale per sette secondi, indicativo del fatto che almeno una parte dell'attenzione del pilota era devoluta alla gestione del sistema di navigazione, probabilmente nel tentativo di reimpostare i dati sull'FMS.
- Alle 11.06'56" si è registrato il massimo valore di instabilità verticale (+5824 ft/min). In tale fase l'aeromobile era verosimilmente in condizioni IMC con velivolo condotto manualmente.
- Alle 11.07'18" il controllore ATC chiedeva conferma se il volo stesse seguendo la SID assegnata. Il richiamo da parte del controllore di Milano ACC ha avuto luogo dopo circa un minuto dal momento in cui l'aeromobile aveva iniziato a deviare dalla SID assegnata.

- Alle 11.07'22" il pilota rispondeva scusandosi per avere deviato e chiedeva un vettore.
- Alle 11.07'24" aveva inizio il progressivo aumento di prua (a destra). È verosimile che in questa fase il controllo dell'assetto dell'aeromobile sia venuto progressivamente meno.
- Alle 11.07'26" il controllore ATC, con una comunicazione durata circa 10" avvisava il pilota a proposito di un traffico, riprendendolo sul fatto di avere deviato senza prima avvisare. Istruiva poi il pilota a virare immediatamente a sinistra per una prua 120°.
- Alle 11.07'35" si registrava il raggiungimento della quota massima di 5400 ft verosimilmente in IMC.
- Alle 11.07'42" si registrava una comunicazione radio da parte del pilota, subito interrotta, verosimilmente in seguito alla realizzazione del sopraggiunto assetto inusuale.
- Alle 11.07'54" l'aeromobile attraversava una rotta di 017° e una BARO ALT di 2375 ft in discesa con una v/s -31040 ft/min e G/S 24 kt nella posizione al suolo 45,430°N 9,256°E, corrispondente all'incirca alla verticale del punto di impatto.
- Alle 11.07'57" avveniva l'impatto con assetto estremamente accentuato, prossimo alla verticale, e ad altissima energia, assetto registrato in un singolo fotogramma dalla videocamera di sorveglianza (fotogramma a bassa risoluzione e non inquadrante tutto dell'aereo).
- Il pilota non ha mai dichiarato la presenza di problemi tecnici a bordo né ha manifestato l'intenzione di fare rientro all'aeroporto di partenza.
- Il pilota ha richiesto un vettore che, non specificando alcuna volontà di fare rientro sull'aeroporto di partenza, è stato inteso come una prua per potere intercettare la rotta.
- La mancata disponibilità delle registrazioni CVR non ha consentito di valutare l'eventuale contributo della presenza di un passeggero al posto di pilotaggio di destra alla sterilità del cockpit.
- Dagli esami autoptici, non è emerso alcun elemento tecnico in contrasto con il fatto che tutti i passeggeri fossero vivi al momento dell'impatto dell'aereo al suolo.
- Le analisi tossicologiche non hanno rilevato la presenza di alcuna sostanza di interesse tossicologico in ciascuno degli otto occupanti del velivolo.
- L'impatto ha avuto luogo in corrispondenza di un edificio in fase di ristrutturazione, parte di un complesso adibito a stazionamento degli autobus.
- Evidenze di incendio dovute a notevole quantità di carburante sversato e incendiato all'impatto e successiva esplosione, sono state rinvenute sulla parete e sul tetto dell'edificio coinvolto e sulla parete del parcheggio multipiano prospiciente.

- All'interno del settore di distribuzione dei rottami erano presenti focolai di incendio post impatto per proiezione e nebulizzazione del carburante contenuto nei serbatoi.
- Il livello di distruzione in seguito all'impatto, all'esplosione ed all'incendio ha fatto sì che per un consistente quantitativo di frammenti non sia stato possibile identificarne la provenienza o a quali parti e superfici appartenessero.
- Il grado di distruzione dell'aeromobile ha consentito solamente una parziale ricostruzione del relitto e dei suoi sistemi.
- Sui sistemi sui quali è stato possibile effettuare un'analisi non è stata individuata alcuna evidenza di malfunzionamenti precedenti l'impatto o correlabili alla dinamica dell'evento.
- L'esame dei resti del motore ha evidenziato che, al momento dell'impatto al suolo, questo stava erogando elevata potenza.
- Sono state identificate parti residuali appartenenti a tutte le superfici aerodinamiche, fatta eccezione per l'alettone appartenente alla semi ala destra che ha subito il maggior grado di distruzione nell'impatto con il tetto dell'edificio e con le strutture sottostanti.
- Non sono state rinvenute parti di struttura o di impianti al di fuori del settore di distribuzione dei rottami, eventualmente staccatisi dall'aeromobile ancora in volo.
- Le indagini effettuate non hanno consentito una completa verifica di continuità delle linee di comando e cinematismi. Tuttavia, anche in considerazione del livello di frammentazione del relitto, non è stato possibile individuare evidenze di avarie correlabili alla dinamica dell'evento.
- Sono stati trovati due grossi frammenti del *pitch trim actuator*, altamente danneggiato. Le analisi effettuate hanno mostrato che la lunghezza del pistone era di 54 mm, corrispondente alla posizione "green sector" dello stabilizzatore orizzontale, indicativa di una condizione normale del sistema *pitch trim* al momento dell'impatto. La tomografia assiale computerizzata 3D effettuata ai raggi X ha evidenziato che sia la filettatura della madre vite che quella dell'*acme nut* erano perfettamente integre, comprovando che la misurazione della posizione dell'attuatore era effettivamente indicativa del suo grado di estensione al momento dell'impatto.
- Gli esami frattografici delle superfici dell'attuatore del *pitch trim* hanno evidenziato modalità di rottura esclusivamente per sovraccarico e riconducibili all'impatto.
- L'attuatore del trim del timone di direzione del quale è stata rinvenuta una porzione (sottoposto a tomografia computerizzata 3D) si trovava al momento dell'impatto in posizione corrispondente sostanzialmente al neutro, indicativa di una condizione normale del sistema *rudder trim*.

- L'addestramento per il conseguimento del SET PC-12 è stato effettuato nel periodo compreso tra dicembre 2013 e gennaio 2014 tramite 23 voli effettuati a Buochs (LSZC).
- Non risulta che il pilota abbia mai effettuato sessioni di addestramento ricorrente al simulatore PC-12.
- Non è stato possibile reperire informazioni circa l'addestramento ricevuto dal pilota al riconoscimento di assetti inusuali (UPRT), non previsto per il conseguimento della licenza PPL e del rating relativo al CLASS SET PC-12.
- L'ultimo *Class Rating and Proficiency Check* SET (L) PC-12 risulta essere stato effettuato il 14 aprile 2021. Dal verbale di esame risultano effettuati tutti gli eventi previsti (inclusi *steep turn* e rimessa da assetti inusuali).
- Dall'analisi del profilo dei voli del *check*, questi si sarebbero concretizzati in un volo in aerovia o nell'ambito di una navigazione IFR pressoché rettilinea e senza evidenza di applicazione di alcune delle manovre riportate nello statino.
- Per il mantenimento del class rating SET PC-12 non è prevista attività *recurrent training*, al simulatore o su aeromobile.

3.2. CAUSE

I limiti imposti dal notevole livello di distruzione dell'aeromobile e dalla assenza di dati registrati dal LDR riferibili all'incidente, non hanno consentito di individuare, con incontrovertibile certezza, la causa dell'evento.

Per quanto sopra, non è stato possibile escludere categoricamente l'insorgenza di un'avaria che possa avere compromesso la controllabilità dell'aeromobile; tuttavia, tale ipotesi, sulla base delle evidenze acquisite, risulta essere la meno probabile.

La causa dell'evento è ragionevolmente riconducibile alla perdita di controllo dell'aeromobile da parte del pilota, avvenuta durante l'effettuazione di una SID in condizioni IMC diurne, con velivolo condotto manualmente.

Si può ritenere che all'origine della perdita di controllo, possa esservi stata una saturazione dei processi cognitivi del pilota, con conseguente canalizzazione dell'attenzione sul sistema di navigazione, che avrebbe verosimilmente distolto l'attenzione del pilota dalla condotta basilare e manuale del velivolo.

Non si può escludere che a questa *task saturation* possa aver contribuito una problematica non catastrofica di carattere tecnico.

Si ritiene che possa aver contribuito al mancato controllo dell'aeromobile, come anche ad una non adeguata gestione di una eventuale avaria tecnica non catastrofica, una carenza di addestramento ricorrente.

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

Alla luce delle evidenze raccolte e delle analisi effettuate, l'ANSV ritiene necessario emanare le seguenti raccomandazioni di sicurezza.

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-1/803-21/1/A/24

Tipo: SRUR

Motivazione: Per il mantenimento del class rating SET PC-12 non è prevista attività *recurrent training*, sia al simulatore che su aeromobile. Dopo aver conseguito il *class rating* SET PC-12, vi è la possibilità di perdere la *proficiency* minima necessaria per garantire il volo in sicurezza, ipotesi ancor più plausibile per piloti non professionisti (PPL).

Si ravvisa quindi la necessità di implementare una modalità di addestramento e di mantenimento delle capacità acquisite nel corso iniziale più strutturata, che consenta al pilota una esposizione, anche nel lungo periodo, a quello che è l'impiego reale di un aeromobile HPA SP. Ciò in modo da potere acquisire, maturare e mantenere una rappresentazione più fedele e realistica di quelle che possono essere le operazioni effettuate:

- con un aeromobile ad alte prestazioni in condizioni normali, anormali e di emergenza;
- con un'interfaccia avionica sofisticata;
- in operazioni in spazi aerei complessi;
- in condizioni ambientali impegnative (IMC, formazione di ghiaccio, operazioni ad alta quota);
- con una modalità di condotta dell'aeromobile che può facilmente esporre alla *task saturation* e ad una non corretta assegnazione delle priorità nella condotta dell'aeromobile tipiche appunto delle operazioni *single pilot*.

Destinatario: EASA.

Testo: l'ANSV raccomanda di introdurre il requisito per i piloti non professionisti abilitati alla class SET ed, in particolare per il PC-12, di un addestramento *recurrency*. Questo potrebbe avere luogo preferibilmente al simulatore,

enfaticamente gli aspetti definiti dal OE-GM *Flight Crew* (in particolare dall'area TASE) nonché le nozioni esposte nell'ambito del corso propedeutico HPA. Tale addestramento, a carattere ricorrente, dovrebbe prevedere una rivisitazione delle procedure *normal*, *abnormal* ed *emergency*, una revisione periodica dei sistemi di bordo, non da ultimo il sistema avionico. Ciò in modo da garantire un costante aggiornamento sui contenuti dell'OE-GM *Flight crew*. Tale addestramento di carattere ricorrente potrebbe culminare quindi con il *proficiency check*.

4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-2/803-21/2/A/24

Tipo: SRUR

Motivazione: Per il conseguimento del class rating SET PC-12 non è prevista l'effettuazione di un corso *single pilot resource management* (SRM), così come invece è previsto l'effettuazione di un corso CRM per aeromobili con equipaggio plurimo.

Nella condotta *single pilot* di un aeromobile, in particolare senza l'utilizzo degli automatismi, possono generarsi più facilmente, proprio per l'assenza di un *pilot monitoring* in grado di collaborare con il *pilot flying*, situazioni di perdita di *situational awareness*, *task saturation* con conseguenti ripercussioni sulla qualità dell'*aeronautical decision making* (ADM). Tali condizioni possono essere ulteriormente esacerbate nelle condizioni di volo manuale (senza ausilio dell'autopilota).

Destinatario: EASA.

Testo: L'ANSV raccomanda di considerare lo sviluppo di corsi di *single resource management* (SRM) per i piloti di HPA a condotta singola (*single pilot*), prevedendone l'obbligatorietà sia dell'addestramento iniziale che ricorrente, come presupposto per il conseguimento e mantenimento del class rating SET PC-12 ed aeromobili HPA assimilabili.

4.3. RACCOMANDAZIONE ANSV-3/803-21/3/A/24

Tipo: SRUR

Motivazione: Per il conseguimento e mantenimento del class rating SET PC-12 non è prevista attività di addestramento specifico al riconoscimento ed alla rimessa da assetti inusuali (UPRT). Nella condotta *single pilot* di un aeromobile, in particolare senza l'utilizzo degli automatismi, possono generarsi più facilmente, proprio per l'assenza di un *pilot monitoring* in grado di coadiuvare il *pilot flying*, situazioni di perdita di *situational awareness* spaziale, con conseguente disorientamento e sviluppo di assetti inusuali.

Destinatario: EASA.

Testo: L'ANSV raccomanda di considerare lo sviluppo di un addestramento specifico per il riconoscimento e la rimessa da assetti inusuali (UPRT), prevedendone l'obbligatorietà, sia dell'addestramento iniziale che ricorrente, come presupposto per il conseguimento e mantenimento del class rating SET PC-12 ed aeromobili HPA assimilabili.

4.4. RACCOMANDAZIONE ANSV-4/803-21/4/A/24

Tipo: SRUR

Motivazione: Le disposizioni ICAO Annex 6 Part II, International General Aviation - Aeroplanes, non considerano obbligatorio l'uso di registratori di volo per la classe dell'aeromobile incidentato. Tuttavia, con riferimento ai registratori di volo e ai sistemi di registrazione dei dati dell'aeromobile, la seguente raccomandazione ICAO (2.4.16.1.2.1) afferma che: "Tutti i velivoli con motore a turbina con una configurazione di posti a sedere superiore a cinque e una massa massima certificata al decollo pari o inferiore a 5.700 kg, per i quali il certificato individuale di aeronavigabilità è stato emesso per la prima volta il 1° gennaio 2016 o in data successiva, siano dotati di:

- a) un FDR di tipo II; oppure
- b) un AIR o AIRS di classe C in grado di registrare i parametri di traiettoria e velocità di volo visualizzati al pilota o ai piloti; oppure
- c) un ADRS in grado di registrare i parametri essenziali definiti nella Tabella A2.3-3 dell'Appendice 2.3.

Nota.- La classificazione AIR o AIRS è definita al punto 4.1 dell'Appendice 2.3."

Il PC-12 con marche di identificazione YR-PDV era dotato di serie di un LDR, non funzionante da circa due anni. L'LDR non è mai stato riparato perché non esiste un requisito obbligatorio per tale dispositivo per la categoria di aeromobili in questione. Il registratore, la cui memoria ha resistito alla violenza dell'impatto, avrebbe potuto fornire dati fondamentali per l'inchiesta di sicurezza e per la prevenzione degli incidenti.

La mancanza di tali dati ha rappresentato una sostanziale limitazione delle indagini a scapito del possibile ritorno in termini di individuazione di possibili azioni per prevenire ulteriori incidenti.

Destinatario: ICAO

Testo: L'ANSV raccomanda di rendere obbligatoria la Raccomandazione del punto 2.4.16.1.2.1 dell'ICAO Annex 6 Part II, International General Aviation – Aeroplanes.

4.5. RACCOMANDAZIONE ANSV-5/803-21/5/A/24

Tipo: SRUR

Motivazione: Le disposizioni ICAO Annex 6 Part II, International General Aviation - Aeroplanes, non considerano obbligatorio l'uso di registratori di volo per la classe dell'aeromobile incidentato. Tuttavia, con riferimento ai registratori di volo e ai sistemi di registrazione dei dati dell'aeromobile, vale la seguente raccomandazione ICAO (2.4.16.2.1): "Tutti i velivoli con motore a turbina con una configurazione di posti a sedere superiore a cinque e una massa massima certificata al decollo pari o inferiore a 5.700 kg, per i quali il certificato individuale di aeronavigabilità è stato emesso per la prima volta il 1° gennaio 2016 o in data successiva, e che devono essere utilizzati da più di un pilota, siano dotati di un CVR o di un CARS".

Il PC-12 con marche di identificazione YR-PDV era dotato di serie di un LDR, non funzionante da circa due anni. L'LDR non è mai stato riparato perché non esiste un requisito obbligatorio per tale dispositivo per la categoria di aeromobili in questione. Il registratore, la cui memoria ha resistito alla

violenza dell'impatto, avrebbe potuto fornire dati fondamentali per l'inchiesta di sicurezza e per la prevenzione degli incidenti.

La mancanza di tali dati ha rappresentato una sostanziale limitazione delle indagini a scapito del possibile ritorno in termini di individuazione di possibili azioni per prevenire ulteriori incidenti.

Destinatario: ICAO

Testo: L'ANSV raccomanda di rendere obbligatoria la Raccomandazione del punto 2.4.16.1.2.1 dell'ICAO Annex 6 Part II, International General Aviation – Aeroplanes, estendendone l'applicabilità anche per aeromobili a condotta a singolo pilota.

4.6. RACCOMANDAZIONE ANSV-6/803-21/6/A/24

Tipo: SRUR

Motivazione: Il PC-12 era equipaggiato, di serie, con un apparato LDR che però era inefficiente da circa due anni. Questo non è stato mai rimesso in efficienza in quanto non sussiste l'obbligatorietà di tale dispositivo per la categoria di aeromobile in questione. L'apparato, la memoria del quale ha resistito alla violenza dell'impatto, avrebbe potuto fornire dati fondamentali per l'indagine di sicurezza e le eventuali azioni correttive in ambito di prevenzione degli incidenti.

La mancanza di tali dati ha rappresentato un sostanziale limite alle indagini a detrimento del possibile ritorno in termini di individuazione di problematiche tecniche e di possibili azioni di prevenzione di ulteriori incidenti.

Destinatario: EASA

Testo: L'ANSV raccomanda di rendere obbligatorio quanto nelle raccomandazioni presenti nell'ICAO Annex 6 Part II, International General Aviation ai punti 2.4.16.1.2.1 e 2.4.16.2.1 in termini di dispositivi di registrazione a bordo.