

**Capitolo XLVI**  
**Consulenza tecnica Bazzocchi - 09.06.94.**

Il 9 giugno 94, come già detto, l'ing. Bazzocchi, nell'interesse delle parti imputate generali Tascio e Cavatorta, depositava una relazione, articolata in due capitoli, sugli studi condotti sul relitto del DC9 Itavia intesi a stabilire le cause tecniche della sua caduta durante il volo Bologna Palermo il 27.06.80.

Nel primo capitolo "localizzata la posizione della carica esplosiva nella zona della toeletta sopra o sotto il pavimento è stato sviluppato lo studio esplosivistico degli effetti dello scoppio della carica".

Nel secondo, al fine di "sviluppare uno studio approfondito dei fenomeni che emergono dall'esame del relitto e dei singoli reperti" viene costruita "una mappa generale del relitto e su tale mappa sono stati posizionati i reperti di maggiore importanza ... è stata pure indicata la posizione dell'evento iniziale".

Il primo capitolo è stato intitolato "Studio della esplosione di una bomba nella parte posteriore della fusoliera. Calcolo dell'onda d'urto, del fattore di riflessione, dell'impulso in funzione della posizione della bomba, del tipo di esplosivo, del peso dell'esplosivo".

Premesso che la seconda campagna di recupero svolta dal 15.05.92 ha consentito "il recupero della parti risultate mancanti dal relitto", da cui verrebbe una "ulteriore conferma che il velivolo si è disintegrato in volo a seguito dell'esplosione di una bomba collocata nella parte posteriore della fusoliera, nella toelette in prossimità del lavello o della vasca di raccolta sotto la stessa", il consulente ritiene fondamentale uno studio sugli effetti prodotti dalla deflagrazione di una bomba costruita con esplosivo di alto potenziale (compound B e TNT).

Fa così riferimento alla pubblicazione ESA-AD759002 (Internal Blast Image Mechanism Computer Program-James Procter - Naval Ordnance Laboratory Report for Air Force Flight Dynamics Laboratory), per "schematizzare gli effetti fondamentali della deflagrazione di una carica esplosiva in ambiente chiuso o con piccole aperture di scarico".

Riferisce poi che "Il picco iniziale di pressione dell'onda d'urto si riflette contro le pareti dell'ambiente chiuso dando delle successive pulsazioni della pressione. Queste pulsazioni si dissipano in un tempo breve dando luogo a una sovrappressione di valore pressochè costante e quindi denominata "quasi statica".

Questa pressione è prodotta dai gas generati e riscaldati dall'esplosione. Anche per un ambiente completamente chiuso la pressione gradualmente diminuisce con il tempo per le perdite di calore attraverso le pareti dell'ambiente stesso. Se il vano nel quale si è sviluppata l'esplosione ha delle comunicazioni con l'esterno la diminuzione di pressione avviene più rapidamente. L'onda d'urto si manifesta con imponenti pulsazioni della

pressione che si propagano a velocità supersonica in tutti gli spazi comunicanti con il punto in cui avviene la deflagrazione. Alla prima onda d'urto ne seguono delle successive. Quando un'onda d'urto incontra una parete dell'ambiente chiuso in cui essa si sviluppa viene riflessa e a seconda delle caratteristiche di rigidità della parete e del suo orientamento si verificano effetti di amplificazione. Evidentemente se l'onda d'urto originale investe una parete cedevole (ad esempio dei bagagli) viene in parte assorbita e solo in parte riflessa. Questa propagazione a velocità supersonica delle pulsazioni di pressione dell'onda d'urto costituisce il primo fattore demolitore dell'esplosione.

Dopo un tempo estremamente breve all'onda d'urto segue lo sviluppo di una bolla di pressione generata dal gas ad altissima temperatura prodotto dall'esplosione.

Evidentemente la pressione e la temperatura del gas si riducono con l'espansione del gas stesso nell'ambiente in cui l'esplosione è avvenuta”.

Quindi afferma che “per poter spiegare gli effetti prodotti dalla esplosione di una bomba sulle strutture del velivolo è necessario sviluppare i calcoli sul meccanismo dell'esplosione stessa, valutare cioè le caratteristiche dell'onda d'urto, del fattore di riflessione e dell'impulso in funzione del tipo di esplosivo, del peso e della distanza dall'epicentro della esplosione”, per cui riporta alcune parti della citata pubblicazione al fine di facilitare l'interpretazione dei calcoli eseguiti, dal punto di vista tecnico-matematico. Successivamente effettua il “calcolo della pressione di scoppio della fusoliera” e quello delle “energie accumulate nella cabina passeggeri per effetto della pressurizzazione”. Passa poi a trattare della “implosione nei cuscini e negli schienali dei passeggeri, del rivestimento interno della fusoliera”, premettendo che “in tutte le relazioni redatte dalle varie commissioni di inchiesta è stato messo in evidenza il ritrovamento di schegge di materiali vari conficcati all'interno degli schienali e dei cuscini dei passeggeri nel materiale di imbottitura costituito da gommapiuma”.

Sono stati esaminati 53 cuscini, di cui 20 presentavano delle intrusioni e nella base delle radiografie sono stati estratti i materiali estranei. Essi sono costituiti da:

- 1) frammenti di materiale plastico (laminato di tessuto di vetro plastificato che costituisce il rivestimento interno della fusoliera;
- 2) frammenti di materiale plastico provenienti dai finestrini;
- 3) frammenti metallici di lega leggera provenienti dalla struttura della fusoliera”.

Dall'esame delle schegge sorgono interrogativi riguardanti la “frammentazione in schegge minute”, la loro velocità (altissima) che ha consentito una penetrazione profonda nell'imbottitura, la loro direzione

dall'esterno all'interno, che fa presumere una "implosione della tappezzeria" prodotta "dallo scoppio della fusoliera per effetto della deflagrazione della bomba e della sovrappressione interna dovuta alla pressurizzazione della stessa".

Una spiegazione scientificamente soddisfacente si ha considerando gli effetti generati dalla deflagrazione di una carica esplosiva all'interno della fusoliera.

La deflagrazione di una carica esplosiva produce una onda d'urto che si propaga a velocità supersonica nell'ambiente in cui è contenuta la carica esplosiva. L'onda d'urto si propaga attraverso tutti i passaggi d'aria e quindi può raggiungere anche i punti più lontani dalla deflagrazione purché esista un passaggio di aria. Ogni volta che l'onda d'urto incontra una parete, essa viene riflessa ed amplificata.

Supponendo che l'esplosione avvenga nel bagagliaio posteriore o nella toilette l'onda d'urto si propaga oltre che in tutte le direzioni in cui esiste un passaggio di aria, anche nella intercapedine che esiste tra il guscio esterno della fusoliera e la parete che costituisce la tappezzeria interna della cabina. L'onda d'urto viene riflessa lungo le pareti dell'intercapedine e con la sua energia produce la frantumazione della parete in plastica. I frammenti vengono proiettati dall'onda d'urto verso l'interno della fusoliera, investendo il rivestimento dei cuscini dei seggiolini e si conficcano nella gommapiuma che costituisce l'imbottitura dei cuscini stessi.

A conferma l'ing. Bazzocchi sottolinea che sul tessuto dei cuscini sono stati trovati i fori di passaggio e segni di "globulizzazione del tessuto stesso, dovuta al surriscaldamento prodotto dal passaggio ad alta velocità delle schegge". Inoltre, la loro profondità è indicativa di un passaggio ad altissima velocità. Ritiene di grande interesse lo studio "della propagazione della onda d'urto prodotta dall'esplosione avvenuta a bordo del Boing 747 della Pan Am, il 21 dicembre 88 presso la località di Lockerbie", per la similitudine con quanto avvenuto all'interno del DC9 Itavia. Riporta alcuni stralci della perizia Blasi per evidenziare che: "Dallo studio della penetrazione dei frammenti nei cuscini (foro di entrata e punto di recupero del frammento) si conclude che non esiste una direzione preferenziale nella traiettoria delle schegge che partono dalla superficie del rivestimento interno della fusoliera e sono proiettate nelle direzioni radiali verso l'interno come è illustrato dalla fig.3.

Anche lo studio di questo fenomeno di implosione nei cuscini conduce a concludere che la causa più plausibile della distruzione del DC9 è stata la deflagrazione di una carica esplosiva posta all'interno della fusoliera".

Passa poi allo studio della separazione della paratia posteriore pressurizzata dalla cabina passeggeri e sottolinea che “sin dal primo sopralluogo sul relitto fu constatato che diversi elementi strutturali importanti erano completamente mancanti” e che “la campagna di recuperi svolta dal 15 maggio al 15 settembre 92 ... ha consentito il recupero puntuale di tutti i gruppi strutturali mancanti”. Lo studio di tali parti, costituite dalla paratia posteriore pressurizzata, che delimita la cabina passeggeri, e la porta di ingresso dei passeggeri ricavata nella paratia stessa, la paratia verso l'avanti che delimita sul fianco destro il locale della toilette e sul fianco sinistro lo spazio adibito alla cambusa, la scaletta retrattile posteriore di imbarco dei passeggeri ed i rispettivi dispositivi di retroazione ed abbassamento della scaletta, dimostra, a parere del consulente, che “all'interno della toilette si è sviluppata una elevatissima pressione che ha fatto rigonfiare le pareti”. Poichè “si nota che delle zone sul lato destro sono mancanti ed esaminando i bordi di separazione si rilevano degli aspetti di frattura senza deformazioni elastiche che mettono in evidenza il carattere impulsivo delle fratture stesse. Tutte queste constatazioni costituiscono un ulteriore conferma del fenomeno esplosivo che si è verificato nell'ambiente”.

Il consulente procede quindi al “calcolo dei carichi che si sviluppano sulla paratia pressurizzata posteriore della cabina passeggeri a seguito della esplosione della bomba”, per concludere che: “gli elementi della paratia che sono stati recuperati dal fondo del mare sono stati trovati a una distanza di circa 10km dal relitto principale, fatto che costituisce un'altra incontrovertibile conferma che la paratia si è separata in volo subito dopo l'esplosione avvenuta alla quota di 7620m”.

Al termine dello “studio degli effetti dell'esplosione sulla struttura dello sportello del bagagliaio situato sul lato destro della zona posteriore ritiene quindi “giustificato che il rivestimento dello sportello si sia strappato dalla rivettatura che lo fissa alla struttura. Strappandosi la lamiera di rivestimento dalla struttura si libera una notevole quantità di energia di deformazione a cui si aggiunge l'azione della pressione interna della fusoliera. Queste due azioni determinano l'arrotolamento verso l'esterno ben visibile dalla fig.3 e tipico di una azione esplosiva”. Circa la “separazione dei due tronchi della scaletta posteriore di accesso dei passeggeri”, inizia fornendo una sua descrizione: “il primo tratto di 4 gradini fa parte integrante della struttura della fusoliera, il secondo tratto costituito da 7 gradini è mobile, è articolato anteriormente a due cerniere ed è dotato posteriormente di due estremità rigide che si agganciano ad un dispositivo azionato idraulicamente che blocca la scaletta nella sua posizione retratta”.

Constata che: “sia le cerniere anteriori che i ganci posteriori appaiono sul relitto chiaramente fratturati da una sollecitazione perpendicolare al rivestimento esterno della scaletta”.

Quindi conclude che “anche la scaletta posteriore di accesso ritrovata a circa 10km dal relitto principale fornisce un’altra conferma che la caduta del velivolo DC9 è stata determinata dallo scoppio di una bomba posta nel locale della toeletta”.

Circa la “separazione della fiancata destra e sinistra posteriori della fusoliera per la lunghezza di 6 finestrini”, pezzi recuperati nell’ultima campagna di ricerche in mare sostiene che “i pannelli con tutte le loro strutture (ordinate e correntini) si sono staccati dal longarone della fusoliera in corrispondenza del pavimento e dal longarone superiore senza apprezzabile deformazione, con frattura lungo le chiodature di collegamento, un aspetto particolare come se si trattasse di una frattura fragile senza deformazioni della testa dei chiodi”. Li ritiene assai importanti perchè: “1. I pannelli si sono separati in volo (sono stati recuperati a circa 10-12km a N-E del relitto). Il tipo di separazione come è stato detto più sopra presenta dei caratteri del tutto particolari senza deformazioni del materiale alle giunzioni tranne tre lingue di lamiera lungo il lato superiore del pannello destro indicato con un freccia sulle foto 3-4-5. Tali frammenti appartengono al pannello superiore costituente il cielo della cabina. Tale tipo di separazione può essere spiegato come effetto di un aumento istantaneo di pressione all’interno della fusoliera a seguito della deflagrazione di esplosivo a non grande distanza. La frattura netta in corrispondenza delle chiodature e delle strutture rigide dei longheroni può essere spiegata come effetto di un carico impulsivo generato dalle onde d’urto irradiate dal focolaio dell’esplosione ... le onde d’urto hanno trovato una via per trasmettersi nell’intercapedine tra rivestimento esterno della fusoliera e rivestimento interno (plastificato di vetro). Le onde d’urto riflettendosi sulle pareti sono state moltiplicate nel loro effetto distruttivo dal fattore di riflessione...”.

Dopo aver effettuato uno studio matematico ed alcune considerazioni “sul tipo di frattura con cui i pannelli si sono separati dalla fusoliera”, oltre che riconfermare che il distacco è avvenuto per effetto dell’esplosione di una bomba, ritiene anche di essere giunto ad una altrettanto importante conclusione: “vi è infine un’altra importante constatazione ed una ennesima dimostrazione che l’evento catastrofico non è stato originato da un missile. Infatti il missile con le migliaia di schegge che produce avrebbe creato innumerevoli lacerazioni sui pannelli delle fiancate della fusoliera mentre essi si presentano perfettamente lisci e senza alcuna perforazione.

Si possono rilevare solo dei leggeri rigonfiamenti in senso longitudinale e trasversale tra una ordinata e l'altra ed un correntino e l'altro, rigonfiamenti dovuti alla deformazione plastica del materiale. Questi leggeri rigonfiamenti mettono comunque in evidenza l'elevato valore della pressione di gran lunga superiore alla pressione base di scoppio della fusoliera.

La separazione delle fiancate della fusoliera, recuperate a grande distanza dal relitto principale (8-10km) costituiscono da sole una prova certa che la caduta del velivolo è stata determinata dallo scoppio di una bomba all'interno della fusoliera”.

Circa lo “studio del fenomeno di implosione di diverse tubazioni situate all'interno del velivolo e recuperate dal fondo del mare”, premette, come considerazione generale che “molte tubazioni di dimensioni e materiali diversi presentano danneggiamenti dello stesso tipo.

Queste tubazioni risultano completamente appiattite per tutta la loro lunghezza”, la cui causa è palesemente comune.

“La prima ipotesi considerata è stata quella di uno schiacciamento meccanico causato dall'urto di corpi di una certa solidità contro la tubazione in esame. Questa ipotesi si dimostra subito inconsistente data la regolarità con cui le tubazioni appaiono appiattite nonostante la loro lunghezza.

Dopo attento studio la causa del fenomeno rilevato è stata individuata in un collasso per instabilità di forma dovuto, a una pressione esterna alla tubazione stessa, superiore alla pressione interna; fenomeno che può essere denominato di implosione come contrapposto al fenomeno di esplosione di una tubazione che si rompe per una pressione interna di un certo valore superiore alla pressione esterna.

Il problema che si presenta è quello di valutare per una tubazione di date dimensioni e di un materiale con determinate caratteristiche meccaniche quale è il valore della pressione esterna rispetto a quella interna che determina il collasso della tubazione stessa producendone lo schiacciamento.

La verifica delle pressioni critiche che hanno determinato il collasso e lo schiacciamento di diversi tipi di tubazione recuperate dal fondo del mare è di determinante importanza perchè dimostra che nell'ambiente in cui si trovava, a bordo, la tubazione in esame si è verificata “almeno” la pressione critica di collasso. La pressione effettiva che si è sviluppata nell'ambiente può essere stata anche superiore alla pressione di collasso ma sicuramente è stata almeno uguale. Le tubazioni schiacciate costituiscono una sorta di manometro che dà delle indicazioni di fondamentale

importanza per lo studio dei fenomeni che si sono sviluppati nell'ambiente in cui si trovano le tubazioni stesse”.

Rigetta la possibilità che lo schiacciamento sia stato dovuto alla pressione del fondo del mare per impossibilità pratica dell'evento e conclude “lo schiacciamento uniforme delle varie tubazioni può essersi verificato solo in un brevissimo spazio di tempo, dopo l'esplosione della bomba si crea un aumento della pressione esterna alla tubazione, pressione che determina il collasso della tubazione stessa per instabilità di forma”.

A questo punto Bazzocchi ritiene necessario produrre i risultati di una “prova di implosione di un tubo in lega leggera sottoposto ad un campo di pressione esterno”. Descrive l'oggetto della prova, su cui ha effettuato “calcoli teorici basati sulla teoria della stabilità elastica, volti a predeterminare la pressione critica di innesco della instabilità”, come un tubo in lega leggera (materiale 6061T4) lungo 2 metri, del diametro esterno di 113mm, per uno spessore di 1,5mm, alle cui estremità sono state saldate 2 plance di chiusura, anch'esse in lega leggera, in modo da mantenere la tenuta a pressione.

Questi i risultati ottenuti: “Alla pressione interna dell'autoclave di  $2.7\text{kg/cm}^2$ , corrispondenti ad una differenza di pressione totale rispetto alla parte interna del tubo di  $3.6\text{kg/cm}^2$  ( $2.7+0.9$ ) si è avuta l'improvvisa implosione del tubo stesso che si è appiattito in modo regolare per tutta la sua lunghezza... . Il fenomeno descritto è avvenuto in un tempo molto breve; analizzando la ripresa video si può stimare che lo schiacciamento sia avvenuto in meno di  $1/25$  di secondo. Il risultato sperimentale ottenuto risulta quindi essere in buon accordo con le previsioni teoriche”.

Quanto al calcolo della pressione di collasso del tubo spruzzatore dell'acqua nello sciacquone, che, recuperato, risulta appiattito per un tratto di circa 40cm. “Osservando attentamente il tubo si constata che la parte appiattita non presenta segni evidenti di schiacciamento per urti meccanici ma bensì presenta uno schiacciamento uniforme quale si ottiene per la pressione esterna che fa collassare il tubo per instabilità di forma”. Al termine di complessi calcoli, nella consulenza si determina in  $392\text{kg/cm}^2$  la pressione e si conclude che: una pressione di questo livello non può che essere stata originata da bomba esplosa a piccola distanza. Lo studio specifica poi i calcoli: “Utilizziamo i calcoli esplosivistici sviluppati al cap.1. Supponiamo che la bomba sia costituita da 21bs di TNT. Dalla tab. a pag.8 si ha per una distanza dalla carica esplosiva di 40cm

Sovrappressione incidente =  $805\text{p.s.i.} = 56,3\text{kg/cm}^2$ .

Sovrappressione riflessa =  $6760\text{p.s.i.} = 472\text{kg/cm}^2$ .

quindi la distanza della carica esplosiva dal tubo dello sciacquone deve essere stata dell'ordine di 45cm cioè la bomba deve essere stata deposta



addirittura nella vasca sotto la tazza della toeletta o sul fondo dell'armadietto di raccolta degli asciugamani.

La corrispondenza del valore della pressione di collasso calcolata con la pressione trovata sperimentalmente è un'altra prova della ipotesi formulata...".

Ulteriore argomento trattato è la "separazione dei motori".

Dei motori e del loro sistema di attacco alla fusoliera, il consulente riporta alcune figure e ne fa una descrizione: "i piloni di supporto dei motori sono costituiti da due travi con sezione a I che attraversando la fusoliera sporgono per circa 0,600m, dai due lati della fusoliera stessa come illustrato alle fig.4 e 5.

I due longheroni sono poi uniti da due coperchi di lamiera formando così una scatola di elevata resistenza flessionale e torsionale.

Alle estremità del longherone anteriore sono montate due robuste mensole di acciaio A (fig.4-5-6) che si collegano ai piloni mediante 4 spinotti (fig.5.6.7).

Alle estremità del longherone posteriore si collegano le bielle G che fungono da attacchi posteriori di ogni motore. Lo schema generale della struttura è illustrato alla fig.4.

Alle fig.4-5 è dato il disegno prospettico del tronco della fusoliera con gli attacchi dei motori.

Alle due estremità di ogni mensola sono ricavati due bicchieri (fig.5-6) nei quali vengono alloggiati gli attacchi anteriori di ogni motore.

Fra ogni bicchiere ed il rispettivo attacco del motore è interposto un cuscinetto antivibrazioni che impedisce il passaggio delle vibrazioni dal motore alla struttura del velivolo".

A questo punto il consulente di parte rileva che la posizione della toeletta corrisponde alla zona di attraversamento della fusoliera dei longheroni dei piloni dei motori. "Poichè la carica esplosiva, si è supposto che sia stata collocata nella toeletta, è chiaro che in quella zona si è sviluppata una elevata pressione". Calcola quindi i valori della sovrappressione riflessa e dell'impulso riflesso in corrispondenza agli attacchi dei motori, variando da m1,60 a m3,60 la distanza della bomba dagli attacchi anteriore e posteriore dei motori destro e sinistro, ed aggiungendo un valore fisso dovuto alla pressurizzazione della fusoliera. Tali calcoli, funzionalizzati alla dimostrazione che le strutture hanno subito valori di sovrappressione derivati dalla esplosione di una bomba, portano ad alcune considerazioni che sono ben attinenti, secondo il consulente, con quanto riscontrato sui relitti, di cui riporta un'ampia documentazione fotografica: "Osservando ora la foto del relitto (fig.12) ripresa dal dietro si

rileva chiaramente come i motori risultino schiacciati sul lato esterno (ore 1-5 motore destro, ore 7-11 motore sinistro).

Il danneggiamento è anche chiaramente visibile sulla presa d'aria, sul condotto di scarico ed i dispositivi di inversione di spinta (ved.fig.16).

Il danneggiamento dei motori che risulta perfettamente speculare (motore destro simmetrico al motore sinistro) si è prodotto al momento dell'impatto col mare. Impatto che è avvenuto con i motori in un assetto prossimo all'orizzontale. Come si è visto sopra i motori si sono separati in volo per effetto dello scoppio della boma. Hanno ruotato di circa 90° attorno all'asse longitudinale (motore destro in senso orario; motore sinistro in senso antiorario) (vedi fig.13). Hanno impattato il mare con un assetto prossimo all'orizzontale.

La rotazione di 90° può essere stata causata da un effetto aerodinamico sull'intera gondola dovuto probabilmente alla carenatura, tra pilone e motore, rimasta attaccata al motore stesso come indicato alla fig.13 oppure la rotazione di 90° potrebbe essere stata generata dal fatto che il baricentro di ogni motore è spostato verso l'esterno rispetto all'asse della gondola, spostamento dovuto al peso di alcuni accessori del motore montati sul lato esterno di ogni motore.”

Come noto i motori dopo il loro recupero dal mare erano stati inviati alla Fiat Avio per essere esaminati sotto il profilo della loro integrità al momento dell'evento catastrofico. Per effettuare questi esami la Fiat ha scoperchiato i motori smontando i semicarter e in esito ha concluso che:

1) i motori erano perfettamente efficienti all'istante dell'evento catastrofico.

2) I motori si sono arrestati in un tempo brevissimo, dopo l'evento, per mancanza di alimentazione di carburante poichè non è stato riscontrato nessun danneggiamento da FOD (Foreign Object Digestion).

“Esaminiamo, così continua il documento, ora le condizioni del relitto alla luce dei calcoli svolti e del susseguirsi dei fenomeni sviluppatisi a seguito dello scoppio della bomba.

Alla foto della fig.17 è illustrato il pilone del motore sinistro. Per quanto riguarda la mensola di acciaio A, con gli attacchi anteriori del motore si nota che l'attacco superiore si è strappato dal carter del motore, il bicchiere superiore non si è fratturato mentre il bicchiere inferiore è rotto.

La parte mancante dell'attacco inferiore del bicchiere della mensola A è rimasta solidale con il carter del motore.

Alla foto della fig.18 è illustrato il pilone del motore destro. Entrambi i bicchieri alle estremità della mensola A sono fratturati a seguito del carico sulla fiancata interna del motore, carico generato dalla esplosione della bomba.

Alla foto della fig.19 è illustrato ancora il pilone del motore sinistro ed il corpo rotante del motore stesso. Si rileva il danneggiamento del corpo rotante su un arco di 90° a seguito dell'impatto col mare.

Alla foto della fig.20 è illustrato il motore destro con le palette del compressore e della turbina schiacciate su un arco di 90° (da ore 2 a ore 5) a seguito dell'impatto col mare).

Alla foto della fig.21 è illustrato il motore destro con tubo di scarico e inversore di spinta schiacciati sul lato esterno per l'impatto col mare.

Alla foto della fig.22 è illustrata la parte posteriore del motore destro con l'attacco posteriore (vedi anche figg.5-8). La parte esterna è schiacciata per l'impatto col mare.

Alla foto della fig.23 è illustrata la parte posteriore del motore sinistro con l'attacco posteriore. La parte esterna è schiacciata per l'impatto col mare.

Alla foto della fig.24 è illustrato il motore destro con la mensola A e gli attacchi fratturati (vedi anche fig.19).

Alla foto della fig.25 è illustrato l'attacco anteriore del motore destro strappato ed il bicchiere fratturato.

Alla foto della fig.26 è data una vista generale del fianco sinistro del relitto con tubo di scarico e inversore di spinta del motore sinistro schiacciati.

Alla foto della fig.27 è data una vista parziale del relitto con corpo rotante del motore sinistro, tubo di scarico e inversore di spinta schiacciati sul lato esterno.

Alla foto della fig.28 è data una vista parziale della fiancata posteriore sinistra del relitto con statore del fan schiacciato sul lato esterno per l'impatto col mare.

Alla foto della fig.29 è data una vista anteriore del motore sinistro con la mensola di attacco A e lo statore del fan schiacciato sul lato esterno.

Alla foto della fig.31 è dato lo statore del I° stadio del compressore del motore destro. Notare la parte esterna schiacciata nell'impatto col mare.

Alla foto della fig.32 è illustrata la mensola A degli attacchi anteriori del motore sinistro. Il bicchiere della mensola A è intatto mentre l'attacco del motore è strappato dal carter. Il bicchiere inferiore è fratturato (vedi anche fig.18).

Alla foto della fig.33 è illustrato il rotore del compressore alta pressione del motore sinistro con le palette schiacciate per un arco di 90° nell'impatto col mare.

Alla foto fig.34 è illustrato il compressore e la turbina del motore sinistro. Si nota che tutta la palettatura sia del compressore sia della turbina non rileva nessun danneggiamento da FOD (Foreign Objects Digestion).

Alla foto della fig.35 è chiaramente visibile il danneggiamento del motore sinistro sul lato esterno.

Segue uno studio compiuto sulle carenature dei motori, in cui si premette una particolareggiata descrizione ed alcune figure, una delle quali rappresenta l'APU (Auxiliary Power Unit), che "avviata elettricamente aspira l'aria atmosferica, la comprime e la invia allo starter pneumatico che è montato su ogni motore". Lo studio, scaturito da una "recente ricostruzione delle gondole motore sul relitto", che ha ricompreso anche il posizionamento delle "tubazioni di adduzione dell'aria compressa, ed i pezzi dei portelloni e dell'apron che sono stati sequestrati", ha permesso, nell'opinione del suo autore, "importantissime constatazioni.". Tra i reperti in effetti si è rinvenuto un pezzo di lamiera di titanio proveniente dalla paratia parafiamma del motore, situata sul soffierto di dilatazione inserito sul condotto alta pressione dell'impianto pneumatico di avviamento. Questo pezzo di lamiera è stato strappato dalla paratia parafiamma e scagliato contro il soffitto con una violenza tale da modellarsi ed andare a spostare le ondulazioni del soffierto stesso (figg.42-43-44-45).

E' stato parimenti rinvenuto un secondo reperto costituito da un pezzo di lamiera di lega leggera proveniente dal rivestimento esterno della fusoliera (fig.42), esso pure incastrato sulle olivette di fissaggio di uno sportello di ispezione praticato sul ventre del pilone (figg.42-46-47-48). Pure questo pezzo di lamiera è stato scagliato con tale violenza contro le olivette dello sportello che la forma di queste si è impressa sul pezzo di lamiera (fig.48).

Da queste due constatazioni deriva chiaramente, secondo l'ingegnere, che una elevata pressione si è generata all'interno della fusoliera tale da strappare i due pezzi di lamiera a grande velocità. "Insieme alla pressione si è aggiunto l'impulso che come abbiamo visto a pag.2 della presente relazione produce la perforazione delle pareti ed il distacco dei frammenti. L'elevata energia posseduta dai due frammenti è una ulteriore conferma dello scoppio della bomba e della sua ubicazione. Infatti la zona dove sono stati trovati i due reperti corrisponde alla toeletta dove è stata localizzata la collocazione della bomba sulla base della constatazioni sviluppate nei vari capitoli di questa Relazione".

Premesso che secondo il consulente gli studi fino a questo punto effettuati sul processo di scoppio del tratto pressurizzato della fusoliera inducono a ritenere che l'evento si sia verificato a seguito della "deflagrazione di una bomba del peso approssimativo di 2lbs posizionata nella zona della toelette (nell'armadietto che raccoglie gli asciugamani di carta usati o addirittura nella vasca sottostante la tazza del water), come dimostrato dai danneggiamenti delle pareti recuperate appartenenti a tali

zone ed alcuni reperti, il consulente tenta a questo punto di ricostruire la sequenza del processo distruttivo del velivolo. In proposito allega due grafici che riguardano le due fasi dell'esplosione.

“L'esplosione della bomba avvenuta nella zona della toelette (come è stato detto più sopra) oltre a tutti i fenomeni che sono stati menzionati nei vari capitoli ha interrotto istantaneamente l'alimentazione del carburante ai motori. Ciò è dimostrato dal fatto che sia la palettatura del compressore, sia quella dei vari stadi della turbina non presenta danneggiamento alcuno da FOD (Foreign Object Digestion) perchè i motori si sono arrestati in un tempo molto breve.

Le onde d'urto generate dallo scoppio della bomba producono: lo scoppio della fusoliera, la separazione di importanti tratti delle fiancate della fusoliera (cap.9), l'implosione di schegge del rivestimento interno della fusoliera, negli schienali e nei cuscini dei passeggeri (cap.5), il danneggiamento dello sportello posteriore di carico dei bagagli sul lato destro della fusoliera (cap.7), l'espulsione della paratia pressurizzata posteriore della cabina passeggeri (cap.6), l'espulsione della toelette, della cambusa (cap.13) e della scaletta posteriore di accesso (cap.6-cap.8), la separazione dei motori dai loro attacchi (cap.11).

Tutte queste considerazioni indeboliscono la resistenza della struttura della fusoliera che per effetto dei carichi aerodinamici e di massa gravanti sugli impennaggi collassa completamente producendo la separazione di tutto il tronco terminale della fusoliera; tronco a cui sono collegati gli impennaggi. L'insieme di queste azioni porta a delle rapide variazioni dell'assetto dell'intero velivolo.

A seguito del momento picchiante che agisce sul velivolo per effetto della separazione dei motori, del tronco di coda e degli impennaggi, il velivolo effettua una brusca picchiata che fa assumere all'ala una incidenza negativa. Il momento flettente sull'ala si inverte e può arrivare a un valore tale da produrre la rottura dell'ala stessa.

Indicativo della rapidità del distacco della semiala è il fatto che essa è stata recuperata ad una distanza di circa 10km dal relitto principale, nella direzione di provenienza del velivolo.

Dopo tutta una serie di complessi calcoli, tendenti anche a determinare l'angolo di imbarcata oltre il quale la semiala si sarebbe spezzata e stabilire il motivo per il quale si sarebbe rotta solo quella sinistra, il consulente conclude affermando che la ragione della dissimetria di comportamento delle due semiali è da attribuirsi alla derapata compiuta dal relitto per effetto dello scoppio della bomba e della instabilità direzionale del relitto stesso. “Come si è calcolato più sopra, la derapata induce il rollio. Il movimento di rollio produce un aumento della incidenza

negativa dell'ala sinistra e un corrispondente aumento in senso opposto dell'incidenza dell'ala destra la cui sollecitazione a flessione negativa evidentemente diminuisce. Questa considerazione spiega il diverso comportamento delle due ali”.

Nella parte successiva il consulente tratta della ipotesi della “quasi collisione”, illustrata dal perito d'ufficio prof.Casarosa nella riunione del 13.05.93, per spiegare la rottura e flessione negativa della parte terminale (5m. circa) dell'ala sinistra del DC9 Itavia.

L'ipotesi era basata sulla interferenza aerodinamica provocata dal passaggio di un aereo da caccia (veniva ipotizzato un Phantom americano) sotto il DC9.

Così specificamente il testo: “Occorre ora calcolare gli effetti della interferenza aerodinamica tra l'ala del DC9 e l'ala del Phantom, come pure debbono essere considerati i fenomeni di aeroelasticità della interferenza aerodinamica”.

Il consulente, stante la difficoltà dei calcoli, premette che saranno seguiti diversi approcci e si confronteranno criticamente i risultati. Indica quindi le caratteristiche di rilievo dei due aeromobili:

Tab.1 - velivolo DC-9-10

Apertura alare	m 27,25
Lunghezza	m 31,82
Altezza	m 8,38
Superficie alare	mq 93
Corda media	m 3,400
Peso totale nelle condizioni dell'evento	kg 32555
Carico alare	kg/mq 350

Tabella 2 - Velivolo Phantom

Apertura alare	m 11,70
Lunghezza	m 17,76
Altezza	m 4,96
Superficie alare	mq 49,2
Corda media	m 4
Peso totale nelle condizioni dell'evento	kg 20900
Carico alare	kg/mq 425.

Procede pertanto al primo metodo di calcolo, per il quale utilizza le dette tabelle dimensionali ed alcune figure. “Consideriamo un metodo di calcolo semplicistico, ma che soddisfi ai fenomeni fisici di base, per valutare in prima approssimazione le sollecitazioni sull'ala del DC9.

Alla fig.4 sono dati il trittico del DC9 e quello del Phantom nella stessa scala. Alle tabelle 1 e 2 di questa pagina sono dati i principali riferimenti dimensionali dei due velivoli. Alla fig.5 è schematizzata la posizione reciproca dei due velivoli nel punto che si suppone di massima interferenza aerodinamica.

Si suppone che il Phantom abbia una velocità più elevata di quella del DC9, provenga da dietro, passi a distanza ravvicinata sotto l'ala sinistra del DC9.

La distanza minima verticale è condizionata dalle dimensioni in altezza della fusoliera del Phantom, dal dietro dell'ala e dall'altezza del suo impennaggio verticale.

Inoltre bisogna considerare l'effetto di interferenze aerodinamiche tra le ali dei due velivoli.

Quando avviene il sorpasso del Phantom i due velivoli sono soggetti all'impulso dovuto alla interferenza aerodinamica quindi la loro traiettoria si modifica ed il rischio di collisioni diviene molto elevato.

L'effettuare una manovra del genere intenzionalmente è estremamente difficile per non dire moralmente impossibile da parte di un pilota che non sia un Kamikaze. Comunque supponiamo che la manovra possa essere eseguita.

Analizziamo le forze che si esercitano sui due velivoli durante il passaggio ravvicinato.

Il DC9 è in volo di crociera, segue una traiettoria rettilinea ed il fattore di carico non può che essere uguale a 1.

Analogamente la traiettoria del Phantom non può che essere rettilinea. Provenendo da dietro il Phantom deve entrare nella scia dell'ala del DC9. Per effetto dell'angolo di incidenza indotta la scia del DC9 è deflessa verso il basso il che produce una diminuzione di incidenza sull'ala del Phantom che si avvicina e quindi una diminuzione delle forze aerodinamiche che si esercitano sull'ala del Phantom stesso.

Per un calcolo di prima approssimazione formuliamo l'ipotesi peggiorativa che sull'ala del Phantom durante il passaggio nella scia del DC9 non si verifichi nessuna risoluzione di carico aerodinamico.

Perchè i due velivoli si muovono di moto uniforme rettilineo il carico che si esercita mediamente sulle loro ali è uguale al rispettivo carico alare.

Localmente il carico può differenziarsi leggermente dal carico alare per effetto dello svergolamento aerodinamico e della distribuzione della portanza in apertura ma questi effetti sono di limitata entità ed entrambi riducono il carico aerodinamico verso l'estremità dell'ala.

L'ipotesi di una distribuzione uniforme in apertura è quindi leggermente conservativa.

Lungo la corda alare il carico si ripartisce col tipico diagramma di distribuzione di un profilo alare per un assetto di crociera.

La distribuzione tra il dorso ed il ventre del profilo si può assumere uguale a 1/3 del carico come pressione sul ventre e 2/3 come depressione sul dorso.

Alla fig.6 è data la distribuzione del carico ipotizzato per l'ala del DC9 e del Phantom.

Carico alare medio DC9=360kg/mq (vedi tab.1)

Carico alare medio Phantom=426kg/mq (vedi tab.2)

Pressione media sul ventre dell'ala del DC9=1/3360kg/mq =  
=120kg/mq

Depressione media sul dorso dell'ala del DC9=2/3 360kg/mq =  
=240kg/mq.

Pressione media sul ventre dell'ala del Phantom=1/3 426kg/mq =  
=142kg/mq.

Depressione media sul dorso dell'ala del Phantom=2/3 426kg/mq =  
=284kg/mq.

Poichè l'ala del DC9 si è rotta a flessione per carico negativo (come è documentato alle foto 1-2-3) ed essendo il coefficiente di robustezza a carico negativo uguale a  $n=-1,5g$  il carico per metro quadro in detta condizione è:  $q=-360 \times 1,5 = -540\text{kg/mq}$ .

Supponiamo in ipotesi ottimistica che, quando l'ala del Phantom passa sotto l'ala del DC9 si venga a esercitare un'interferenza uguale al rispettivo carico alare (ipotesi molto ottimistica perchè come detto più sopra il Phantom deve passare a una distanza che eviti la collisione.

La depressione sull'ala del Phantom annulla la pressione sul ventre dell'ala del DC9 ( $2/3 \times 426 - 1/3 \times 360 = 164\text{kg/mq}$ ) cioè rimangono ancora disponibili 164kg/mq di depressione sul dorso dell'ala del Phantom.

Sull'ala del DC9 agiscono  $2/3 \cdot 360 = 240\text{kg/mq}$  che danno una flessione dell'ala verso l'alto.

E' disponibile ancora una depressione residua sull'ala del Phantom che riduce la sollecitazione di flessione sull'ala del DC9  $=240 - 164 = 76\text{kg/mq}$ .

In definitiva sull'ala del DC9 rimangono ancora 76kg/mq di carico verso l'alto.

Il passaggio dell'ala del Phantom non riesce a produrre un carico negativo sull'ala del DC9. Infatti più sopra abbiamo calcolato che occorre un carico negativo di  $-540\text{kg/mq}$  per arrivare alla rottura dell'ala del DC9 mentre in realtà agisce ancora un carico positivo di 76kg/mq.

L'ala del DC9 non può quindi rompersi per effetto del passaggio ravvicinato dell'ala del Phantom.



Il calcolo effettuato è estremamente semplificato, ma le ipotesi fatte sono tutte pessimistiche (non si è considerata la riduzione del carico sull'ala del Phantom per effetto dell'incidenza indotta dell'ala del DC9) si è poi supposto che tutto il carico agente sull'ala del Phantom si scarichi sull'ala del DC9, ipotesi irrealizzabile in pratica in quanto l'ala del Phantom deve passare per forza a una certa distanza dell'ala del DC9 (1,6 2,2m) per tener conto dell'altezza della fusoliera, del dietro dell'ala e dell'altezza dell'impennaggio verticale del Phantom.

E' inoltre necessario fare un'altra considerazione: il passaggio del Phantom producendo una diminuzione di carico sull'ala sinistra del DC9), genera un momento di rollio antiorario, momento di rollio che produce un carico verso l'alto sull'ala che si abbassa (la sinistra).

Quindi oltre a non generare un sufficiente carico negativo sull'ala del DC9 tale da causarne la rottura si produce un momento di rollio e quindi una diminuzione dell'effetto del passaggio del Phantom che è già di per se insufficiente a produrre la rottura dell'ala del DC9 a flessione negativa.

Vi è poi un'altra importante considerazione che esclude l'ipotesi della rottura dell'ala a seguito del passaggio ravvicinato del Phantom o di un altro velivolo di analoghe ed è la seguente.

Nel tratto di ala sinistra che si è separato non esistono impianti elettrici con elevati assorbimenti di corrente (ci sono solo i fanalini di via alla estremità dell'ala e l'indicatore di livello del carburante); inoltre ogni circuito è protetto da circuit-breakers.

Se la separazione del tratto terminale dell'ala sinistra (5m circa) fosse stata la causa determinante della caduta del DC9 non avrebbe potuto causare la interruzione istantanea del Cockpit Voice Recorder e del Flight Data Recorder perchè la corrente elettrica di alimentazione della rete non si sarebbe interrotta. Entrambi gli apparati avrebbero registrato le reazioni dei piloti che avrebbero avuto tutto il tempo per trasmettere un messaggio, inoltre le variazioni dei principali dati di volo (velocità, quota, fattore di carico) sarebbero state registrate mentre nessuna variazione è stata registrata e l'interruzione è stata istantanea.

I due registratori avrebbero dovuto interrompersi solo nella fase successiva dopo la separazione dei motori e degli impennaggi supponendo di riuscire a dare una spiegazione plausibile a questo processo di disintegrazione.

In conclusione la separazione del tratto terminale dell'ala sinistra non è stato l'evento iniziale della caduta del velivolo".

Seguono considerazioni sugli effetti aeroelastici del passaggio ravvicinato.

In effetti il passaggio del Phantom sotto l'ala del DC9 produce anche degli effetti aeroelastici. Occorre quindi esaminare se questi effetti possono indurre nella struttura dell'ala del DC9 delle sollecitazioni tali da produrre il cedimento della struttura stessa.

“Il DC9 che sta volando alla quota di 25000ft alla velocità di 450ktas=834km/h si trova in una condizione molto lontana dalla velocità limite alla quale incorrerebbe in fenomeni di flutter esplosivo.

Il passaggio del Phantom equivale a una raffica verticale di elevata intensità, non è infatti un impulso ciclico che si ripete più volte ma una forza unica istantanea. Data la grande differenza tra la velocità di crociera alla quale avviene il passaggio del Phantom e la velocità critica di flutter è da escludere che anche tenendo conto dell'aeroelasticità si possa creare una condizione critica per l'integrità dell'ala del DC9. Si vedrà in seguito che anche in base all'analisi più accurata della interferenza nel suo sviluppo temporale, proposta dal prof. Försching si giunge a conclusioni simili ed è quindi ribadita la validità di quanto asserito sopra”.

Il consulente propone poi un secondo metodo di calcolo, basato sul metodo a pannelli tridimensionali, in cui sono prese in considerazione sia l'ipotesi del passaggio sopra che quello sotto l'ala.

“L'uso di uno strumento cosiffatto per le nostre analisi è indispensabile per poter rappresentare tutta la complessità degli effetti tridimensionali assolutamente non trascurabili ai fini della determinazione dei carichi, con particolare riferimento a:

- geometria DC9 e Phantom (es. caratteristiche della forma in pianta delle ali, angoli di freccia e di dietro ecc.).
- posizionamento mutuo dei velivoli, in particolare dei piani alari (solo operando in questo modo è stato possibile determinare le condizioni di massimo carico indotto”.

Nell'analisi sono prese in considerazione più configurazioni corrispondenti a diversi posizionamenti (o istanti) nel passaggio del Phantom nei pressi dell'ala del DC9. E si giunge alle seguenti determinazioni:

- 1) “Dalle analisi e dai risultati sopra riportati, per ottenere un momento flettente negativo di rottura (pari a  $n=-1.5$ ) il Phantom avrebbe dovuto “tirare” 5.5a6 g, nell'ipotesi di passaggio a 3m sopra (3.5a4 g considerando un passaggio a soli 1,5m) - vedi figg.16-17.
- 2) Anche ammettendo il raggiungimento (istantaneo del momento flettente critico (statico) bisogna fare le dovute considerazioni sul fatto che per la rottura è indispensabile un periodo di tempo di applicazione in cui venga eseguito il lavoro di deformazione necessario: bisogna che intercorra il

tempo per arrivare alla deformazione di rottura. Occorre anche notare che in quel tempo il DC9 avrebbe avuto il tempo di eseguire una rotazione per effetto del momento di rollio indotto dalla perturbazione, tale da diminuire i carichi.

3) Si possono fare anche delle brevi considerazioni energetiche. Il lavoro di deformazione necessario per la rottura deve essere in qualche modo assorbito dall'energia posseduta dal Phantom, nel tempo di interazione che può essere, data la velocità in gioco, di poche decine di millisecondi, tempi tipici di fenomeni "esplosivi".

Vengono riportate alcune "Considerazioni sulle ipotesi e conclusioni del Report: "Investigation of The Structural Response of an Aircraft Wing Due To an Aerodynamic Impact Load Acting at The Wing Tip" di H. Foersching. In questo Report per una realistica analisi del fenomeno di interferenza si ritiene fondamentale il fatto di tenere in corretta considerazione l'aspetto instazionario dell'interazione.

La determinazione dei carichi procede, però, partendo da alcuni risultati bidimensionali, contenuti nel memo AIAA-83-1691, riguardanti casi la cui analogia con la situazione di quasi-collisione in esame è, come si vedrà, poco probabile.

Nel Report menzionato infatti si intendeva simulare in bidimensionale un caso particolare di interazione tra una pala di elicottero (rappresentata da un profilo) e la scia (rappresentata da un vortice) staccatasi a valle dalla pala precedente. Vi si prendono in esame casi con il profilo ad una velocità corrispondente a  $M=0.8$  e  $M=0.85$  mentre il vortice (con circolazione non dimensionale  $\Gamma_v = 0.2$ ) la velocità nulla (ciò vuol dire che, nel sistema di riferimento solidale col profilo, il vortice si avvicina con velocità del flusso imperturbato).

Applicando questo schema alle condizioni dello scenario in esame, occorre che il DC9 e il velivolo militare (che si ipotizza sia un Phantom) volino in direzioni parallele (lo schema numerico infatti è relativo al caso di vortice parallelo al bordo di attacco del profilo, che corrisponde a velivoli con ali parallele).

La velocità relativa da considerare è  $\Delta U \approx U_1 \perp U_2$  essendo:

- $U_1 = 230\text{m/s}$  = velocità del DC9 al momento dell'evento;
- la  $U_2$  del Phantom si suppone pari a  $M=0.9$  ossia  $\approx 280\text{m/s}$  (in tali condizioni è ragionevole l'assunzione che la circolazione non dimensionale sviluppata dall'ala sia dell'ordine di  $\Gamma_v = 0.2 = C_L c / 2$  come nel caso del rapporto AIAA in esame)

Si potrà avere una delle due seguenti condizioni:

- 1) Se la velocità di volo del DC9 è concorde con quella del Phantom si ha  $\Delta U \approx 50\text{m/s}$  (il fenomeno diventa quasi-stazionario)

2) Se la velocità di volo del DC9 non è concorde con quella del Phantom si ha  $\Delta U \approx 510 \text{ m/s}$ . In questo caso il tempo diventa  $\tau = 0.01 \text{ sec}$ , metà di quello valutato del Report. Ne consegue che, con rif.fig.4 del Report, pur continuando a considerare lo stesso carico massimo  $F_p$ , il totale dell'impulso risulterà alquanto minore.

Inoltre, la distanza verticale tra il vortice ed il profilo è  $y_v/c = -0.26$ . Facendo gli opportuni scalamenti geometrici, ciò equivarrebbe a considerare il passaggio del Phantom a  $\approx 60 \div 70 \text{ cm}$  dall'ala del DC9. Considerando che questa distanza è da valutare tra i piani alari medi dei due velivoli, saremmo in presenza di una situazione di collisione (e non di quasi collisione). In realtà ipotizzando la minima distanza verticale ammissibile ( $1.2 \div 1.5 \text{ m}$ ) la perturbazione risulterà notevolmente inferiore con conseguente diminuzione della deformata (e dei carichi).

L'analisi bidimensionale cade, alquanto in difetto, dimostrandosi non realistica, se applicata alla situazione di quasi collisione in esame, dove gli effetti geometrici tridimensionali sono sicuramente preponderanti (a questo scopo si veda l'indagine stazionaria 3D figg.9a13 da cui si può notare che i carichi di interferenza variano notevolmente lungo l'apertura dell'ala del DC9).

Si è analizzato il fenomeno di interazione bidimensionale (profilo-vortice) analogo a quello descritto nel memo AIAA-83-1691 determinando i carichi indotti sul profilo mediante un calcolo "stazionario linearizzato", ossia trascurando gli effetti "puramente" instazionari (vedi fig.A da confrontare con fig.3 del reporter di Försching). I carichi così ottenuti risultano più gravosi di quelli considerando la variabile tempo ( $\Delta C_{L_{\max}} \approx 0.4$  anziché 0.2). Si può quindi affermare che: i carichi di interferenza calcolati con metodi stazionari sono più gravosi e conducono a considerazioni conservative.

A conferma di questa affermazione si consideri che anche nell'indagine stazionaria con il metodo a pannelli 3D si sono determinati dei carichi di interferenza locali più gravosi rispetto al Report del Försching. Infatti si sono ritrovati valori di variazione di  $\Delta CL \approx 0.14$  che, se si considera che le superfici alari sono poste ad una distanza molto superiore, risultano maggiori di quelli del memo AIAA-83-1691 (infatti per avere la medesima variazione max di  $\Delta CL \approx 0.2$  basta considerare una distanza di circa 1.3m). Adottando i risultati 2D Försching non si può che assegnare all'ala (da lui rappresentata come una semplice trave incastrata) nel tratto che si è rotta, un carico costante lungo l'apertura. In realtà i risultati 3D dimostrano l'inaccuratezza di tale ipotesi. Con un metodo a pannelli, accettando l'ipotesi di quasi stazionarietà, si è potuto determinare

con accuratezza la distribuzione di interferenza tenendo in considerazione gli effetti geometrici 3D.”

Ne deriva a conclusione che “i carichi di perturbazione ricavati nel report in oggetto basati sui risultati del calcolo instazionario del memo AIAA-83-1691 sono inferiori a quelli valutati dall’indagine quasi stazionaria con il programma a pannelli 3D.

Si è inoltre verificato che a parità di condizioni il calcolo stazionario conduce comunque a carichi di interferenza più elevati rispetto all’instazionario.

Ne consegue che l’analisi stazionaria è dal lato conservativo.”

Infine le conclusioni dell’autore della consulenza.

“Si rileva innanzitutto il fatto sorprendente di avere eliminato una parte importante della sezione conclusiva dello studio, sezione che verosimilmente esprimeva il giudizio conclusivo sull’ipotesi della quasi collisione - ma questa eliminazione fu disposta dall’ufficio perché in essa si formulavano giudizi, che non potevano essere anticipati alle parti; nde -. Giudizio che deve essere considerato del tutto negativo per le seguenti considerazioni:

1) Il fattore di resistenza strutturale a carichi negativi per il DC9 è uguale a  $n = -1,5$

Al terzultimo paragrafo della sez.5 [It can be seen from fig.7C that the...(0,75 <n<1)] è detto che il momento flettente negativo è praticamente uguale al momento flettente positivo in volo rettilineo, mentre il fattore di carico a robustezza per carico negativo è  $n=-1,5$  come è stato detto più sopra.

In aggiunta come è detto nel paragrafo (fig.7C shows the resulting...) se la risposta strutturale dinamica fosse trascurata, il momento flettente all’estremità dell’ala sarebbe molto più pronunciato.

Come è detto al paragrafo (Finally it is mentioned...) l’aver trascurato lo smorzamento aerodinamico e strutturale è conservativo quindi globalmente il momento flettente negativo all’estremità dell’ala ha un’altra ragione per essere inferiore al momento flettente positivo in volo rettilineo.

E’ quindi dimostrato che il momento flettente negativo ( $M_{f1} < -1,5M_f$ ) di robustezza necessario per produrre la rottura dell’estremità dell’ala non può essere raggiunto in una condizione di quasi collisione.

L’ipotesi poi assunta per lo svolgimento dei calcoli che la distanza di passaggio del Phantom sia stata di 0,26C (pari a 0,26-0,40m) sopra l’ala del DC9 è praticamente inimmaginabile tenendo conto dell’inevitabile spostamento in altezza del Phantom quando entra nella scia del DC9.

Si deve poi tenere presente che i calcoli sono stati fatti considerando i piani medi dei profili alari; se si considerano gli spessori alari si constata che si passa dalla quasi collisione alla collisioni delle ali.”

Di questo documento, come di altri già riportati, si tratterà nell’ambito dei commenti alla perizia principale, cioè la tecnico-scientifica, in particolare allorchè si affronterà l’ipotesi della quasi collisione.

\* \* \* \* \*