

Capitolo I
L'ipotesi del cedimento strutturale.

Su tale ipotesi le motivazioni del collegio tecnico scientifico meritano accoglimento.

Questa ipotesi, presa in esame in tutte le precedenti perizie, fu sempre scartata per considerazioni riconducibili alla rapidità dell'evento, che non consentì l'attivazione del sistema di erogazione dell'ossigeno, determinò l'immediata interruzione di energia a bordo e non permise ai piloti di manifestare alcun motivo di allarme.

Nella perizia Luzzatti, in mancanza di ogni importante reperto appartenente al velivolo, a sostegno delle predette argomentazioni erano stati riportati esempi di cedimenti strutturali su velivoli DC9 che, per la maggior parte dei casi, avevano interessato la paratia posteriore, determinando la depressurizzazione del velivolo ed altri danni di minor conto, che comunque non avevano impedito al velivolo di raggiungere l'aeroporto e di atterrare.

Nella perizia Blasi, alle precedenti motivazioni si aggiunsero anche quelle derivanti dalle analisi dei frammenti di relitto recuperati nelle campagne dell'87 e dell'88. Le analisi sui relitti recuperati, in aggiunta alle analisi dei plots radar registrati dopo l'incidente senza effettuare su di essi la correzione in azimuth descritta nella parte V della perizia Misiti, condussero all'ipotesi che il velivolo potesse aver percorso una traiettoria di volo planato dal punto dell'incidente al punto di ritrovamento del relitto principale. Di conseguenza furono escluse ipotesi di cedimento delle superfici portanti e di stabilizzazione; come fu escluso anche il distacco in volo dei motori. Per cui l'ipotesi di cedimento strutturale del velivolo fu scartata anche perché ogni altro cedimento non avrebbe potuto aver conseguenze così catastrofiche ed improvvise.

Il recupero di ulteriori frammenti, la ricostruzione del relitto e le analisi su di esso effettuate nell'ambito della perizia Misiti, hanno consentito a quel collegio di verificare con ragionevole certezza che si era verificato il distacco in volo del tronco di coda con le annesse superfici di stabilizzazione e controllo, della parte superiore della fusoliera compresa fra le stazioni 642 e 877, dei due motori e dell'estremità della semiala sinistra.

Sulla base di queste conclusioni, quel collegio ha stimato a ragione che fosse venuto a cadere uno dei principali elementi sui quali si fondava la precedente deduzione di assenza di importanti cedimenti strutturali e pertanto ha ritenuto necessario esaminare nuovamente l'ipotesi di cedimento strutturale, tenendo conto delle maggiori informazioni che si traevano dall'esame del relitto ricostruito. Così ha concluso:

“In linea di massima, il cedimento strutturale di un velivolo può avvenire o per cause spontanee o per cause esterne che possono produrre sovrassollecitazioni strutturali.”

1. Il cedimento strutturale spontaneo.

“In questo contesto per cedimento spontaneo della struttura si intende un cedimento che possa essere avvenuto senza che il velivolo sia andato soggetto a condizioni anomale di carico, non previste dal suo inviluppo di volo.

I requisiti di sicurezza previsti dalle normative ed applicati sia alla fase di progetto che di impiego dei velivoli, rendono questo tipo di cedimento estremamente poco probabile, se le predette normative vengono rigorosamente rispettate.

In ogni caso, un cedimento spontaneo della struttura può avvenire per ragioni statiche, per effetto di vibrazioni e/o oscillazioni di natura aeroelastica, o per effetto di fenomeni di fatica”.

2. Il cedimento strutturale per sollecitazioni statiche.

“Il cedimento di un componente strutturale del velivolo per sollecitazioni statiche può avvenire quando esso non è in grado di sopportare le condizioni di carico di progetto. Escludendo errori di progettazione che, se presenti, si manifestano immediatamente nella fase di prova del prodotto, questo tipo di cedimento può avvenire durante la fase di esercizio solo se sul componente si sono verificati danneggiamenti accidentali non rilevati o non riparati durante le operazioni di manutenzione.

La storia manutentiva del velivolo I-Tigi è stata accuratamente analizzata nell’ambito delle precedenti perizie ed è stata trovata congruente con le norme di sicurezza emanate dagli organi certificanti e di controllo. Al momento del suo ultimo volo, il velivolo non aveva precedenti operazioni di manutenzione differita tali da pregiudicare in alcun modo la stessa sicurezza del volo.

Il CP, non avendo nulla di nuovo da osservare, ha fatto proprie le predette conclusioni.

Si può inoltre osservare che dalle analisi di primo livello è emerso che sul velivolo I-Tigi si è verificato un cedimento quasi contemporaneo di almeno tre elementi strutturali vitali per il velivolo e cioè l’ordinata di collegamento della parte posteriore della fusoliera con la parte centrale, l’ordinata di attacco anteriore dei motori ed il sistema di attacco delle

superfici di coda. Non è ragionevole ipotizzare che si sia verificato un cedimento spontaneo quasi simultaneo di tutti e tre gli elementi descritti.

In aggiunta a queste considerazioni si può ulteriormente osservare che l'incidente si è verificato mentre il velivolo stava scendendo a livelli inferiori di volo e quindi anche i carichi di pressurizzazione sulla fusoliera erano in fase di attenuazione.

Per tutte le precedenti osservazioni, il CP ritiene che un cedimento spontaneo per sollecitazioni statiche sia da escludere con ragionevole certezza.”

3. Il cedimento strutturale per sollecitazioni aeroelastiche.

“La struttura di un velivolo, per ovvii motivi di leggerezza, è caratterizzata da non trascurabili valori di deformazione quando è sottoposta ai carichi di esercizio. In particolare, le superfici portanti (ali, superfici di coda) sono caratterizzate da sensibili valori di deformazioni flessionali e torsionali che, a loro volta, modificando gli angoli di incidenza delle superfici stesse rispetto alla direzione della velocità, determinano, su di esse, altrettanto sensibili variazioni di carichi aerodinamici.

Per particolari valori di velocità di volo, indicate come velocità critiche di divergenza flessionale, torsionale o flesso-torsionale, le variazioni di carico aerodinamico associate alle deformazioni possono essere tali da mettere in oscillazione le superfici portanti, fino a determinarne la rottura per sovrasollecitazioni di natura dinamica.

E' evidente che il progetto strutturale del velivolo è effettuato in modo tale che i predetti valori di velocità critiche siano sufficientemente elevati, opportunamente superiori alle massime velocità che il velivolo stesso può raggiungere nelle usuali condizioni di esercizio.

Il velivolo I-Tigi, durante tutto il suo ultimo volo, non ha mai superato le velocità consentite, come risulta dall'esame delle registrazioni del Flight Data Recorder.

D'altra parte, per quanto in precedenza riportato, non esistono motivi da indurre a sospettare la presenza di danneggiamenti della sua struttura tali da averne alterato le caratteristiche di rigidità.

Di conseguenza, non esistono neppure motivi tali da far sospettare un possibile cedimento strutturale per sovrasollecitazioni dinamiche derivanti dall'innesco di fenomeni aeroelastici.

Tale ipotesi può pertanto essere scartata con ragionevole certezza.”

4. Il cedimento strutturale per fatica.

“Durante l’esercizio, tutti i principali componenti strutturali dei velivoli sono sottoposti a cicli di carico di natura variabile, compresi entro definiti valori minimi e massimi. Per garantire le necessarie doti di leggerezza, le capacità di resistenza dei materiali sono generalmente sfruttate al massimo e, di conseguenza, le caratteristiche di sollecitazioni sui vari elementi che costituiscono la struttura del velivolo sono di norma sensibilmente elevate, rispetto ai valori massimi di rottura.

La natura oscillante dei carichi applicati e gli elevati valori di sollecitazione del materiale determinano particolari forme di rottura, indicate come rotture per fatica, consistenti in fessurazione del materiale che si originano nei punti più sollecitati dei componenti strutturali e, sotto l’azione dei carichi oscillanti, progrediscono nel tempo fino ad indebolire il componente stesso, determinandone il collasso se non intervengono prima operazioni di riparazione o sostituzione del componente danneggiato.

Poichè la formazione di fessure per fatica è un fenomeno difficilmente evitabile nelle strutture aeronautiche, esse vengono sottoposte ad ispezioni periodiche quando hanno totalizzato prefissati valori di ore di volo. Le strutture stesse sono poi progettate in modo che eventuali danneggiamenti per fatica non raggiungano valori tali da determinarne il collasso nell’intervallo di tempo compreso fra due operazioni di ispezione.

La nascita e la propagazione delle fessure per fatica può essere favorita da danneggiamenti accidentali del componente, da errori di montaggio che possono indurre stati di sovrasollecitazione, da fenomeni di corrosione, ecc.

Cedimenti strutturali spontanei in volo hanno pochissima probabilità di verificarsi, ma i pochi accaduti sono stati generalmente causati dai predetti danneggiamenti per fatica e da cause concomitanti che possono aver determinato una anomala propagazione della fessura od un suo non rilevamento durante le operazioni di ispezione.

Le fessure per fatica sono visibili sulla struttura sia attraverso ispezione visiva diretta, sia attraverso metodi di ispezione più sofisticati (raggi X, magnetoscopia, fluoroscopia). Questi ultimi consentono di rilevare anche fessure di minime dimensioni, difficilmente osservabili direttamente.

La eventuale rottura per fatica di un componente strutturale è poi agevolmente identificabile perché la superficie di rottura presenta inconfondibili caratteristiche che fanno distinguere la parte di materiale che

è stata interessata dal progressivo estendersi della fessura nel suo interno e la parte che ha ceduto istantaneamente, quando la sezione resistente ha raggiunto elevati livelli di danneggiamento.

Nella Fig.IX-26, a titolo di esempio, è riportata la superficie di rottura per fatica di un componente strutturale. La zona A rappresenta la parte danneggiata dal progressivo estendersi della fessura iniziale, mentre la zona B rappresenta la parte che ha ceduto istantaneamente. Si può osservare come la zona A sia caratterizzata da una granulosità diversa (più fine a causa dei continui sfregamenti fra i due lembi della fessura) rispetto alla zona B e come in essa siano presenti caratteristiche striature che corrispondono a successivi arresti e riprese della propagazione della fessura. E' evidente, infatti, che la propagazione si arresta quando cessa la sollecitazione e riprende quando essa riprende. Nei componenti di strutture aeronautiche, tali cicli di carico generalmente corrispondono a cicli decollo-atterraggio. Il conteggio delle striature, quando possibile, può consentire di dare una stima grossolana dei cicli di carico, e quindi dei cicli decollo-atterraggio, che sono stati necessari a distruggere il componente dal momento in cui si è originata la fessura.

Il relitto del velivolo I-Tigi è stato sottoposto ad un accurato esame per verificare la possibilità di cedimento strutturale indotta dai predetti fenomeni di fatica. E' evidente che le indagini si sono particolarmente concentrate sulle superfici di rottura degli elementi in corrispondenza dei quali è iniziata la frammentazione in volo del velivolo, secondo le modalità in precedenza descritte.

Tali indagini, effettuate dal collegio frattografico, non hanno evidenziato presenza di rotture per fatica.

Alcune rotture per fatica (probabilmente per sollecitazioni di tipo acustico) sono state osservate, attraverso ispezione visiva, nella parte sinistra del cono di coda, in posizione vicina al motore ma tali rotture, di limitata lunghezza, durante l'esercizio del velivolo erano state correttamente individuate e riparate, come osservabile in Fig.IX-27.

Particolare cura è stata posta nell'esame dei frammenti AZ32 e AZ204 in quanto essi sono stati rinvenuti in zona A, mentre tutti i frammenti ad essi adiacenti sono stati rinvenuti in zona C.

Tale anomala caratteristica di ritrovamento potrebbe indurre a supporre un distacco in volo di tali elementi. Esclusa l'ipotesi di distacco per possibili azioni esterne (impatto di missile) già discusse, restava da verificare se tale distacco potesse essersi verificato per cedimento spontaneo.

Una accurata indagine frattografica ha mostrato che le caratteristiche di deformazione e rottura di tali elementi sono del tutto analoghe e

compatibili con le caratteristiche di deformazione e rottura degli elementi adiacenti, derivanti dall'impatto del velivolo con la superficie del mare.

Non sono state osservate rotture per fatica.

Si può quindi concludere, con ragionevole certezza, che tali frammenti si sono distaccati al momento dell'impatto con la superficie del mare.

Escludendo errori di etichettatura, il CP non è in grado di fornire una ragionevole spiegazione in merito all'anomalo punto di ritrovamento dei frammenti.

Una possibile ipotesi è che il trasporto dei frammenti dalla zona C alla zona A sia avvenuto accidentalmente, durante le operazioni di recupero condotte dalla Ifremer negli 1987÷88. Infatti, poiché il recupero dei frammenti avveniva mediante reti e non con contenitori rigidi, non può escludersi che tali frammenti siano rimasti impigliati nelle reti stesse e siano poi stati accidentalmente trasportati dalla zona C alla zona A, quando la nave ha cambiato zona di recupero.

Tenendo conto di tutto quanto in precedenza esposto, il CP ritiene di poter escludere, con ragionevole certezza, che sul velivolo I-Tigi possa essersi verificato un cedimento strutturale spontaneo per effetto di lesioni dovuti a fenomeni di fatica.”

5. Il cedimento strutturale per cause esterne.

Si è in precedenza riportato che la frammentazione in volo del velivolo può essere avvenuta a causa di sovrasollecitazioni derivanti dal superamento del fattore di carico di progetto che possono aver determinato il cedimento delle sezioni critiche del velivolo rispetto a tale tipo di sollecitazione.

L'esame della casistica di incidenti aerei avvenuti per cedimenti strutturali derivanti da superamento dei carichi di progetto, mostra che essi, per la maggior parte dei casi, sono state determinate da anomale situazioni di carico conseguenti ad eccezionali valori di turbolenza atmosferica presente nella zona attraversata dal velivolo incidentato.

In precedenza si è anche osservato che il cedimento delle sezioni critiche per sovraccarico strutturale sarebbe in accordo con la sequenza e con le modalità di distacco in volo dei diversi frammenti recuperati, appartenenti alla parte posteriore della fusoliera.

Il cedimento dell'estremità della semiala sinistra, in questa ipotesi, potrebbe certamente essere una conseguenza dei precedenti cedimenti.

In particolare, il cedimento ed il distacco del tronco di coda con le superfici di stabilizzazione, è generalmente associabile alla nascita di un momento picchiante sul resto del relitto, tale da portare le due semiali ad operare ad un angolo di incidenza, rispetto alla direzione della velocità, opposto a quello normale di volo.

A causa dell'angolo di incidenza invertito, sulle due semiali può aver agito un carico aerodinamico opposto (diretto verso il basso) a quello agente nelle condizioni normali di volo (diretto verso l'alto) che, se di elevato valore, può aver determinato la rottura della semiala con deflessione verso il basso, come rilevabile sul relitto.

Poiché la semiala è generalmente progettata come una trave a sbalzo di uniforme resistenza, la posizione della sezione di rottura lungo l'apertura alare può essere stata del tutto casuale.

Una ipotesi di questa natura sarebbe pertanto congruente con la sequenza e le modalità di separazione in volo dei frammenti del velivolo in precedenza discusse e la causa dell'incidente sarebbe stata tale da non aver lasciato alcun segno caratteristico di natura macroscopica sul relitto stesso che, come in precedenza osservato, è la peculiare caratteristica di questo incidente di volo.

Pertanto, a parere del CP, l'ipotesi che la causa dell'incidente possa essere attribuita a cedimento strutturale per superamento dei carichi limiti di progetto indotti da particolari valori di turbolenza atmosferica, merita una attenta valutazione.

La presenza di forte turbolenza o di wind-shear è sicuramente da ritenersi una delle più importanti concause di incidenti aerei durante le fasi di decollo e di avvicinamento ed atterraggio in quanto ad essa sono generalmente associate possibili e sensibili variazioni delle traiettorie di volo che possono portare all'incidente in quanto si manifestano a bassi valori di quota.

Il cedimento strutturale di un velivolo durante la fase di volo di crociera a causa delle sovrasollecitazioni indotte da turbolenza è invece una tipologia di incidente molto meno frequente della precedente.

Nell'arco di tempo fra il 1959 ed il 1972 si sono registrati solo quattro incidenti per cedimento strutturale durante il volo di crociera, dovuto a valori estremi di turbolenza.

L'incidente verificatosi nel 1966 al velivolo BAC 1-11, appartenente alla Società Braniff (USA), presenta una qualche analogia con quanto accaduto al velivolo I-Tigi. Infatti anche in quel caso si ebbe il distacco in volo del tronco di coda e la rottura dell'estremità della semiala destra per effetto un carico invertito rispetto a quello normale di volo.

Per questo motivo, allo scopo di verificare la possibilità di incidente per cedimento strutturale dovuto a valori estremi di turbolenza, il CP ha ritenuto conveniente esaminare lo scenario connesso con questo tipico incidente appartenente alla predetta casistica e, successivamente, paragonarlo con quello all'interno del quale ha operato il velivolo I-Tigi. Il risultato di questo confronto potrà fornire utili indizi per la discussione dell'ipotesi.

Per scenario all'interno del quale i due diversi velivoli possono aver operato si è inteso tutta la serie di informazioni relative alla fase terminale del volo quali condizioni meteorologiche, andamento dei parametri di volo registrati dall'FDR, comunicazioni B/T/B e quant'altro possa essere ritenuto utile per l'interpretazione degli eventi.

5.1. Osservazioni sullo scenario relativo all'incidente di volo occorso al velivolo BAC 1-11 per cause meteorologiche.

Il National Transportation Safety Board (USA), al termine delle indagini tecniche relative all'incidente in esame, concluse che la probabile causa doveva attribuirsi ad un cedimento strutturale in volo dovuto a valori estremi di turbolenza incontrata in una zona caratterizzata da condizioni meteorologiche critiche che non doveva essere sorvolata.

Nella tabella riportata in Fig.IX-28 sono indicati i criteri di classificazione dei livelli di turbolenza atmosferica. In essa si può osservare come la classificazione "turbolenza estrema" corrisponda a condizioni raramente incontrabili in volo che possono determinare la impossibilità di controllo del velivolo e danni strutturali. E' evidente che le zone dove è prevista la presenza di tali valori di turbolenza non debbono essere sorvolate dai velivoli.

Al momento dell'incidente, le condizioni meteorologiche sopra la zona sorvolata erano caratterizzate da numerosi temporali attivi, associati ad una linea temporalesca che precedeva un fronte freddo in spostamento, come indicato nello schema riportato in Fig.IX-29.

La particolare intensità della linea temporalesca e la sua potenziale pericolosità per il volo era stata segnalata dai pertinenti Uffici Meteorologici agli equipaggi di volo ed era visibile anche sui radar meteorologici di bordo, come riferito dagli equipaggi di altri velivoli operanti nell'intorno della zona interessata.

La turbolenza di valore estremo associata alla linea temporalesca si estendeva fino a quote dell'ordine di 7000 piedi e fu rilevata anche da un certo numero di velivoli che si trovarono a transitare nelle zone adiacenti che, per evitarla, modificarono il loro piano di volo e ritardarono il loro arrivo.

III-B-2011

APPENDIX C - FIGURE 1
AVIATION FORECAST (REGIONAL, etc.)

TURBULENCE CRITERIA TABLE
AIRFRAME, OPERATIONAL, and GUST

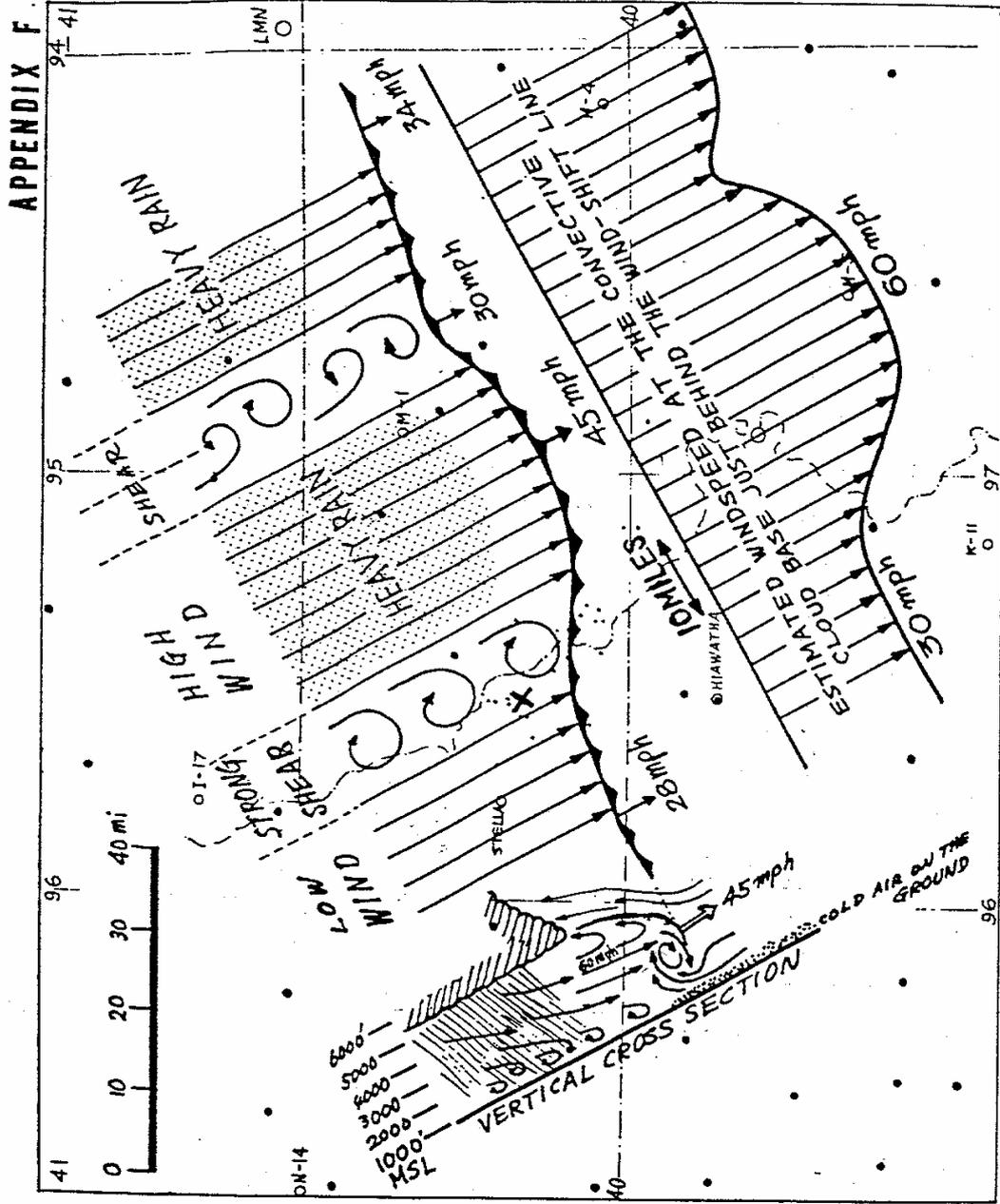
ADVERSE/AL CLASS	AIRFRAME LIMITS ¹	TRANSVERSE AIRCRAFT OPERATIONAL CRITERIA ²		GUST CRITERIA Derived Gust Velocities-U _g ³ the order of ⁴
		Descriptive	Air Speed Fluctuation	
LIGHT	not specified	A turbulent condition during which occupants may be required to use seat belts, but objects in the aircraft remain at rest.	5 to 15 knots	5 to 20 fps
MODERATE	not specified	A turbulent condition in which occupants require seat belts and occasionally are thrown against the belt. Unsecured objects in the aircraft move about.	15 to 25 knots	20 to 35 fps
SEVERE	not specified	A turbulent condition in which the aircraft momentarily may be out of control. Occupants are thrown violently against the belt and back into the seat. Objects not secured in the aircraft are tossed about.	more than 25 knots	35 to 50 fps
EXTREME	A. Positive and negative gusts greater than 30 fps (U _g) at V ₀ between sea level and 20,000 ft for Transport Category Aircraft. B. Positive and negative gusts greater than 30 fps (U _g) at all speeds to V ₀ for Normal Utility and Aerobatic Aircraft.	A rarely encountered turbulent condition in which the aircraft is violently tossed about, and is practically impossible to control. May cause structural damage.	rapid fluctuations in excess of 25 knots.	more than 50 fps ⁵

Footnotes: 1. As derived from the Flight Loads section CAN 4b, Airplane Airworthiness, Transport Categories (May 1960); and CAN 3 Airplane Airworthiness, Normal, Utility, and Aerobatic Categories (Nov. 1959) of Civil Air Regulations.
2. Aircraft Turbulence Criteria developed by NACA Subcommittee on Meteorological Problems (May 1957).
3. U_g approximately equals 2/3 U_{de}.
4. V₀ is the design cruising speed.
5. Special note by NASA, May 26, 1962: "It might be well to note that the so-called design limit gust velocity of 50 fps could result in permanent set of an airplane structure, but does not necessarily imply loss of structural components. By legislation, at least, a forecast of a general area of severe turbulence could require flight cancellation since the safety of civil aircraft is not knowingly compromised. Although it is desirable for the meteorologist to have a standard set of definitions, he should also be provided with an understanding of the consequences of his forecast."

WB Manual - Issuance 860

11-7-63

FIG. IX-28
Classificazione livelli di turbolenza



Schematic diagram showing how clock-wise vortices were produced over the area of the accident.

Fig. IX-29
 Situazione meteorologica sulla zona dell'incidente
 relativo al velivolo BAC 1-11 della BEA

Il comandante del volo 234 informò anche che aveva avuto echi radar piuttosto forti già a partire da 150MN dalla linea temporalesca.

L'esame dei Flight Data Recorders dei velivoli interessati mostrarono che in ampie zone nell'intorno di quella dell'incidente erano stati registrati valori di accelerazioni normali elevati compresi fra +2.85 "g" e -0.3 "g" (i valori massimi ammissibili sono dell'ordine di +3.7, -1.5).

Testimoni oculari affermarono che al momento dell'incidente il velivolo non aveva raggiunto il fronte principale delle nubi temporalesche e che nell'intorno del velivolo non avevano rilevato presenza di fulmini.

Da quanto esposto risulta abbastanza evidente una situazione di tempo fortemente perturbato non solo sulla zona dell'incidente ma anche in zone circostanti. In queste ultime, i valori di turbolenza non avevano raggiunto i valori estremi ma erano stati comunque tali da spingere altri velivoli a modificare la rotta, dopo aver registrato per periodi di tempo abbastanza lunghi forti valori di accelerazioni verticali.

I forti valori di turbolenza erano registrati a quote non superiori ai 7000 piedi (2100m).

5.2. Osservazioni sullo scenario relativo al volo del velivolo I-Tigi.

Anche nel giorno dell'incidente al velivolo I-Tigi sull'Italia esisteva un fronte freddo in movimento alla velocità di circa 40km/h secondo quanto indicato nello schema di Fig.IX-30. Dallo schema di Fig.IX-31 risulta che lungo il fronte freddo (linea curva) vi era probabilità di severa turbolenza, con formazioni di nubi alle quote indicate.

Tuttavia, come rilevabile dalla prima delle predette figure, al momento dell'incidente il fronte freddo, e quindi la zona di turbolenza, aveva già da tempo abbandonato le coste meridionali dell'Italia lasciando condizioni meteorologiche instabili, caratterizzate da forti venti in quota.

Il profilo del vento riportato nella precedente parte IV della perizia non evidenzia fenomeni di shear che, generalmente, sono all'origine di particolari forme di turbolenza indicate come "turbolenza in aria chiara".

Tale tipo di turbolenza, a livello "severo", era stato previsto dal Centro Meteo di Roma sulla FIR di Roma stessa, come riportato nella Parte I della Perizia, ma tale previsione non trova riscontro nel predetto profilo del vento.

Il Flight Data Recorder del velivolo non ha registrato, durante il volo, anomali valori di accelerazione verticale. Anche velivoli che percorrevano la stessa rotta in tempi immediatamente precedenti e

successivi non fecero riporti di turbolenza. D'altra parte sulla zona non erano segnalati temporali, ma solo venti costanti in quota, anche se intensi.

ositions of the cold front June 26-27 1980

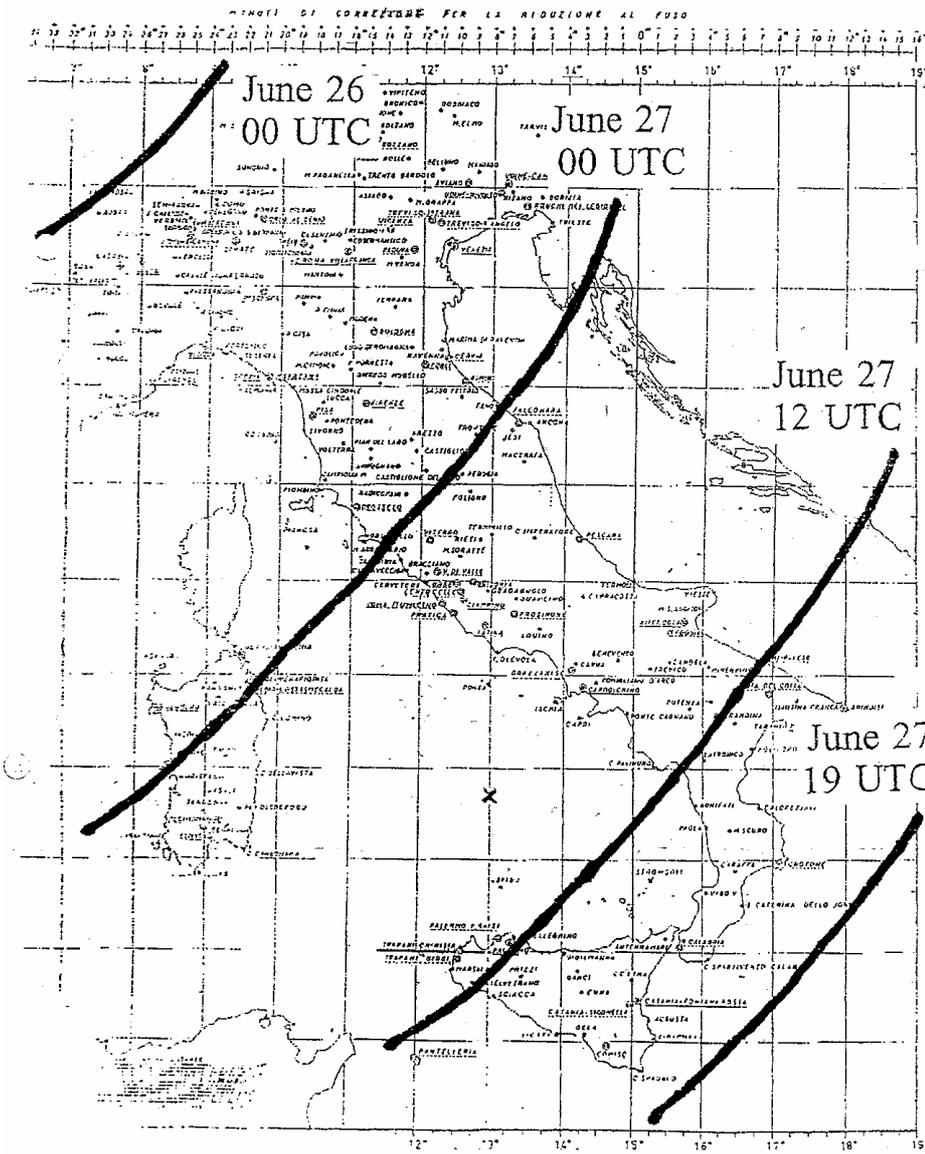


Fig. IX-30
Spostamento del fronte freddo sull'Italia

Sketch 2

June 27th 1980 1900 UTC

Cross section seen from south west

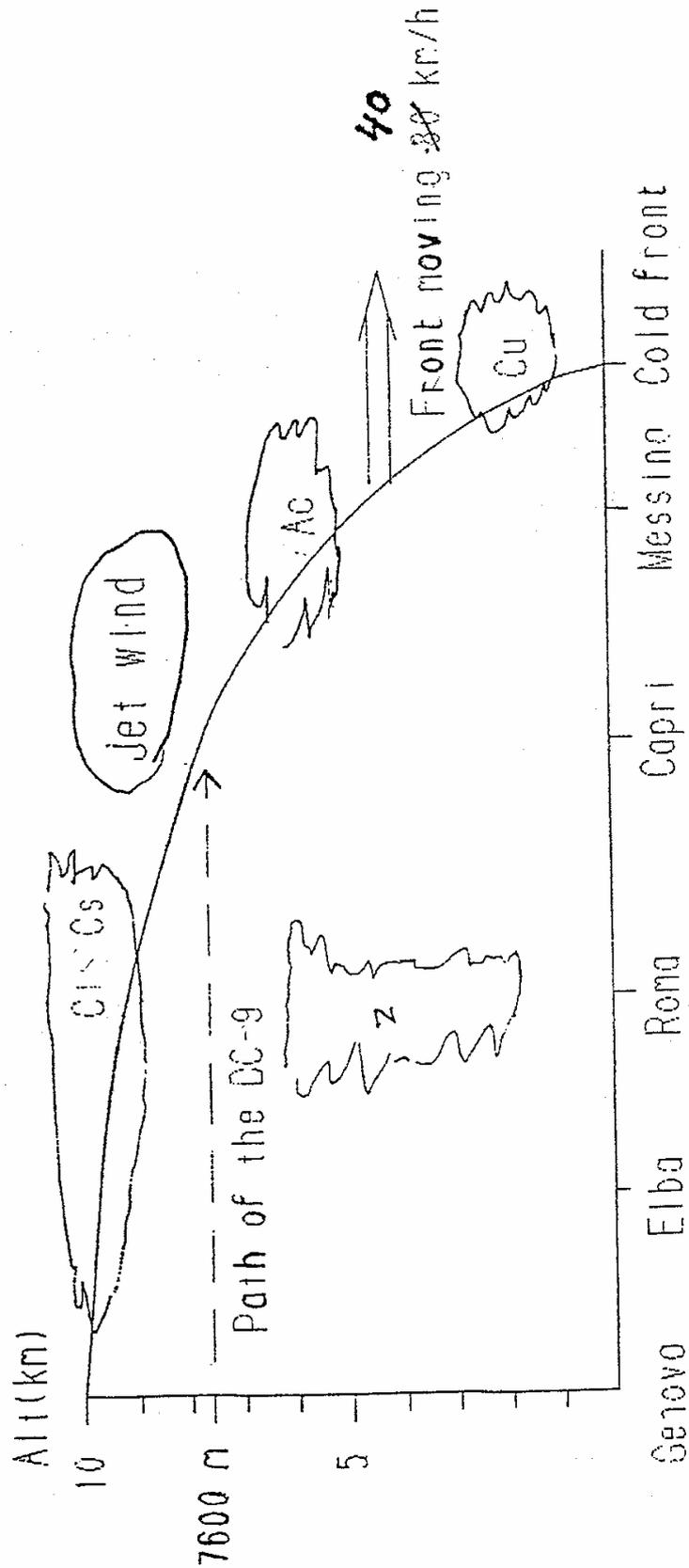


Fig. IX-31

Schema nuvoloso al seguito del fronte freddo

Inoltre, due minuti dopo aver sorvolato l'isola di Ponza, dalle registrazioni del CVR risulta che durante le informazioni sul volo che normalmente vengono fornite dalla cabina di pilotaggio, ai passeggeri fu comunicato che il tempo verso sud era in miglioramento per cui a Palermo era previsto tempo buono, visibilità ottima, temperatura di 22° e leggero vento. Poco prima di questa comunicazione, il personale di condotta aveva richiesto di passare dal livello di volo 290 a livello 250, senza specificarne i motivi. La variazioni di quota richiesta è stata registrata dall'FDR, e in corrispondenza di essa sempre sull'FDR non si rilevano accelerazioni verticali tali da far sospettare che essa sia stata richiesta a causa di eccessiva turbolenza al livello superiore.

Pertanto, la situazione meteorologica, le registrazioni del Flight Data Recorder e del Cockpit Voice Recorder, le comunicazioni degli altri equipaggi in volo sulla stessa zona, descrivono uno scenario diverso da quello esaminato nel precedente paragrafo, che fa ritenere poco probabile un cedimento strutturale per sovrasollecitazioni indotte da turbolenza estrema”.

6. Conclusioni del Collegio Misiti.

Sulla base di tali considerazioni, come ai paragrafi integralmente riportati, il collegio Misiti afferma a conclusione che le indagini tecniche relative alla storia manutentiva del velivolo e alle condizioni di volo al momento dell'incidente, nonché le analisi effettuate sul relitto ricostruito conducono alla esclusione con ragionevole certezza che sul velivolo si fosse verificato un cedimento strutturale dovuto a sollecitazioni statiche, a sovrasollecitazioni dinamiche derivanti da fenomeni aeroelastici ed a rotture per fatica.

Più complessa la discussione della possibilità di cedimento strutturale per cause esterne, derivanti da valori estremi di turbolenza.

Infatti, un superamento dei massimi valori del fattore di carico per il predetto effetto potrebbe aver causato - continuano i periti - il cedimento delle sezioni critiche del velivolo con conseguente distacco del tronco di coda e, successivamente, dell'estremità dell'ala sinistra, determinando la frammentazione in volo del velivolo stesso in accordo con la sequenza e le modalità in precedenza discusse, desunte dall'esame del relitto. Ma tale evento non avrebbe lasciato tracce sul relitto stesso.

Per discutere questa possibilità, il CP ha preso come riferimento la casistica di quattro eventi in circa 13 anni, relativa a questa categoria di

incidente (cedimento strutturale durante il volo di crociera per cause meteorologiche), con particolare riferimento all'incidente del BAC 1-11 verificatosi nel 1966 che determinò una frammentazione in volo del velivolo non dissimile da quella del velivolo I-Tigi.

Sono state poi paragonate le condizioni meteorologiche al momento del verificarsi dei due incidenti. Tale paragone ha consentito di verificare come le condizioni presenti al momento dell'incidente occorso al velivolo I-Tigi non avessero le caratteristiche di estrema criticità di quelle presenti al momento dell'altro incidente, del resto segnalate anche dagli organi di controllo del volo.

Sulla base di questa analisi, quel collegio ha ritenuto di poter plausibilmente escludere anche il cedimento strutturale per cause esterne, derivanti da valori estremi di turbolenza, e di conseguenza di poter escludere, con ragionevole certezza, l'ipotesi di cedimento strutturale nel suo complesso.

In conclusione si deve ritenere che l'esclusione del cedimento strutturale – anche se nel corso dei lavori peritali erano emerse delle tendenze a favore, probabilmente nell'intento di offrire un verdetto neutro – sia più che sufficientemente motivata e pertanto debba essere accolta. Peraltro non era mai risultato, nel corso della pluriennale istruttoria, alcun elemento di fatto in tal senso. Basterà ricordare che sia dal velivolo che dalle sale operative nessuna voce aveva riferito di alcun genere di turbolenza. Così come era stato accertato, dagli atti acquisiti, che la macchina non soffriva di alcun danno che ne determinasse pericoli di cedimento. Nessuna parte ha contestato questi risultati né ha addotto elementi in pro dell'ipotesi in questione.

* * * * *