

Capitolo decimo

REQUISITI DI SICUREZZA STRUTTURALE

10.1. Generalità

L'analisi dei carichi agenti sulle strutture di un aeromobile viene condotta sulla base dei requisiti di sicurezza strutturale prescritti dall'Ente preposto alla sua certificazione. La rispondenza a tali requisiti deve essere dimostrata, per ciascun elemento strutturale, entro l'intero campo di condizioni di volo per il quale si richiede la certificazione; campo definito dalle limitazioni di impiego che devono essere riportate nel manuale di volo del velivolo.

I requisiti di sicurezza strutturale si articolano secondo tre distinti criteri:

- criterio di resistenza statica che assicura la resistenza delle strutture sotto l'azione dei carichi dinamici massimi. Tali carichi, che si verificano con una estrema rarità, vengono applicati staticamente; il che è, in generale, conservativo per quanto concerne la sicurezza;
- criterio di resistenza a fatica inteso a prevenire la rottura per fatica delle strutture sotto l'azione ripetuta di tutti i carichi agenti su di esse durante la vita operativa del velivolo;
- criterio di rigidità, strettamente connesso con la prevenzione dei fenomeni aeroelastici, che esamina le deformazioni delle strutture in rapporto ai carichi che le hanno provocate. Questo criterio, a differenza dei due precedenti, non comporta la determinazione dei carichi ma piuttosto la definizione dei requisiti di rigidità per ciascun elemento strutturale.

I carichi vengono classificati, in relazione ai criteri di sicurezza strutturale, in carichi statici e carichi di fatica ed, in relazione alle condizioni di impiego, in carichi in volo e carichi al suolo. I cari-

chi in volo vengono a loro volta distinti in carichi in manovra e carichi in turbolenza atmosferica.

Una notevole aliquota dei carichi agenti sulle strutture dei velivoli è di natura accidentale: tali sono i carichi derivanti dalla turbolenza atmosferica e quelli dovuti ad errori di manovra. Inoltre anche il numero e la severità delle manovre intenzionali cui un velivolo di una determinata categoria viene sottoposto durante la sua vita operativa sono dovuti a cause così numerose e varie da non consentire che una stima di tipo casuale. L'intensità e la frequenza dei carichi possono quindi esser determinate solo avvalendosi di metodi statistici. Per tali motivi i moderni requisiti di sicurezza strutturale sono ispirati a criteri probabilistici che si avvalgono dei rilievi sperimentali effettuati su un notevolissimo numero di velivoli nel corso di voli operativi.

Implicita in tali criteri è la probabilità, anche se remota, di un possibile cedimento strutturale. Una struttura viene quindi ritenuta affidabile se essa ha una trascurabile probabilità di rottura. Si assume come misura dell'affidabilità di una struttura il tempo statisticamente occorrente per il verificarsi della rottura; esso è dato dal reciproco della probabilità di rottura per ora di volo.

Il cedimento strutturale ha luogo in conseguenza del verificarsi di uno o di entrambi i due seguenti eventi: carico superiore a quello previsto, resistenza strutturale inferiore a quella assunta. La probabilità che un determinato carico venga superato nell'unità di tempo è espressa dalla legge di variazione della frequenza di evenienza (numero di volte nell'unità di tempo) di carichi superiori ad un prestabilito valore in funzione di quest'ultimo.

I rilievi sperimentali disponibili relativi ad un elevatissimo numero di velivoli, raggruppati per tipo di carico e per categoria di velivolo, evidenziano leggi di variazione della citata frequenza di evenienza di tipo esponenziale o corrispondenti ad una distribuzione normale. Più precisamente, per molte condizioni di carico, se non per tutte, detti dati sperimentali risultano esprimibili come somma di due distinte distribuzioni dello stesso tipo: una principale relativa al maggior numero di condizioni che un velivolo incontra nella sua vita operativa ed una supplementare costituita da condizioni di carico molto rare ma più severe.

Il diverso comportamento evidenziato dalla presenza di una distribuzione supplementare relativa a condizioni di carico più gravose può

esser dovuto a cause sia accidentali che intenzionali. Esempi delle prime sono dati dalle condizioni atmosferiche temporalesche per i carichi in turbolenza e dai possibili errori di manovra per quanto concerne gli alti fattori di carico in manovra e le alte velocità di impatto all'atterraggio. Un esempio delle seconde è rappresentato dalle più basse frequenze con cui vengono raggiunte le alte velocità di volo in conseguenza della deliberata volontà della maggior parte dei piloti di evitare di superare la velocità massima di impiego.

Talvolta la distribuzione supplementare fornisce condizioni di carico meno severe di quelle relative all'estrapolazione della distribuzione principale; tale è il caso delle distribuzioni delle velocità di impatto all'atterraggio e delle velocità di volo. In ogni caso la distribuzione principale è la più importante per quanto concerne i carichi da fatica mentre quella supplementare è la più significativa per i carichi statici.

10.2. Limitazioni di impiego

Le limitazioni di impiego definiscono le condizioni operative estreme entro cui deve essere garantita la sicurezza del volo. Le limitazioni più rilevanti agli effetti dei requisiti di sicurezza strutturale sono:

10.2.1. Limitazioni di velocità

Devono essere stabiliti i valori delle seguenti velocità:

- velocità massima di impiego V_M (o il numero di Mach massimo di impiego M_M se più critico alla quota considerata) definita come velocità (o numero di Mach) che non può essere deliberatamente superata in nessuna condizione di volo operativo. Una maggiore velocità può essere eventualmente autorizzata solo per prove di volo o per voli di addestramento. La velocità massima di impiego deve essere sufficientemente inferiore alla velocità massima in picchiata di progetto V_D (od al numero di Mach massimo in picchiata M_D) in modo da rendere altamente improbabile che quest'ultima possa essere rag-

giunta o superata inavvertitamente in esercizio. Per i velivoli da trasporto viene inoltre richiesto dalle FAR 25 che la velocità massima di impiego non risulti superiore alla velocità massima di crociera di progetto V_C :

- velocità di manovra da assumere non superiore alla velocità di manovra di progetto V_A ;
- velocità minima di controllo V_{MC} definita come la minima velocità a cui è ancora possibile controllare il velivolo con un motore critico (il più lontano dal piano di simmetria) in avaria assicurando una traiettoria di volo rettilinea con un limitato (non superiore a 5° secondo le FAR 25) angolo di derapata o di sbandamento;
- velocità estensione ipersostentatori V_{FE} definita come la massima velocità a cui è consentito il volo con ipersostentatori estesi. Essa non deve superare la velocità di progetto ipersostentatori;
- velocità treno di atterraggio esteso da assumere non superiore alla massima velocità alla quale risulta sicuro il volo con carrello bloccato in posizione completamente estesa.

10.2.2. Limitazioni di quota

Deve essere stabilita la massima quota di esercizio consentita.

10.2.3. Limitazioni di peso

Devono essere definiti i seguenti pesi:

- peso massimo operativo da assumere non superiore al peso massimo di progetto;
- peso minimo operativo da assumere non inferiore al peso minimo di progetto.

I pesi massimo e minimo di progetto sono i valori estremi del peso del velivolo per i quali deve essere dimostrata la rispondenza ai requisiti di sicurezza strutturale.

- peso massimo all'atterraggio da assumere non superiore al peso di atterraggio di progetto (peso massimo all'atterraggio compatibile con la massima velocità verticale all'impatto prescritta).

10.2.4. Limiti del baricentro

Per ogni possibile condizione di carico operativa devono essere stabiliti i limiti massimo avanzato e massimo arretrato del baricentro del velivolo entro i quali deve esser dimostrata la rispondenza ai requisiti di sicurezza strutturale.

10.2.5. Limitazioni del fattore di carico in manovra

Devono essere definiti i fattori di carico consentiti da assumere non superiori (in valore assoluto) ai valori estremi positivo e negativo del prescritto diagramma involuppo delle condizioni di volo in manovra.

10.2.6. Limitazioni giri propulsore

Deve essere stabilito il numero di giri massimo consentito del propulsore da assumere non superiore ai limiti di certificazione sia del motore che dell'elica.

10.3. Requisiti di resistenza statica

I requisiti di resistenza statica prescritti dalla regolamentazione vigente vengono espressi in termini di carichi di contingenza e carichi di robustezza.

I carichi di contingenza sono definiti come i carichi massimi previsti nell'esercizio del velivolo. I criteri relativi alla loro determinazione sono stabiliti, in relazione alla categoria di appartenenza del velivolo, su base statistica assumendo una bassissima probabilità di evenienza di carichi ad essi superiori nel corso dell'intera vita operativa del velivolo.

I carichi di robustezza vengono ottenuti moltiplicando i carichi di contingenza per il prescritto coefficiente di sicurezza, denominato anche fattore di carico estremo.

10.3.1. Resistenza e deformazione

Viene richiesto che le strutture, sotto l'azione dei carichi elastici (ottenuti moltiplicando i carichi di contingenza per un fattore maggiore dell'unità detto fattore di snervamento od anche coefficiente di prova) non subiscano apprezzabili deformazioni permanenti (generalmente minori del 5% delle deformazioni sotto l'azione del carico elastico).

Inoltre ogni elemento strutturale deve essere in grado di sopportare i carichi di robustezza senza rottura per un prescritto intervallo di tempo (tre secondi secondo le FAR).

10.3.2. Coefficiente di sicurezza

Il coefficiente di sicurezza prescritto per le costruzioni aeronautiche è senza dubbio il più basso di quelli adottati in tutti gli altri campi dell'ingegneria. L'adozione di un basso coefficiente di sicurezza, derivante dalle esigenze di leggerezza proprie delle costruzioni aeronautiche, comporta l'adozione di metodologie di calcolo, materiali e processi di lavorazione altamente affidabili. Viene perciò richiesto quanto segue:

- determinazione dei carichi di contingenza secondo criteri atti ad assicurare una trascurabilissima probabilità dell'insorgere di carichi superiori nel corso della vita operativa del velivolo;
- esecuzione di prove statiche a contingenza e, se ritenuto necessario, a robustezza ogni qualvolta la validità delle metodologie di calcolo impiegate nell'analisi delle sollecitazioni e delle deformazioni non risulta sufficientemente provata da precedenti rilievi sperimentali su strutture similari;
- impiego di materiali di altissimo pregio, caratterizzati da una variabilità delle caratteristiche meccaniche contenute entro ristrette tolleranze, conformi a rigorosi requisiti indicati dall'Ente di controllo;
- adozione di valori di progetto delle caratteristiche di resistenza dei materiali tali da rendere estremamente remota la probabilità di impiego di lotti con caratteristiche inferiori;
- mezzi e processi di fabbricazione omologati dall'Ente di controllo;
- impiego sistematico di mezzi di controllo della produzione di tipo non distruttivi e ricorso a quelli distruttivi nei casi dubbi.

Il valore del coefficiente di sicurezza prescritto dai moderni regolamenti per la quasi totalità delle componenti strutturali e delle condizioni di carico è pari ad 1,5.

10.3.3. Fattore di snervamento

La tendenza attuale è quella di assumere i carichi elastici uguali a quelli di contingenza; in conseguenza il fattore di snervamento generalmente adottato è pari all'unità tranne alcune rare eccezioni.

10.3.4. Fattori speciali

Vengono prescritti dei fattori speciali di maggiorazione del coefficiente di sicurezza al fine di rendere estremamente improbabile che qualsiasi parte abbia insufficiente resistenza a causa di incertezze sulla valutazione dei carichi o sulle caratteristiche meccaniche del pezzo e del loro deterioramento durante l'impiego.

Per i pezzi fusi viene prescritto un fattore di fusione diverso a seconda che il pezzo venga ritenuto critico (agli effetti della sicurezza di volo) o meno ed in relazione al numero ed al tipo di controlli distruttivi (prove a carico estremo su almeno tre campioni per lotto di produzione) e non distruttivi (ispezioni a vista, radiografiche e con polveri magnetiche per materiali ferromagnetici o con liquidi penetranti per materiali non ferromagnetici). In relazione a quanto illustrato, il fattore di fusione può variare da un minimo di 1,25 ad un massimo superiore a 2.

Per tutte le parti il cui accoppiamento presenta un gioco e che sono soggette ad azioni dinamiche di martellamento o di vibrazione è prescritto un fattore di appoggio sufficientemente grande per garantire l'integrità strutturale in tali condizioni.

Viene inoltre prescritto un fattore di attacco (non inferiore ad 1,5 secondo le Norme FAR) per quegli attacchi la cui resistenza non viene accertata mediante prove a contingenza ed a robustezza.

Infine la coppia limite del motore viene valutata maggiorando la cop-

pia media relativa alla potenza massima continuativa per un fattore di carico limite ovviamente diverso a seconda che si tratti di motori a turbina od alternativi ed, in quest'ultimo caso, dipendente dal numero dei cilindri. Così, ad esempio, le Norme FAR prescrivono un fattore di carico limite pari ad 1,25 per i motori a turbina ed 1,33 per quelli alternativi con più di cinque cilindri. Quest'ultimo viene elevato a 2, a 3 ed a 4 per motori con quattro, tre e due cilindri rispettivamente.

10.3.5. Condizioni di carico

Per ogni condizione di carico e di centraggio e per l'intero campo di velocità compreso fra quella di stallo e la V_D viene richiesta la determinazione dei carichi agenti (e relativa verifica strutturale) conseguenti sia alla manovra del pilota che all'azione delle raffiche. In entrambi i casi vengono prescritte condizioni di volo simmetriche e non simmetriche.

Viene inoltre richiesta la determinazione dei carichi al suolo sia in atterraggio che in rullaggio.

Infine vengono prescritte condizioni di carico individuali che non interessano, come le precedenti, l'intero velivolo, bensì solo alcuni suoi importanti componenti. Tali sono, ad esempio, le prescrizioni relative agli ipersostentatori, alle superfici di governo, alle trasmissioni dei comandi di volo, al gruppo motopropulsore ed ai carichi da pressurizzazione in cabina.

10.4. Requisiti di resistenza a fatica

I requisiti di resistenza a fatica definiscono il richiesto comportamento della struttura ed i criteri di valutazione dei carichi; essi vengono espressi quindi sia in termini di resistenza strutturale che di carichi applicati.

La rispondenza ai requisiti deve essere dimostrata a mezzo di analisi, di prove o di entrambe in conformità a quanto ritenuto opportuno, caso per caso, dall'Ente preposto alla certificazione del velivolo.

10.4.1. Resistenza strutturale

Deve essere dimostrata la capacità della struttura di resistere ai carichi ripetuti di ampiezza variabile previsti nell'esercizio del velivolo.

Per le strutture cosiddette a vita sicura (safe life) non sono ammesse rotture per fatica per l'intera vita operativa.

Per le strutture sicure al cedimento (fail safe) è ammessa la rottura di un singolo elemento della struttura primaria purché la rimanente parte sia in grado di sopportare una prescritta aliquota dei carichi statici di progetto della struttura integra. Per i velivoli da trasporto le FAR 25 prescrivono un fattore di carico in manovra a robustezza uguale a 2 alla velocità di crociera di progetto V_C e carichi in raffica a robustezza corrispondenti a velocità di raffica dell'ordine dei $2/3$ dei valori prescritti a contingenza per la struttura non danneggiata. Questi carichi vengono maggiorati del 15% per tener conto degli effetti dinamici della struttura sotto l'azione dei carichi statici. E' richiesta la dimostrazione della prescritta resistenza a robustezza della struttura danneggiata nella ipotesi di cedimento di ognuno di quegli elementi la cui vita a fatica viene ritenuta limitata o non sufficientemente provata.

Nell'esercizio del velivolo vengono richiesti controlli periodici secondo sistematiche procedure che permettano di individuare tempestivamente eventuali danni da fatica.

10.4.2. Carichi di fatica

La verifica della resistenza a fatica di ciascun elemento strutturale consiste essenzialmente nella valutazione della sua vita sicura; intesa come la durata di impiego entro cui la probabilità di rottura per fatica risulta trascurabile. Tale verifica comporta in primo luogo una dettagliata analisi dello spettro dei carichi relativi al previsto impiego del velivolo.

I carichi che agiscono sulla struttura nel suo complesso possono così essere classificati:

- carichi relativi al ciclo terra-aria-terra. Sono quei carichi che hanno luogo ogni qualvolta il velivolo completa un ciclo di volo

prescindendo da quelli derivanti dalle manovre e dalla turbolenza atmosferica. Essi si verificano quindi con una frequenza di una volta per volo. Esempi tipici sono la portanza alare ed il carico di equilibrio sul piano orizzontale di coda nel volo a livello ($f_{za} = 1$), il carico di pressurizzazione della cabina, il carico all'atterraggio, etc.;

- carichi dovuti alla turbolenza atmosferica. Sono i carichi che arrecano la maggior aliquota di danno per fatica. Il relativo spettro di carico – costituito dalle curve di frequenza N_y di superamento di un assegnato valore y del carico – viene determinato sulla base di un sufficiente numero di missioni tipiche rappresentative dell'impiego del velivolo, avvalendosi di dati statistici sulla turbolenza atmosferica. La procedura di calcolo relativa è brevemente illustrata in 12.3.2.1.;
- carichi dovuti alle manovre. Il loro contributo al danno da fatica, relativamente modesto per i velivoli da trasporto, può essere rilevante per i velivoli militari, specie per quelli da addestramento e da caccia. Per questi ultimi però i requisiti per la fatica condizionano il progetto strutturale in misura molto più modesta che non per i velivoli civili da trasporto. Ciò è dovuto sia alla ben più limitata vita operativa dei velivoli militari che all'elevato rapporto intercorrente fra i carichi massimi ed infrequenti e quelli di più bassa intensità ma molto frequenti. Le curve $N_y(y)$ possono essere valutate avvalendosi dei dati statistici (11.2.) di velivoli della stessa categoria operanti in condizioni similari.

A tali carichi occorre aggiungere quelli che sollecitano solamente alcune parti della struttura. Essi sono dovuti a forme di turbolenza diverse da quella atmosferica (scuotimento aerodinamico, rumore), a vibrazioni (delle eliche, dei motori, delle superfici di controllo) o ad altre cause di natura ambientale (carichi oscillanti sul treno di atterraggio derivanti dalla rugosità delle piste di rullaggio e di involo) od operativa (vibrazioni indotte dall'uso dei freni).

10.4.3. Coefficienti di dispersione

Le prove di fatica evidenziano una dispersione dei risultati ben più elevata che non le prove statiche. Conseguentemente la valutazione della

vita sicura (espressa dal numero di cicli N per la rottura) di un elemento strutturale viene effettuata facendo riferimento (fig. 1-X) ad una sollecitazione alternata ammissibile $s_a^*(N)$ dedotta dividendo il valore medio $\bar{s}_a(N)$ ottenuto sperimentalmente per il coefficiente di dispersione di resistenza a fatica k_{ds} :

$$s_a^* = \frac{\bar{s}_a}{k_{ds}} \quad (1-X)$$

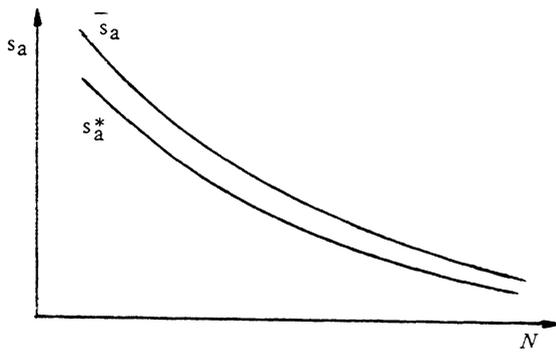


Fig. 1-X

Si suole assumere come vita sicura di una struttura quella corrispondente ad una resistenza a fatica pari a tre deviazioni standard sotto la media. Ciò corrisponde, per le leghe di alluminio, ad un valore di k_{ds} pari ad 1,43. Tale valore presuppone un accettabile grado di fiducia sul valore medio \bar{s}_a ; esso viene perciò incrementato al diminuire del numero di campioni provati in accordo con quanto riportato in Tav. 10-1.

Tav. 10.1. - Valori di k_{ds} per la valutazione della vita sicura a fatica (leghe leggere)								
Numero dei campioni provati	1	2	3	4	6	10	20	100
Coefficiente di dispersione k_{ds}	1,56	1,50	1,48	1,46	1,45	1,445	1,44	1,43

Gli spettri di carico $N_y(y)$ vengono generalmente dedotti o direttamente dai dati statistici di velivoli della stessa categoria in condizioni di esercizio similari oppure elaborando tali dati in base all'analisi delle missioni previste.

La dispersione relativa agli spettri di carico $N_y(y)$ dedotti nell'esercizio di più esemplari di velivoli dello stesso tipo, le differenze tra velivoli appartenenti alla stessa categoria ma di tipo diverso e l'approssimazione insita nella previsione delle condizioni di impiego inducono ad apportare alle frequenze di evenienza dei carichi stimate N_y una maggiorazione tramite un coefficiente di dispersione dei carichi k_{dy} definito da:

$$k_{dy} = N_y^*/N_y \quad (2-X)$$

essendo N_y^* la frequenza dei carichi assunta per la valutazione della vita sicura della struttura. Il valore numerico da assegnare a detto coefficiente dipende ovviamente dal grado di fiducia attribuito alla stima; tuttavia il valore:

$$k_{dy} = 1,5 \quad (3-X)$$

è rappresentativo di stime condotte con ragionevole accuratezza. Nel caso, invero piuttosto raro, in cui le frequenze di evenienza dei carichi vengono determinate a posteriori nel normale esercizio di tutti i velivoli del tipo in esame il coefficiente k_{dy} assume il valore unitario.

10.4.4. Valutazione della vita a fatica

Durante la vita operativa di un velivolo ogni elemento strutturale risulta sottoposto a carichi di ampiezza diversa definiti ciascuno dal valore medio \bar{y}_j e dai valori estremi $y_{j\min}$ ed $y_{j\max}$ del campo di fluttuazione. Essi determinano uno stato tensionale caratterizzato dalla sollecitazione media \bar{s} e da quella alternata s_a . Noto quindi, per ciascuno di tali livelli di carico, il corrispondente numero di cicli N_j che produce la rottura dell'elemento in esame nonché il numero di cicli n_j applicati, si

pone il problema di determinare la vita a fatica sotto l'azione di tutti i livelli di carico.

Il metodo quasi universalmente impiegato, anche se molto discusso, si basa sulla cosiddetta regola del danno cumulativo. Secondo tale ipotesi il danno totale è fornito dalla somma dei danni parziali relativi a ciascun livello di carico, espresso dal rapporto n_j/N_j , indipendentemente dal loro ordine di applicazione. Il cedimento a fatica della struttura ha luogo quando la somma di tali danni raggiunge il valore unitario:

$$\sum n_j/N_j = 1 \quad (4-X)$$

Secondo tale criterio la vita a fatica di ciascun elemento strutturale è esprimibile a mezzo della:

$$H = \frac{1}{k_{dy} [\sum (\Delta N_{yj}/N_j)_r + \sum (\Delta N_{yj}/N_j)_m + 1/N_0 \bar{t}_v]} \quad (5-X)$$

dove:

H è la vita a fatica espressa in ore;

k_{dy} è il coefficiente di dispersione del carico;

ΔN_{yj} rappresenta la frequenza di applicazione del generico carico riferito ad 1 ora di volo. Essa viene ottenuta suddividendo lo spettro di carico in un congruo numero di intervalli come illustrato in fig. 2-X;

N_j è la durata sotto l'azione del carico alternato variabile fra $y_{j\min}$ ed $y_{j\max}$. Esso viene ricavato dalle curve della sollecitazione alternata ammissibile $s_a^*(N)$ a loro volta determinate secondo quanto illustrato in 10.4.3.;

N_0 è la durata relativa al ciclo terra-aria-terra. Per questo ciclo viene suggerito di assumere valori del coefficiente di dispersione della resistenza a fatica alquanto superiori a quelli di Tav. 10.1.;

\bar{t}_v è la durata media, in ore, di un volo (calcolata su tutti i voli previsti nella vita operativa del velivolo).

Gli indici r ed m si riferiscono rispettivamente alla raffica ed alla manovra. L'opportunità di separare i relativi spettri di carico deriva dal fatto che quello da raffica, a differenza di quello da manovra, è simmetri-

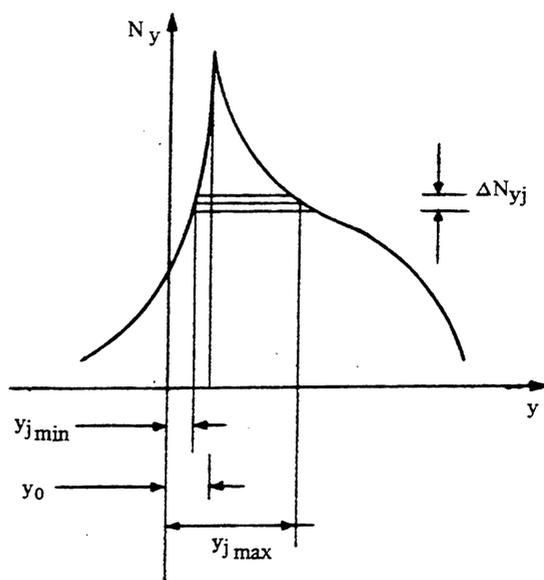


Fig. 2-X

co rispetto al carico y_0 relativo al volo a fattore di carico unitario. (E' provato statisticamente che una raffica ascendente è sempre seguita, prima o poi, da una raffica discendente con intensità dello stesso ordine di grandezza).

Il carico medio \bar{y}_j risulta quindi espresso dalla:

$$\bar{y}_j = y_0 \quad (6-X)$$

per i carichi dovuti alla turbolenza atmosferica e:

$$\bar{y}_j > y_0 \quad (7-X)$$

per i carichi derivanti dalle manovre.

Se nel computo delle singole vite a fatica N_0 ed N_j relative a ciascun carico ad ampiezza costante non si tien conto dei coefficienti di dispersione k_{ds} occorre assumere per l'intera vita a fatica di ciascun elemento strutturale un coefficiente di dispersione globale variabile fra 3,33 e 5. In tal caso la vita sicura risulta espressa dal rapporto fra il valore di H fornito dalla (5-X) e detto coefficiente di dispersione.

Capitolo undicesimo

CARICHI IN MANOVRA

11.1. Generalità

L'azione esercitata dal pilota sui comandi di volo produce l'insorgere sulle rispettive superfici di governo di carichi aerodinamici (denominati carichi di manovra) che modificano l'equilibrio delle forze agenti sul velivolo nella condizione iniziale di volo. In generale, nel corso di una manovra, anche le forze propulsive possono essere modificate dall'azione del pilota sui comandi di controllo del propulsore. Per effetto delle variazioni delle forze esterne così prodotte il velivolo risulta sottoposto ad una accelerazione baricentrica lineare ed ad una accelerazione angolare che, a loro volta, modificano l'entità e la distribuzione delle forze esterne. In ogni istante il sistema di forze inerziali agente su ciascun elemento di massa e corrispondente alle accelerazioni lineare ed angolare in atto, assicura il verificarsi delle condizioni di equilibrio dinamico del velivolo.

Le sollecitazioni che ne derivano vengono denominate volontarie perché conseguenti ad un'azione esercitata volontariamente dal pilota.

La determinazione dei carichi in manovra deve essere effettuata in conformità dei requisiti di sicurezza strutturale imposti dall'Ente preposto alla omologazione del velivolo. Tali requisiti, ispirati a criteri probabilistici, si avvalgono dei numerosi dati sperimentali rilevati in volo su velivoli delle varie categorie nel corso della loro vita operativa.

11.2. Rilievi statistici su velivoli in servizio operativo

I principali parametri di carico caratterizzanti una manovra sono costituiti dall'accelerazione lineare baricentrica, dalla pressione dinamica

di volo e dalle escursioni angolari delle superfici di governo. La determinazione statistica delle relative frequenze di evenienza è stata condotta su larga scala per quanto concerne i primi due parametri ma risulta piuttosto limitata nei riguardi delle escursioni delle superfici di governo.

I dati sperimentali rilevati in volo vengono depurati degli effetti derivanti dalla presenza della turbolenza atmosferica attribuendo a questa ultima le accelerazioni di durata inferiore ai due secondi. Questo criterio trova la sua giustificazione nell'osservazione sperimentale secondo cui i picchi di accelerazione da raffica risultano caratterizzati da durate inferiori al secondo e quelli da manovra da durate superiori ai tre secondi.

L'intensità e la frequenza delle manovre cui un velivolo risulta sottoposto nel corso della sua vita operativa dipendono in larga misura dalla categoria cui esso appartiene. Le principali categorie cui vengono generalmente riferiti i dati statistici relativi alle manovre sono quelle dei velivoli da addestramento, da caccia (inclusi i caccia-bombardieri) e da trasporto e bombardamento.

11.2.1. Manovre simmetriche

La maggior parte dei rilievi sperimentali disponibili è relativa alla manovra eseguita impegnando il solo comando di volo longitudinale. Questa manovra definisce una notevole aliquota dei carichi di progetto di molte delle componenti strutturali del velivolo.

Il parametro più significativo che ne determina la severità nel suo complesso è l'accelerazione baricentrica normale (esprimibile anche in multipli di accelerazione di gravità tramite il fattore di carico normale f_{za}); la velocità equivalente influenza invece, insieme al numero di Mach di volo, la distribuzione dei carichi sulle varie parti del velivolo. Risulta quindi necessario conoscere, per le varie categorie di velivoli, la distribuzione statistica delle frequenze di evenienza sia delle accelerazioni normali che delle alte velocità (equivalenti) di volo; di notevole interesse infine risulta essere la distribuzione delle velocità di volo alle quali hanno luogo le accelerazioni normali.

11.2.1.1. Frequenze di evenienza delle accelerazioni normali

La distribuzione statistica delle accelerazioni normali viene fornita dalle leggi di variazione delle frequenze di evenienza di accelerazioni superiori ad un prestabilito valore (esprese in numero di volte N_a per ora di volo) in funzione di quest'ultimo (espresso in termini di fattore di carico normale f_{za}). Tali leggi delle frequenze di evenienza rilevate statisticamente, pur differendo da categoria a categoria di velivolo, evidenziano la comune indicazione dell'esistenza di due diverse distribuzioni; l'una relativa alla maggior parte delle accelerazioni e l'altra specifica di quelle più elevate e meno frequenti.

Il diagramma riportato nella figura 1-XI è relativo ai valori medi rilevati su tredici diversi velivoli da caccia, di cui tre con ali a delta, per

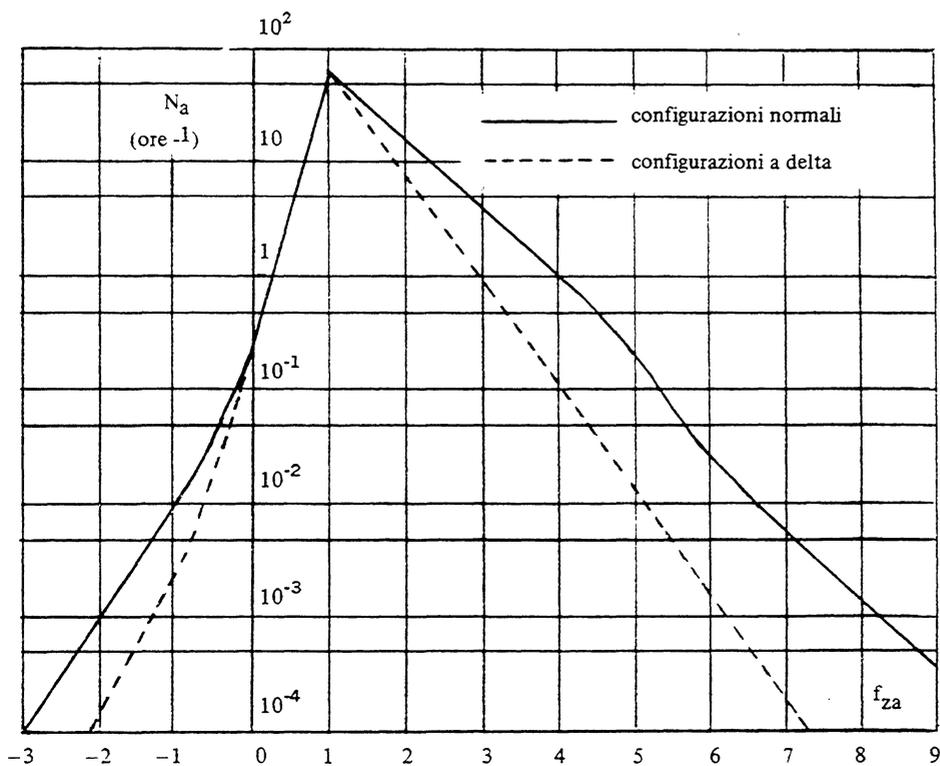


Fig. 1-XI

un totale di circa 37.000 ore di volo. Le variazioni fra i diversi velivoli sono modeste: per fattori di carico superiori a sei si hanno scarti dell'ordine del 10% mentre al di sotto di sei raramente si manifestano scarti superiori al 15%. Il diagramma comprende anche le accelerazioni dovute alla turbolenza atmosferica non essendo stata apportata la correzione citata in 11.2.; ciò in relazione al fatto che, per i caccia, i carichi sono dovuti in maniera prevalente alle manovre. Risulta quindi lecito attribuire a queste ultime anche la modestissima aliquota di carichi dovuti alla turbolenza atmosferica e trascurare i carichi da raffica che si verificano in assenza di manovre.

Dall'esame del diagramma di figura 1-XI si deducono, per i velivoli da caccia, le seguenti interessanti considerazioni:

- Il numero totale di tutte le manovre simmetriche che si manifestano statisticamente in un'ora di volo è uguale a 60. Tale valore viene ottenuto estrapolando, per $f_{za} = 1$, le curve sperimentali relative alle manovre sia a fattore di carico positivo che negativo. Esso quindi non rappresenta l'effettivo numero totale di manovre, ma serve solo a definirne la legge di distribuzione statistica.
- Gli incrementi dei fattori di carico positivi che hanno luogo una volta ogni 1.000 ore risultano, grosso modo, il 30% più elevati di quelli che si verificano ogni 100 ore.
- Gli incrementi dei fattori di carico negativi che hanno luogo una volta ogni 1.000 ore risultano circa il 50% più gravosi di quelli che si verificano ogni 100 ore.
- Per i velivoli con ali a delta i citati incrementi dei fattori di carico in manovra sono alquanto più modesti (essi risultano essere circa il 25% ed il 45% rispettivamente).

I dati statistici relativi ai velivoli da addestramento, confrontati con quelli dei caccia, inducono ad assumere le stesse distribuzioni di questi ultimi, fatta eccezione, naturalmente, per i velivoli da addestramento di primo periodo che vengono sottoposti ad accelerazioni ben più modeste.

Il diagramma di figura 2-XI riporta le frequenze di evenienza delle accelerazioni normali da manovra rilevate su sei diversi velivoli da trasporto civili nel corso di oltre 15.000 ore di volo in esercizio operativo. Nella stessa figura sono riportate anche le curve di frequenza relative ad alcuni velivoli da bombardamento in voli da addestramento per un totale di oltre 5.000 ore di volo. Queste ultime che, a differenza delle prime,

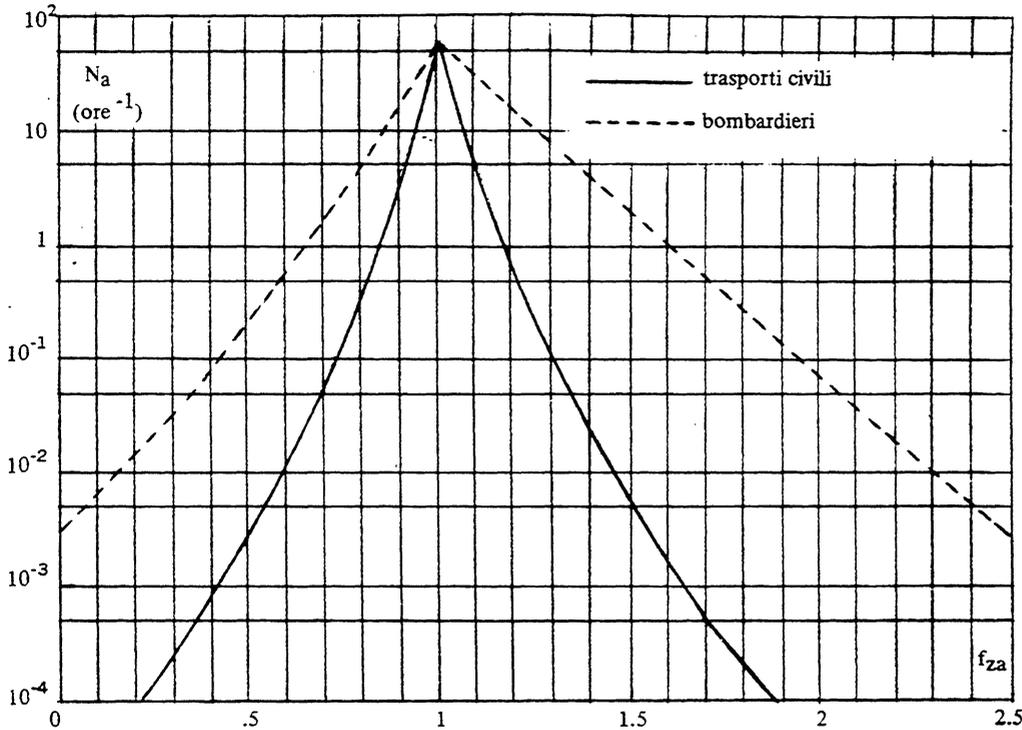


Fig. 2-XI

comprendono anche le accelerazioni dovute alle raffiche, risultano essere rappresentative anche dei velivoli da trasporto civile in voli di controllo. Ne consegue quindi che lo stesso tipo di manovra viene fatto sia per i voli di controllo che per quelli di addestramento.

Entrambe le famiglie di curve della figura 2-XI indicano una frequenza di evenienza a fattore di carico unitario uguale a 60 volte per ora di volo come per i caccia. La famiglia di curve relativa ai velivoli civili in voli operativi fornisce per i fattori di carico che si verificano ogni 1.000 ore incrementi di circa il 30% ed il 50% (rispettivamente per accelerazioni positive e negative) rispetto a quelli che hanno luogo ogni 100 ore. Questo risultato, comune ai caccia, è confermato anche per le famiglie di curve dei bombardieri ad eccezione dell'incremento relativo ai fattori di carico negativi che risulta uguale a quello (30%) rilevato per i fattori di carico positivi.

Dall'esame della figura 2-XI risulta inoltre che per i velivoli da trasporto civile le accelerazioni in manovra sono molto modeste e rare nel

corso dei voli operativi e diventano significative nei voli di controllo. Questi ultimi costituiscono però meno dell'1% del tempo totale di volo; ne consegue che l'effetto delle manovre sui velivoli da trasporto civile può essere trascurato in una prima approssimazione. Nei velivoli da bombardamento i voli di addestramento e di controllo costituiscono invece, in tempo di pace, la totalità dei voli; per essi quindi i carichi da manovra sono una aliquota rilevante dei carichi in volo.

11.2.1.2. Frequenze di evenienza delle alte velocità di volo

La frequenza di evenienza delle alte velocità di volo viene espressa dal numero di volte N_V in cui viene superata, nel corso di un'ora di volo, una prestabilita velocità V . Tale frequenza viene generalmente espressa in funzione dell'eccesso di velocità di volo rispetto alla velocità massima in picchiata di progetto V_D per i velivoli da caccia e da addestramento avanzato e rispetto alla velocità massima di crociera di progetto V_C per i veli-

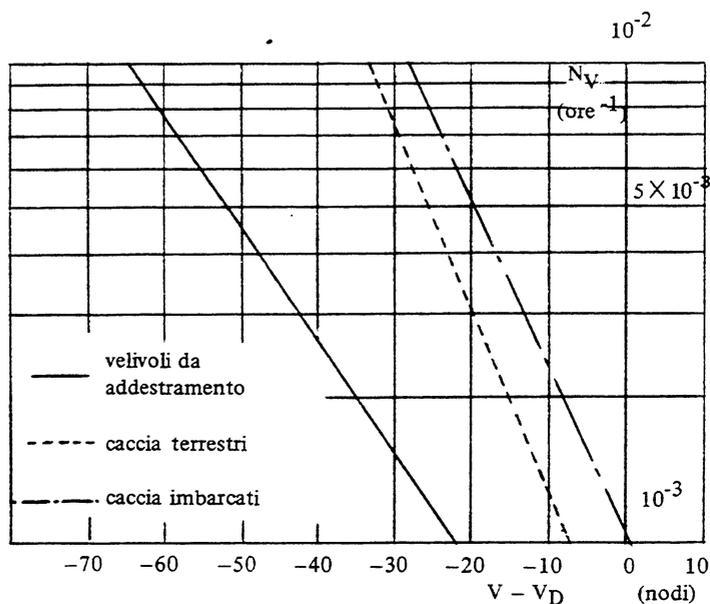


Fig. 3-XI

voli da trasporto civili e militari.

La figura 3-XI riporta i dati statistici rilevati su velivoli da caccia e da addestramento.

Un altro importante dato statistico è costituito dall'aliquota di tempo trascorso a velocità di volo superiori ad un prestabilito valore.

11.2.1.3. Frequenze di evenienza combinate di accelerazioni normali e velocità di volo

La determinazione dei carichi nelle manovre simmetriche comporta la necessità di conoscere sia l'accelerazione normale che la frequenza di evenienza delle velocità di volo nel momento in cui l'accelerazione normale ha luogo. Questa informazione non è direttamente ricavabile dalle curve di evenienza illustrate nei due precedenti paragrafi perché le alte accelerazioni normali vengono generalmente evitate quando si raggiungono le elevate velocità di volo.

Le informazioni statistiche sulle frequenze di evenienza delle velocità di volo alle quali hanno luogo picchi di accelerazione normale non sono molto numerose. L'esame di esse ha evidenziato che detta distribuzione di velocità rimane sostanzialmente la stessa per ciascun livello di accelerazione normale. E' stato dimostrato da Fisher che, per tutte le accelerazioni normali che si presentano con una frequenza inferiore ad 1/3 per ora, le velocità di volo alle quali hanno luogo picchi di accelerazione normale sono caratterizzate da una distribuzione normale con un dato valore medio \bar{V} e deviazione standard σ_V . Il numero di volte N_{V_a} , per ora di volo, in cui la velocità di avanzamento e l'accelerazione normale superano rispettivamente assegnati valori di V ed a risulta quindi espresso dalla:

$$\frac{N_{V_a}}{N_a} = \frac{1}{\sigma_V \sqrt{2\pi}} \int_V^{\infty} e^{-\frac{(V-\bar{V})^2}{2\sigma_V^2}} dV \quad (1-XI)$$

in cui N_a è la frequenza di evenienza delle accelerazioni normali. Per le alte accelerazioni normali (frequenze di evenienza inferiori ad 1 volta ogni 100 ore) i dati sperimentali variano [figure 1-XI e 2-XI] secondo una

legge esponenziale:

$$N_a = N_{a_0} e^{-a_{Z_a}/\Delta a_{Z_1}} \quad (2-XI)$$

essendo Δa_{Z_1} l'incremento di a_{Z_a} corrispondente ad una variazione unitaria di $\log N_a$ [in coordinate $(\log N_a, a_{Z_a})$ la (2-XI) è una retta con coefficiente angolare $-1/\Delta a_{Z_1}$ ed ordinata all'origine $\log N_{a_0}$]. La (2-XI), sostituita nella (1-XI), porge:

$$N_{V_a} = N_{a_0} e^{-a_{Z_a}/\Delta a_{Z_1}} \frac{1}{\sigma_V \sqrt{2\pi}} \int_V^\infty e^{-\frac{(v-\bar{v})^2}{2\sigma_V^2}} dV \quad (3-XI)$$

che consente di ricavare, per assegnata frequenza di evenienza N_{V_a} , la legge statistica di variazione del fattore di carico normale in funzione della velocità di volo alla quale esso ha luogo.

Ai valori estremi — per frequenze di evenienza delle accelerazioni

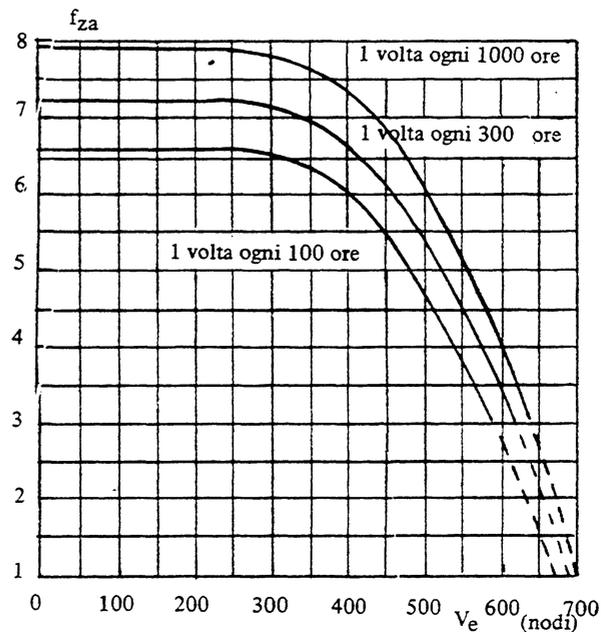


Fig. 4-XI

normali N_a superiori al valore:

$$N_a = 100 N_{V_a} \quad (4-XI)$$

– la distribuzione normale non è più applicabile e, in conseguenza, la (3-XI) fornisce valori poco attendibili. Ciò significa che, ad ogni assegnato valore di N_{V_a} , corrisponde un valore della accelerazione normale al di sotto della quale la (3-XI) non è più applicabile.

D'altra parte le altissime velocità di volo vengono generalmente raggiunte in volo rettilineo a livello; quindi si può assumere:

$$N_V = N_{V_a} \quad (\text{per } f_{za} = 1) \quad (5-XI)$$

essendo N_V la frequenza di evenienza delle velocità di volo. Per le alte velocità di volo che interessano, corrispondenti a frequenze di evenienza inferiori ad una volta ogni 100 ore, i dati sperimentali (fig. 3-XI) variano secondo la legge esponenziale:

$$N_V = N_{V_0} e^{-V/\Delta V_1} \quad (6-XI)$$

L'andamento tipico (fig. 4-XI) delle curve espresse dalla (3-XI) è tale da rendere agevole l'estrapolazione grafica (indicata a tratteggio) nel campo dei valori di f_{za} e V compresi tra quelli definiti dalle (4-XI) e (5-XI).

11.2.2. Manovre asimmetriche

Le principali manovre asimmetriche possono essere classificate in due categorie: quelle in cui predomina il moto di rollio e quelle in cui è invece predominante il moto di imbardata. Esse vengono rispettivamente denominate manovre di rollio e manovre di imbardata.

Le superfici di governo interessate, gli alettoni ed il timone di direzione, sono caratterizzate, a differenza di quella per il controllo longitudinale, da posizioni neutre indipendenti dalla velocità di volo e coincidenti con i valori nulli delle rispettive escursioni angolari.

Il carico applicato su dette superfici dipende dalle relative deflessioni angolari e dal moto del velivolo. Il parametro statistico di maggiore rilievo è costituito pertanto dalla distribuzione delle frequenze di evenienza delle escursioni angolari; interessa inoltre conoscere la distribuzione delle velocità di volo alle quali hanno luogo dette escursioni degli alettoni e del timone di direzione.

11.2.2.1. Frequenze di evenienza delle escursioni delle superfici di governo

Le figure 5-XI e 6-XI forniscono, rispettivamente per gli alettoni e per il timone di direzione, le frequenze di evenienza delle escursioni delle superfici di governo superiori ad un prestabilito valore (esprese in numero di volte per ora di volo) in funzione di quest'ultimo. Esse si riferiscono ai dati sperimentali rilevati su un limitato numero di velivoli da caccia per un totale di poco più di 300 ore di volo di cui circa il 10% relativo alla esecuzione di manovre asimmetriche.

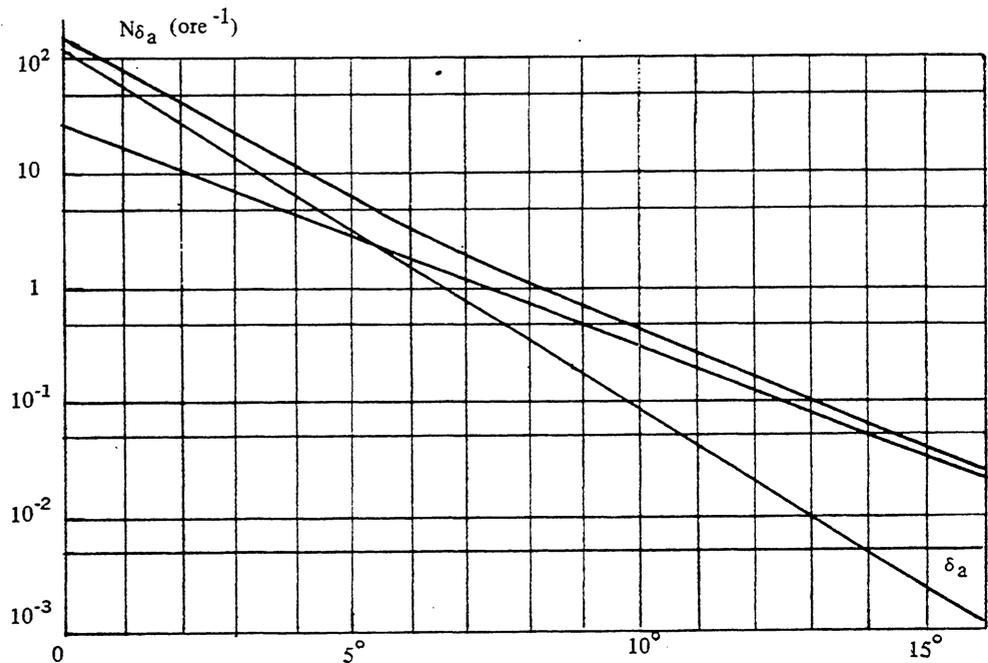


Fig. 5-XI

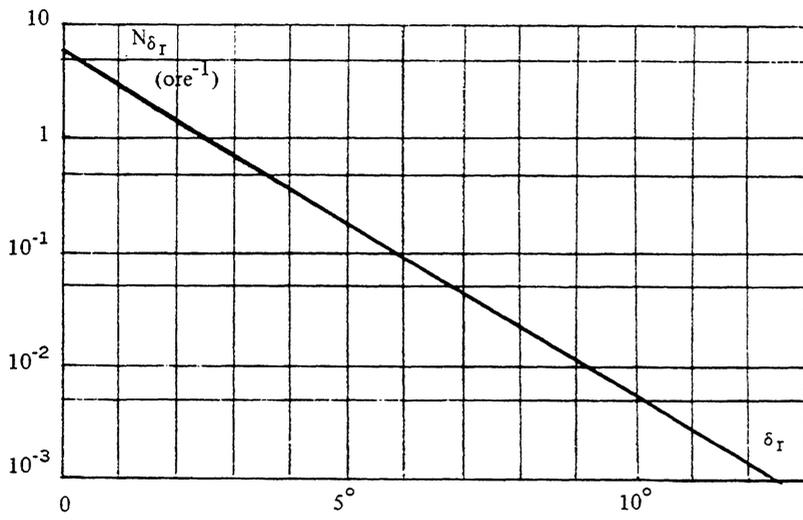


Fig. 6-XI

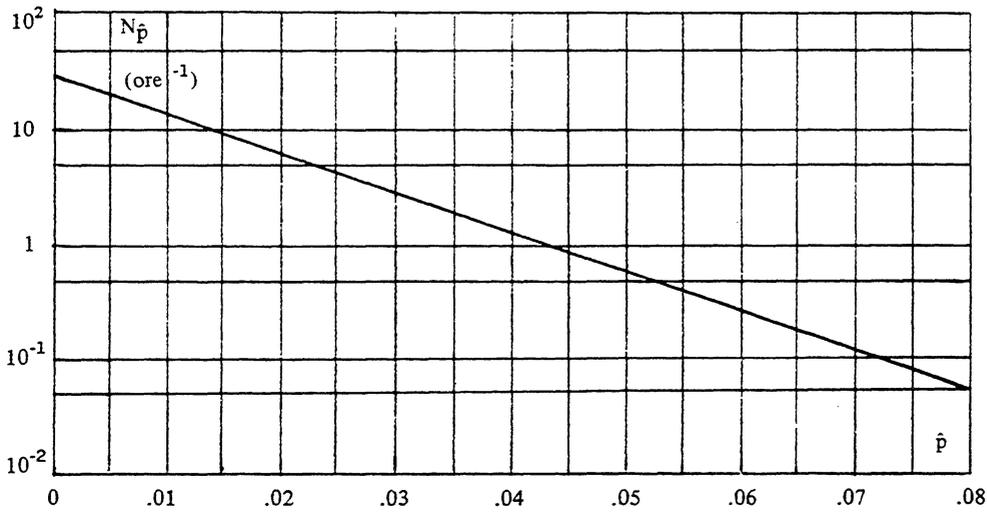


Fig. 7-XI

Le frequenze di evenienza relative al comando direzionale variano secondo una legge esponenziale, quelle del comando trasversale risultano invece espresse dalla somma di due diverse distribuzioni, ciascuna variabile secondo una legge esponenziale:

$$N_{\delta_a} = 120 e^{-\delta_a/0,73} + 30 e^{-\delta_a/1,18} \quad (7-XI)$$

Tali distribuzioni vengono attribuite rispettivamente a manovre di virata (la prima) e di rollio (la seconda). Ciò è confermato dall'esame della figura 7-XI che riporta la frequenza di evenienza $N_{\dot{\rho}}$ delle velocità angolari di rollio adimensionalizzate (202-III). Da essa risulta infatti:

$$N_{\dot{\rho}_0} = 30 \quad (8-XI)$$

che è lo stesso valore di $N_{\delta_{a_0}}$ relativo alla seconda distribuzione espressa dalla (7-XI).

I diagrammi illustrati non comprendono le manovre di decollo, atterraggio, stalli e viti. In tali condizioni è necessario un impegno delle superfici di controllo maggiore di quello relativo alle normali manovre operative. In particolare, per la maggior parte dei caccia, risulta sovente necessario applicare il massimo angolo di timone di direzione.

11.2.2.2. Frequenze di evenienza combinate delle velocità di volo e delle escursioni delle superfici di governo

La determinazione dei carichi agenti sugli alettoni e sul timone di direzione richiede la conoscenza sia delle escursioni angolari di dette superfici che delle velocità di volo alle quali esse hanno luogo.

Assumendo, sulla base dei dati sperimentali disponibili, una distribuzione normale delle frequenze di evenienza delle velocità di volo alle quali hanno luogo le escursioni angolari sia degli alettoni che del timone di direzione è possibile, avvalendosi dello stesso metodo illustrato in 11.2.1.3., determinare diagrammi del tipo di quello illustrato in figura 4-XI. Essi forniscono, per assegnata frequenza di evenienza ($N_{V_{\delta_a}}$ per gli alettoni ed $N_{V_{\delta_r}}$ per il timone di direzione), la legge statistica di varia-

zione dell'escursione angolare (δ_a per gli alettoni e δ_r per il timone di direzione) della superficie di governo in funzione della velocità di volo alla quale tale escursione ha luogo.

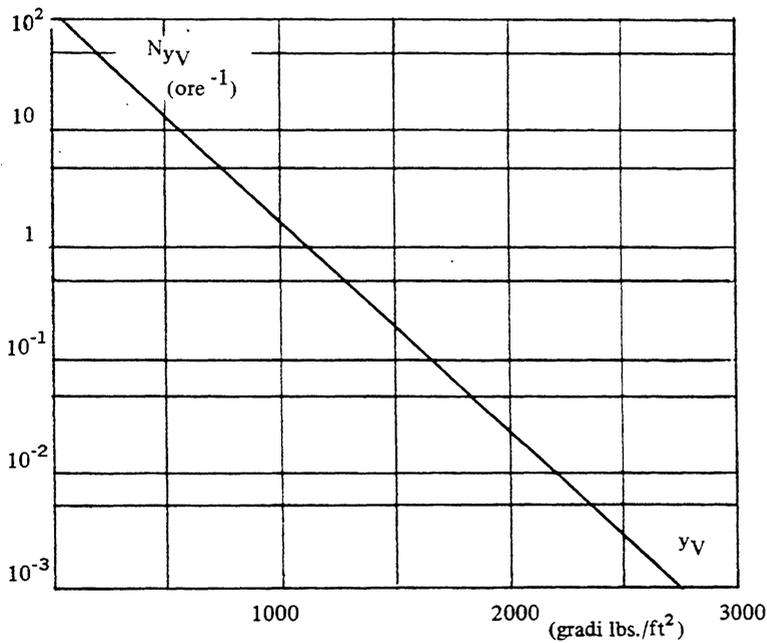


Fig. 8-XI

Un'indicazione dell'entità del carico agente sulla deriva nelle manovre di imbardata è data dal cosiddetto parametro di carico della deriva definito dalla:

$$y_v = q_{\infty} \beta \quad (9-XI)$$

Dati sperimentali rilevati su alcuni velivoli da caccia forniscono una legge di variazione della frequenza di evenienza di tale parametro di tipo esponenziale (fig. 8-XI).

11.3. Analisi dei carichi

I requisiti regolamentari vigenti definiscono le condizioni di volo in manovra da prendere in esame. Esse vengono espresse, se non diversa-

mente specificato, in termini di carichi di contingenza. L'ipotesi di velivolo rigido viene generalmente accettata tranne quei casi in cui le deformazioni sotto carico modificano sensibilmente la distribuzione dei carichi.

Le condizioni di carico prescritte vengono classificate in due distinte categorie:

- condizioni di volo simmetriche caratterizzate da velocità di volo contenuta nel piano di simmetria e distribuzione dei carichi simmetrici rispetto a detto piano;
- condizioni di volo asimmetriche per le quali una o entrambe le condizioni sopra specificate non risultano soddisfatte.

11.3.1. Condizioni di volo simmetriche

Le condizioni di volo simmetriche in manovra sono caratterizzate dal valore massimo (7-I) del fattore di carico normale, denominato coefficiente di contingenza in manovra. Esso viene prescritto dall'Ente di controllo secondo criteri probabilistici sulla base di rilievi statistici relativi alla categoria di appartenenza del velivolo in esame.

Valori tipici sono: 2,5 per i velivoli da trasporto e di categoria normale, 6 per quelli di categoria acrobatica e $7,5 \div 8$ per i velivoli da caccia e da addestramento avanzato.

I Regolamenti civili inglese ed americano prevedono anche una categoria intermedia fra la normale e la acrobatica, denominata semiacrobatica. Essa comprende i velivoli sportivi e quelli da scuola e da allenamento normale, le cui caratteristiche di impiego consentono l'esecuzione di virate strette, stalli non bruschi, richiamate accentuate ed eventualmente la vite. La categoria normale comprende invece i velivoli per i quali non viene ammessa alcuna brusca manovra intenzionale. Il coefficiente di contingenza da manovra per la categoria semiacrobatica prescritto dai regolamenti anglosassoni è uguale a 4,4.

Le condizioni di volo simmetriche da manovra vengono ulteriormente suddivise in condizioni di volo fondamentali e complementari caratterizzate dall'annullarsi o meno dell'accelerazione angolare di beccheggio.

11.3.1.1. Condizioni di volo fondamentali

In ogni condizione di volo fondamentale la risultante delle azioni di massa è costituita da una forza $f_{za}W$ applicata nel baricentro del velivolo.

L'equazione di equilibrio alla traslazione secondo la normale alla traiettoria risulta espressa, in virtù delle (6-I) e (9-IV), dalla:

$$f_{za}W = C_L q_{\infty} S \quad (10-XI)$$

esprimibile a sua volta, per la (1-IV), sia in termini di velocità equivalente:

$$V_e = V \sqrt{\rho / \rho_{a_0}} \quad (11-XI)$$

(ρ_{a_0} essendo la densità dell'aria a livello mare in atmosfera tipo) a mezzo della:

$$f_{za}W = \frac{1}{2} C_L \rho_{a_0} S V_e^2 \quad (12-XI)$$

che in funzione del numero di Mach tramite la:

$$f_{za}W = 0,7 C_L p_a S M^2 \quad (13-XI)$$

La rappresentazione grafica di tutte le possibili condizioni di volo fondamentali viene utilmente espressa a mezzo di un diagramma che fornisce la legge di variazione del fattore di carico normale in funzione della velocità equivalente:

$$f_{za} = f_{za}(V_e) \quad (14-XI)$$

nelle condizioni limiti di impiego. Tale diagramma viene denominato inviluppo di volo in manovra.

L'introduzione della velocità equivalente consente la notevole semplificazione, in virtù della (12-XI), di eliminare la quota fra le variabili da prendere in esame. Ciò è lecito sotto l'ipotesi di carichi aerodinamici dipendenti unicamente dalla pressione dinamica di volo e dall'incidenza

del vento relativo; quando cioè è possibile trascurare la variazione di detti carichi col numero di Mach oltre che col numero di Reynolds.

Per velivoli caratterizzati da alte velocità di volo occorre tener conto degli effetti del numero di Mach che, a parità di velocità equivalente, è funzione della quota di volo. In tal caso viene meno l'utilità di riferirsi alla velocità equivalente mentre il numero di Mach diventa una variabile più significativa; l'inviluppo di volo in manovra viene quindi costruito avvalendosi della (13-XI) e risulta espresso dalla relazione funzionale:

$$f_{za} = f_{za}(M, h) \quad (15-XI)$$

11.3.1.1.1. Inviluppo di volo in manovra

L'inviluppo di tutte le possibili condizioni di volo simmetriche in manovra è definito da limitazioni derivanti da esigenze strutturali, aerodinamiche e di velocità massima conseguibile.

La limitazione strutturale è definita da:

$$\hat{f}_{za} = n \quad (16-XI)$$

Dalla (12-XI) risulta che le evoluzioni effettuate al coefficiente di contingenza sono relative a coefficienti di portanza:

$$C_L = \frac{2n W/S}{\rho_{a0} V_e^2} \quad (17-XI)$$

via via crescenti al diminuire della velocità equivalente.

La limitazione aerodinamica derivante dall'esistenza di un'incidenza critica alla quale il coefficiente di portanza raggiunge il valore estremo $C_{L_{max}}$ conduce all'impossibilità di effettuare evoluzioni al coefficiente di contingenza n al di sotto della velocità:

$$V_e^* = \sqrt{\frac{2n W/S}{\rho_{a0} C_{L_{max}}}} \quad (18-XI)$$

Le evoluzioni alla velocità equivalente inferiori a V_e^* possono quindi essere effettuate ad un fattore di carico normale massimo:

$$f_{za} = \frac{C_{L\max} \rho_{a_0} V_e^2}{2 W/S} \quad (19-XI)$$

inferiore al coefficiente di contingenza da manovra n . La (19-XI) definisce, in coordinate $f_{za} V_e$, una parabola lungo la quale l'incidenza assume il valore critico (curva dello stallo). Al di sopra di V_e^* la legge parabolica (19-XI), fornisce valori di f_{za} superiori ad n e quindi per tali valori della velocità equivalente la legge valida è quella espressa dalla retta di equazione (16-XI).

Una terza limitazione è costituita dalla velocità massima in picchiata di progetto V_D che costituisce la massima velocità equivalente raggiungibile in volo:

$$V_e = V_D \quad (20-XI)$$

Per i velivoli da caccia viene generalmente richiesto di assumere V_D uguale alla massima velocità equivalente raggiungibile in una picchiata in candela a partire dalla quota di tangenza. Per gli altri velivoli alcuni Regolamenti prescrivono di considerare la picchiata effettuata con pendenza ridotta rispetto all'orizzonte (30° è un valore tipico) mentre altri definiscono il valore di V_D in funzione della velocità di crociera di progetto V_C .

In ogni caso vengono prescritti ampi margini di velocità [(0,2 ÷ 0,25) V_D] fra la V_D e le velocità critiche dovute ai fenomeni aeroelastici sia a carattere statico divergenza, inversione dei comandi di volo) che dinamico (autovibrazione).

Ai fattori di carico negativi le limitazioni aerodinamiche e strutturali sono espresse rispettivamente dalle:

$$f_{za} = \frac{C_{L\min} \rho_{a_0} V_e^2}{2 W/S} \quad (21-XI)$$

$$f_{za} = -Kn \quad (22-XI)$$

essendo $C_{L\min}$ il coefficiente di portanza minimo (stallo negativo) e K un coefficiente di riduzione (variabile tra 0,4 ed 1) il cui valore viene prescritto in relazione alla classe del velivolo.

L'involuppo di volo in manovra risulta infine limitato alle basse velocità di volo dalle:

$$V_e = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{a_0} C_{L\max}}} \quad (23\text{-XI})$$

$$V_e = \sqrt{\frac{2W/S}{\rho_{a_0} C_{L\min}}} \quad (24\text{-XI})$$

relative alle condizioni di volo orizzontale diritto e rovescio corrispondenti alle minime velocità equivalenti.

La figura 9-XI illustra un tipico diagramma dell'involuppo di volo in

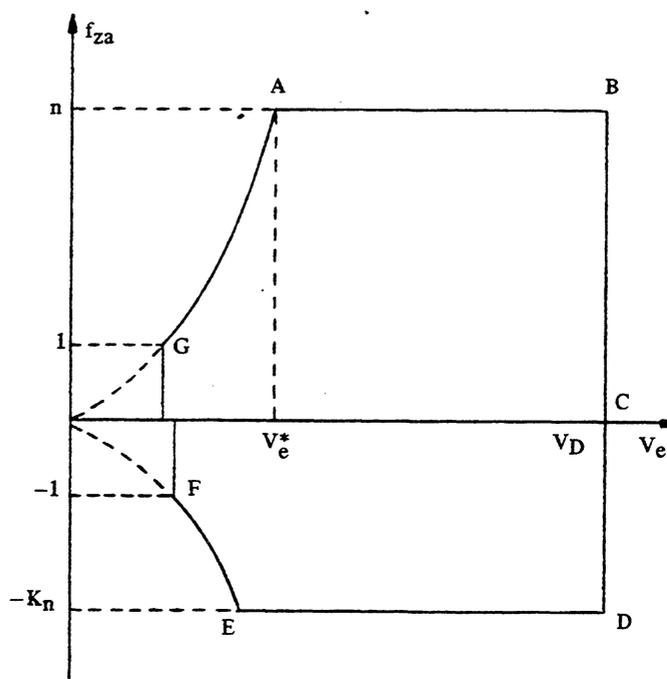


Fig. 9-XI

manovra (14-XI), costruito sulla base delle limitazioni espresse dalle (16-XI), (19-XI), (20-XI), (21-XI), (22-XI), (23-XI) e (24-XI).

Tutti i regimi di volo rappresentati dai punti compresi nell'interno del poligono mistilineo ABCDEFG sono compatibili con la resistenza strutturale e le caratteristiche aerodinamiche del velivolo. Le condizioni di volo corrispondenti ai punti del diagramma esterni a detto poligono sono invece inibiti al pilota.

In genere basta effettuare la verifica nei punti al contorno del poligono ABCDEFG. Occorre esaminare le condizioni di volo relative a ciascuno di questi punti per tutte le possibili condizioni di carico e di centraggio per le quali il velivolo dovrà essere omologato al volo.

Sono di particolare interesse le condizioni indicate con le lettere A, B, C, D ed E: La condizione "A" rappresenta la ripresa effettuata al coefficiente di contingenza n eseguita all'incidenza di portanza massima (cioè alla più bassa velocità compatibile con n). La condizione "B" corrisponde alla ripresa dall'affondata eseguita alla massima velocità equivalente prescritta (cioè al più basso coefficiente di portanza compatibile con n). La condizione "C" definisce il volo a portanza nulla alla massima velocità equivalente prescritta. La condizione "D" rappresenta la ripresa sul dorso per i velivoli acrobatici e la fase di volo imbarcato conseguente ad una manovra a picchiare per i rimanenti velivoli, eseguite alla massima velocità equivalente prescritta. La condizione "E" corrisponde infine alla ripresa sul dorso od alla fase di volo imbarcato conseguente alla manovra a picchiare eseguita all'incidenza corrispondente alla massima portanza negativa.

L'ipotesi di evoluzioni effettuate al coefficiente di contingenza ed alla velocità equivalente massima V_D è eccessivamente conservativa: i rilievi sperimentali discussi in 11.2.1.3. ed illustrati nell'esempio di figura 4-XI evidenziano l'estrema improbabilità che tali evoluzioni vengano eseguite nell'esercizio dei velivoli. Il confronto della citata figura 4-XI con il diagramma di figura 9-XI suggerisce il più realistico inviluppo di volo indicato in figura 10-XI. Esso prevede evoluzioni ai fattori di carico normale estremi n e $-Kn$ limitate a velocità corrispondenti ad una prescritta aliquota della V_D ed evoluzioni alla V_D effettuate a fattori di carico limitati ad una prescritta aliquota dei valori estremi n e $-Kn$. Per velocità di volo intermedie viene assunta una legge di variazione lineare dei fattori di carico.

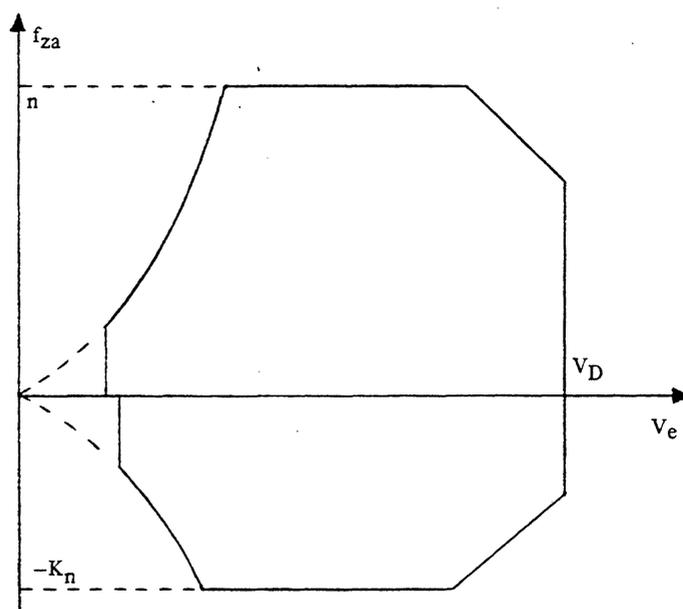


Fig. 10-XI

Tale criterio viene accettato in misura più o meno integrale da molti Regolamenti limitatamente a specifiche categorie di velivoli. Così, ad esempio, alcuni Regolamenti militari prescrivono inviluppi di volo del tipo di quello indicato in figura 10-XI per i velivoli da caccia intercettori destinati a manovrare prevalentemente alle alte quote (velocità equivalenti relativamente modeste) ed inviluppi del tipo illustrato in figura 9-XI per velivoli da attacco al suolo, il cui impiego comporta l'esecuzione di severe manovre in volo veloce a bassa quota (e quindi ad alte velocità equivalenti). Le Norme civili americane ammettono limitazioni del fattore di carico alle alte velocità di volo limitatamente al volo alle incidenze negative: Le FAR 23 e le FAR 25 limitano il valore estremo $-K_n$ del fattore di carico alla velocità massima di crociera di progetto; per velocità comprese tra V_C e V_D esse prescrivono una variazione lineare assumendo alla V_D il valore zero per i velivoli da trasporto e di categoria normale ed il valore -1 per quelli di categoria semiacrobatica ed acrobatica.

Le variazioni dei gradienti aerodinamici col numero di Mach influen-

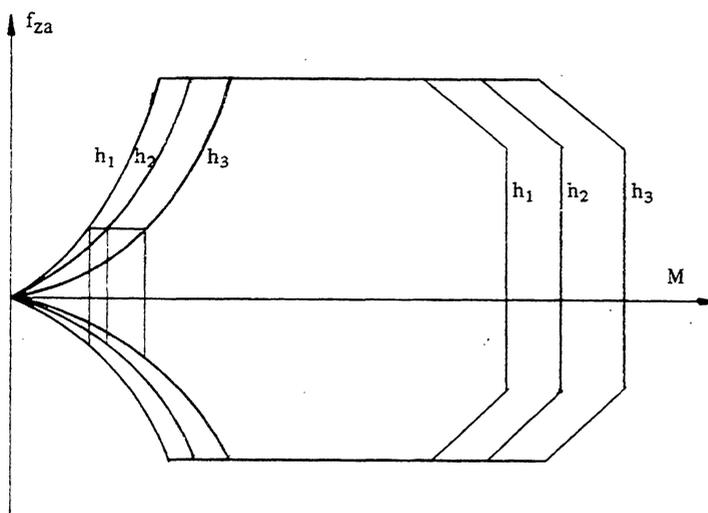


Fig. 11-XI

ziano in modo rilevante la distribuzione dei carichi. Così, ad esempio, la ripartizione del carico aerodinamico fra cellula e piano orizzontale di coda (11.3.1.1.2.) relativa ad una richiamata effettuata allo stesso fattore di carico normale ed alla stessa velocità equivalente ma a due quote diverse, può risultare, per un velivolo transonico o supersonico, sensibilmente diversa nei due casi: ciò in conseguenza della variazione col numero di Mach del coefficiente di momento del velivolo parziale.

In tali casi la corretta definizione dell'involuppo di volo comporta l'introduzione di un'ulteriore variabile: la quota di volo h . E' stata precedentemente sottolineata l'opportunità di assumere come variabile indipendente il numero di Mach in luogo della velocità equivalente. Ne risulta una rappresentazione grafica dell'involuppo di volo in manovra — del tipo (15-XI) — costituita da una serie di poligoni mistilinei ciascuno dei quali è relativo ad una determinata quota (fig. 11-XI). Per ognuno di essi viene assunto come numero di Mach quello conseguibile alla quota in esame durante una picchiata eseguita alla pendenza prescritta a partire dalla quota di tangenza.

11.3.1.1.2. Ripartizione del carico aerodinamico fra ala e piano orizzontale di coda

L'equilibrio al beccheggio è espresso (moto longitudinal-simmetrico) dalla terza equazione del sistema (163-III) che – per essere nel caso in esame (condizione fondamentale):

$$\dot{q} = 0 \quad (25\text{-XI})$$

– si riduce alla:

$$m_A + m_T = 0 \quad (26\text{-XI})$$

Quest'ultima può anche essere espressa esplicitando il carico aerodinamico L_{He} agente sul piano orizzontale di coda nella condizione di volo fondamentale (carico che viene denominato carico di equilibrio):

$$(m_A)_{WBH} - L_{He} \ell_H + m_T = 0 \quad (27\text{-XI})$$

dalla quale, in virtù delle (80-IV) e (256-IV), si ricava la seguente espressione del carico di equilibrio:

$$L_{He} = \frac{q_\infty S \bar{c}}{\ell_H} [(C_m)_{WB} + C_{mT}] \quad (28\text{-XI})$$

Nel caso particolare di spinta propulsiva baricentrica ($C_{mT} = 0$) il calcolo del carico di equilibrio tramite la (28-XI) comporta semplicemente la determinazione del coefficiente di momento del velivolo parziale $(C_m)_{WB}$. Questo può essere agevolmente ottenuto a mezzo della semplice costruzione grafica illustrata nella figura 12-XI. Tale figura riporta il diagramma del coefficiente di momento del velivolo parziale rispetto al punto A' , proiezione ortogonale del bordo di attacco della corda media aerodinamica \bar{c} sulla parallela a quest'ultima passante per il baricentro G . Affinché la condizione di equilibrio espressa dalla (26-XI) risulti soddisfatta per $m_T = 0$ è necessario e basta che il punto rappresentativo della condizione di volo in esame giaccia sull'intersezione P' del-

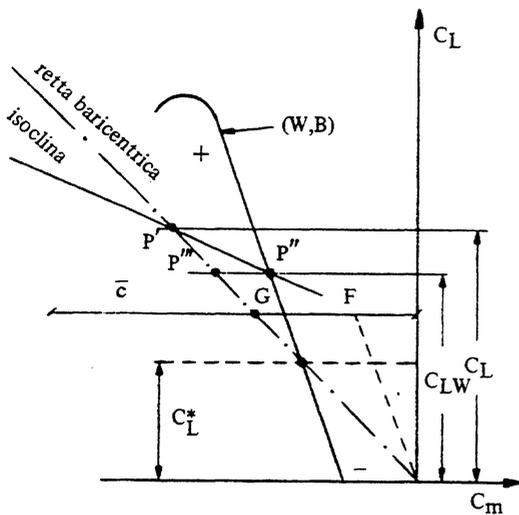


Fig. 12-XI

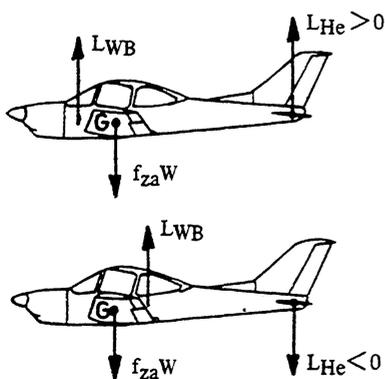


Fig. 13-XI

la retta baricentrica con la retta di equazione:

$$C_L = f_{za} \frac{W/S}{q_\infty} \quad (29\text{-XI})$$

In altri termini l'angolo di barra longitudinale necessario per assicurare l'equilibrio espresso dalla (26-XI), nel caso di spinta propulsiva baricentrica, deve esser tale da portare la rispettiva curva del velivolo totale a passare per il punto P', dovendo risultare nullo il coefficiente di momento baricentrico del velivolo totale al coefficiente di portanza C_L [del velivolo totale espresso dalla (29-XI)] nella condizione di volo in esame.

L'intersezione P'' dell'isoclina passante per il punto P' [v. 4.2.1.3. relazione (86-IV)] con la curva del velivolo parziale fornisce con le sue coordinate i rispettivi coefficienti di portanza e di momento (riferito ad A') del velivolo parziale. Ne consegue quindi che:

L'intersezione P'' dell'isoclina passante per il punto P' [v. 4.2.1.3. relazione (86-IV)] con la curva del velivolo parziale fornisce con le sue coordinate i rispettivi coefficienti di portanza e di momento (riferito ad A') del velivolo parziale. Ne consegue quindi che:

$$\overline{P''P''} = (C_m)_{WB} \quad (30\text{-XI})$$

Se, come nell'esempio considerato, il coefficiente di portanza C_L risulta superiore al valore C_L^{*} corrispondente a carico di equilibrio nullo, il coefficiente di momento del velivolo parziale è positivo e quindi tale risulta L_{He}; il piano orizzontale di coda è quindi portante. Il coefficiente

di portanza dell'ala C_{LW} risulta in tal caso minore di quello totale C_L . L'opposto ha luogo se l'evoluzione viene effettuata ad un coefficiente di portanza inferiore a C_L^* [si ha in tal caso $(C_m)_{WB} < 0$, $L_{He} < 0$, $C_{LW} > C_L$].

Il primo dei casi illustrati corrisponde ad una posizione del centro di pressione del velivolo parziale anteriore al baricentro, il secondo ad una posizione di tale centro arretrata rispetto al baricentro (fig. 13-XI).

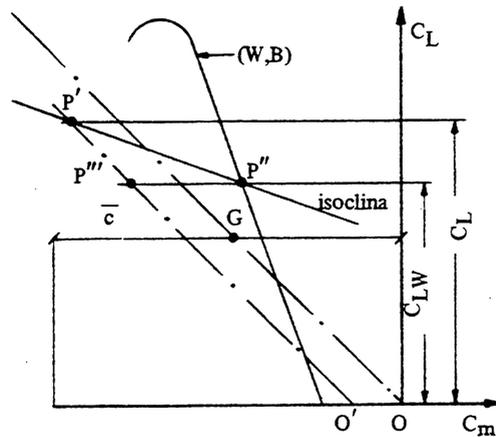


Fig. 14-XI

Da quanto esposto emerge la sostanziale differenza che intercorre fra le varie condizioni di volo definite dalla (16-XI) che, pur essendo caratterizzate dallo stesso coefficiente di portanza C_L , comportano una diversa distribuzione del carico fra ala e piano orizzontale di coda. In particolare risulta che i valori estremi del carico di equilibrio relativi all'involuppo di manovra rappresentata in figura 9-XI vengono raggiunti nelle condizioni di volo corrispondenti ai

punti A per la posizione di massimo arretramento del baricentro (massima portanza del piano di coda) e B per la posizione di massimo avanzamento del baricentro (massima deportanza del piano di coda).

Nel caso più generale di spinta propulsiva non baricentrica ($m_T \neq 0$) è facile rendersi conto che basta ripetere la costruzione precedentemente illustrata riferendosi però, anziché alla retta baricentrica, alla parallela a quest'ultima passante per il punto O' distante dall'origine O degli assi della quantità [v. relazione (256-IV)]:

$$OO' = \frac{m_T}{q_\infty S \bar{c}} \tag{31-XI}$$

essendo O' a sinistra di O se il momento baricentrico della spinta m_T è positivo (cabrante) ed O' a destra di O nel caso opposto. La costruzione grafica, illustrata nella fig. 14-XI, porta alla determinazione di:

$$\overline{P''P'''} = (C_m)_{WB} + C_{mT} \quad (32-XI)$$

11.3.1.1.3. Azioni di massa

Ogni condizione di volo fondamentale è caratterizzata da una accelerazione agente secondo la normale alla traiettoria ($Z_W \equiv Z_a$) esprimibile, in virtù della terza delle (5-1), dalla:

$$g_{za} - a_{za} = g f_{za} \quad (33-XI)$$

Ne consegue che su ciascun elemento di massa $\Delta W/g$ del velivolo agisce una forza di massa:

$$\Delta W f_{za} \quad (34-XI)$$

avente la direzione e, per $f_{za} > 0$, il verso di z_a . La risultante di tali azioni:

$$\Sigma \Delta W f_{za} = W f_{za} \quad (35-XI)$$

è uguale ed opposta alla portanza L del velivolo totale.

11.3.1.2. Condizioni di volo complementari

Le condizioni di volo complementari simmetriche in manovra sono caratterizzate da accelerazioni angolari di beccheggio \dot{q} diverse da zero. L'azione del pilota sul comando longitudinale provoca l'insorgere di un carico aerodinamico sul piano orizzontale di coda, denominato carico di manovra, L_{Hm} che si sovrappone al carico di equilibrio (28-XI) relativo alla condizione di volo pre-manovra. Il carico di manovra produce sulla massa W/g del velivolo una accelerazione baricentrica lineare:

$$a_{za} = - \frac{L_{Hm}}{W/g} \quad (36-XI)$$

ed una accelerazione angolare:

$$\dot{q} = - \frac{L_{Hm} \ell_H}{B} \quad (37-XI)$$

dando luogo ad un sistema di forze di massa tale da equilibrare il carico di manovra sia alla traslazione che alla rotazione.

Ogni condizione di volo simmetrica in manovra all'interno od al contorno dell'involuppo di volo 11.3.1.1.1. può essere raggiunta in assenza di accelerazione di beccheggio (condizione di volo fondamentale) solo se il comando longitudinale viene azionato molto gradualmente fino a raggiungere e non superare la posizione necessaria per l'equilibrio al beccheggio del velivolo al richiesto fattore di carico f_{za} e relative condizioni di velocità, impegno di potenza e posizione del baricentro [punto P' di fig. 14-XI]. Negli altri casi l'accelerazione di beccheggio (37-XI) è presente ed i carichi agenti sul velivolo vengono ottenuti dalla sovrapposizione di quelli (illustrati in 11.3.1.1.) corrispondenti alla condizione di volo al fattore di carico in atto riguardata come fondamentale e quelli relativi alla accelerazione angolare di beccheggio (carico di manovra ed azioni di massa da esso prodotte).

11.3.1.2.1. Prescrizioni regolamentari e carichi di manovra

Le condizioni di volo complementari prescritte dalla regolamentazione vigente sono quelle relative alla manovra di massima escursione dell'equilibratore ed alla manovra cabra-picchia.

La prima condizione si riferisce ad una brusca manovra del comando longitudinale fino all'escursione massima (67-VI) dell'equilibratore compatibile con la posizione del fondo corsa della relativa trasmissione di comando e con il massimo sforzo di pilotaggio prescritto. Viene generalmente richiesto di assumere come condizione di volo pre-manovra quella corrispondente al fattore di carico normale unitario ed alla minima velocità equivalente compatibile col volo al coefficiente di contingenza (indicata con V_e^* in figura 9-XI e denominata velocità di manovra di progetto in alcuni Regolamenti).

Il carico di manovra, in virtù delle (9-IV) e (59-IV), risulta in tal caso espresso dalla:

$$L_{Hm} = \frac{1}{2} \rho_{a0} S V_e^{*2} C_{L\delta_e} [(\delta_e)_{\max} - \delta_e^*] \quad (38-XI)$$

essendo δ_e^* l'angolo dell'equilibratore necessario per l'equilibrio del velivolo nella condizione pre-manovra. In mancanza di dati sperimentali il gradiente $C_{L\delta_e}$ può essere determinato a mezzo della (58-IV).

Questa condizione è caratterizzata dalla sovrapposizione dei carichi relativi alla condizione di volo a livello ($f_{za} = 1$) alla velocità V_e^* (la risultante delle azioni aerodinamiche normalmente alla traiettoria equilibra il peso W del velivolo e si ripartisce fra ala e piano orizzontale di coda come indicato in 11.3.1.1.2.) con il carico di manovra espresso dalla (38-XI) e le azioni di massa da esso prodotte.

La seconda condizione complementare prescritta, illustrata in 6.4.1., consiste in una brusca ed ampia manovra a cabrare dell'equilibratore, che porterebbe al superamento del massimo fattore di carico normale consentito, seguita da una brusca e tempestiva contromanovra a picchiare, tale da mantenere il velivolo al contorno dell'inviluppo di volo consentito. Vengono prescritte come condizioni di volo pre-manovra quelle relative al volo orizzontale rettilineo ($f_{za} = 1$) a tutte le velocità equivalenti comprese fra V_e^* e V_D e per tutte le posizioni del baricentro comprese tra i valori estremi consentiti.

In questo caso il carico di manovra viene determinato a mezzo della (37-XI) in base alla conoscenza dell'accelerazione angolare \dot{q} da esso prodotta. Quest'ultima varia durante la manovra raggiungendo due valori estremi corrispondenti ad un massimo positivo che si verifica poco dopo l'inizio della manovra quando il fattore di carico è poco diverso da quello iniziale e da un massimo negativo che ha luogo quando il fattore di carico ha quasi raggiunto il suo valore estremo (fig. 14-VI).

Tali estremi, in virtù delle (83-VI) ed (84-VI), possono essere calcolati, in prima approssimazione, a mezzo delle:

$$(\dot{q})_{\max} = \left[\frac{0,95 g}{V t_2} + \frac{6,5}{\left(\frac{T}{W} + \frac{q_{\infty}}{W/S} C_{L_a} \right) t_2^2} \right] (n - 1) \quad (39-XI)$$

$$(\dot{q})_{\min} = \left[\frac{0,80g}{V t_2} - \frac{5,8}{\left(\frac{T}{W} + \frac{q_{\infty}}{W/S} C_{L_a} \right) t_2^2} \right] (n - 1) \quad (40-XI)$$

che portano alla determinazione dei corrispondenti valori estremi del carico di manovra. I Regolamenti in vigore, nei casi in cui non viene effettuata una adeguata analisi, impongono formule empiriche per una cautelativa valutazione dei valori estremi dell'accelerazione di beccheggio. A titolo di esempio le FAR 25 prescrivono per i velivoli da trasporto:

$$(\dot{q})_{\max} = \frac{39}{V} n (n - 1,5) \quad (41-XI)$$

$$(\dot{q})_{\min} = -\frac{26}{V} n (n - 1,5) \quad (42-XI)$$

in cui compaiono dei coefficienti numerici che, a differenza di quelli che figurano nelle (39-XI) e (40-XI), non sono adimensionali. Essi si riferiscono alla velocità di volo espressa in nodi ed all'accelerazione angolare in radianti/sec². Quest'ultima viene fornita dalle (39-XI) e (40-XI) a mezzo delle stesse unità di misura se il tempo t_2 viene espresso in sec.

La determinazione dei carichi relativi alla manovra cabra-picchia comporta l'esame di due condizioni di carico corrispondenti ai valori estremi del carico di manovra:

- condizione di manovra: Le azioni aerodinamiche agenti normalmente alla traiettoria sono costituite da una portanza uguale al peso del velivolo – ripartita fra ala e piano orizzontale di coda – e da un carico di manovra a cabrare (37-XI) corrispondente all'accelerazione angolare $(\dot{q})_{\max}$ che si sovrappone al carico di equilibrio. Tali azioni sono equilibrate dai carichi di massa a fattore di carico unitario e da quelli prodotti dal carico di manovra;
- condizione di contromanovra: I carichi aerodinamici agenti secondo la normale alla traiettoria di volo sono quelli relativi al fattore di carico n – ripartiti tra ala e piano di coda – cui si sovrappone il carico di contromanovra a picchiare (37-XI) corrispondente all'acce-

lerazione di beccheggio $(\dot{q})_{\min}$. A tali carichi fanno equilibrio i carichi di massa relativi alla condizione di volo fondamentale al coefficiente di contingenza e quelli derivanti dal carico di contromanovra.

Il massimo carico deportante sul piano orizzontale di coda in condizione di volo complementare si verifica in fase di manovra a cabrare alla massima velocità equivalente e per la posizione più avanzata possibile del baricentro. Tale massimo può risultare inferiore a quello relativo alla condizione di volo fondamentale a fattore di carico n e nelle stesse condizioni di velocità e posizione del baricentro. Il massimo carico portante sul piano orizzontale ha luogo nella fase di contromanovra alla minima velocità equivalente V_e^* compatibile con il coefficiente di contingenza n e per la più arretrata posizione del baricentro consentita.

Talune Norme infine, come ad esempio quelle militari inglesi A.P.970, prescrivono di esaminare anche, sempre partendo dal volo a fattore di carico unitario, il caso di manovra a picchiare seguita da contromanovra a cabrare in modo da non superare il massimo fattore di carico negativo corrispondente alla velocità equivalente considerata. In questo caso si seguono criteri ovviamente analoghi a quelli illustrati per il caso più comune della manovra a cabrare seguita da contromanovra a picchiare.

11.3.1.2.2. Azioni di massa

Il sistema di forze di massa agente sul velivolo in condizione di volo complementare è costituito dalla sovrapposizione di quello relativo alla condizione di volo fondamentale allo stesso fattore di carico f_{za} con quello corrispondente alle accelerazioni lineare (36-XI) ed angolare (37-XI) prodotte dal carico di manovra L_{Hm} .

Ne consegue che ciascun elemento di massa $\Delta W/g$ del velivolo è sottoposto, oltre al carico espresso dalla (34-XI), alle seguenti forze:

$$-\frac{\Delta W}{g} a_{za} = \frac{\Delta W}{W} L_{Hm} \quad (43-XI)$$

$$-\frac{\Delta W}{g} \dot{q} d_y = \frac{\varrho_H d_y}{k_y^2} \frac{\Delta W}{W} L_{Hm} \quad (44-XI)$$

la prima delle quali ha la direzione di L_{Hm} e verso opposto; la seconda è diretta normalmente al piano determinato dal baricentro dell'elemento di massa considerato e l'asse trasversale Y ed ha verso tale da dar luogo ad un momento rispetto a detto asse opposto a quello del carico di manovra (figura 15-XI).

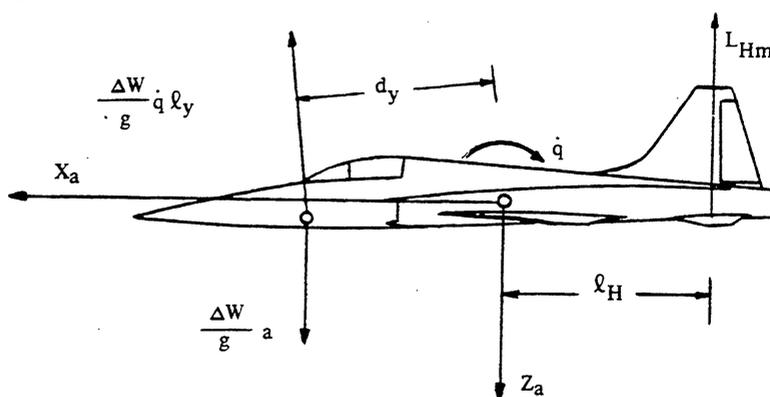


Fig. 15-XI

La sommatoria delle forze espresse dalla (43-XI), estesa all'intero velivolo, fornisce una forza uguale ed opposta al carico di manovra:

$$\Sigma \frac{\Delta W}{W} L_{Hm} = L_{Hm} \quad (45-XI)$$

mentre la sommatoria dei momenti rispetto al baricentro delle azioni di massa (44-XI) risulta uguale e di segno contrario al momento del carico di manovra:

$$\Sigma \frac{\varrho_H d_y^2}{k_y^2} \frac{\Delta W}{W} L_{Hm} = \varrho_H L_{Hm} \quad (46-XI)$$

La distanza d_y dall'asse Y del generico elemento di massa dal baricentro del velivolo:

$$d_y = \sqrt{x^2 + z^2} \quad (47-XI)$$

il più delle volte può essere assunta, con sufficiente approssimazione, pari a:

$$d_y \cong x \quad (48\text{-XI})$$

Tale ipotesi conduce alla seguente semplice espressione delle forze di massa (43-XI) e (44-XI) prodotte dal carico di manovra L_{Hm} sul generico elemento di massa $\Delta W/g$:

$$\left(1 - \frac{x l_H}{k_y^2}\right) \frac{\Delta W}{W} L_{Hm} \quad (49\text{-XI})$$

Assumendo positivi il carico di manovra L_{Hm} se portante e le distanze x per le masse disposte anteriormente al baricentro del velivolo, il carico di massa espresso dalla (49-XI) ha il verso dell'asse Z_a se risulta positivo.

11.3.2. Condizioni di volo asimmetriche

Le condizioni di volo asimmetriche in manovra sono caratterizzate da una non simmetrica distribuzione dei carichi rispetto al piano di simmetria del velivolo; la velocità di volo può essere o non essere contenuta in detto piano. Esse vengono classificate in due principali categorie denominate condizioni al rollio e condizioni all'imbardata.

11.3.2.1. Condizioni di volo relative al rollio

La brusca manovra del comando trasversale produce l'insorgere di un carico di manovra sugli alettoni che si sovrappone al carico aerodinamico relativo alla condizione pre-manovra. L'accelerazione angolare al rollio conseguente a tale manovra decresce fino ad annullarsi; contemporaneamente la velocità angolare di rollio, inizialmente nulla, cresce fino a stabilizzarsi.

Le condizioni di carico più gravose nel corso di una manovra di rollio si verificano nell'istante iniziale, caratterizzato dalla massima acce-

lerazione di rollio, e nella fase finale stabilizzata, in cui la velocità angolare di rollio raggiunge il valore massimo. Per ciascuna condizione di volo occorre quindi determinare due condizioni di carico: quella di massima accelerazione di rollio e quella di massima velocità di rollio.

11.3.2.1.1. Prescrizioni regolamentari

Vengono prescritte come condizioni di volo pre-manovra quelle relative ad un fattore di carico pari ad una definita aliquota del coefficiente di contingenza (variabile da 0,65 n a 0,9 n in relazione al Regolamento considerato) ed a tutte le velocità equivalenti comprese tra V_e^* e V_D . Tutte le Norme prescrivono l'esecuzione di una brusca manovra degli alettoni di assegnata ampiezza, compatibilmente col massimo sforzo di pilotaggio prescritto.

I criteri secondo cui viene stabilita l'ampiezza della manovra non sono uniformi: ad esempio le Norme militari inglesi prescrivono di assumere $\Delta\delta_a$ uguale all'escursione corrispondente al fondo corsa della trasmissione per le condizioni di carico pre-manovra a fattore di carico pari a $2n/3$ e metà corsa per fattori di carico pre-manovra uguali a $0,9n$. Le FAR 25 invece prescrivono per i velivoli da trasporto fattori di carico uguali a 0 ed a $2n/3$; in entrambi i casi occorre assumere la posizione di fondo corsa degli alettoni alla velocità V_e^* mentre, alle velocità V_C e V_D , vengono richieste escursioni angolari non inferiori a quelle atte a produrre velocità angolari di rollio rispettivamente uguale a e pari ad $1/3$ di quella ottenibile alla velocità V_e^* con il comando trasversale a fondo corsa.

11.3.2.1.2. Condizione di massima accelerazione di rollio

La massima accelerazione $(\dot{p})_{\max}$, supposta la manovra istantanea, viene sviluppata nell'istante iniziale in cui la velocità angolare di rollio è nulla:

$$p_0 = 0 \qquad (50-XI)$$

Inoltre – per essere la condizione iniziale di volo simmetrica:

$$r_0 = \beta_0 = 0 \quad (51\text{-XI})$$

– risulta valida, a timone di direzione bloccato, la relazione (156-VIII) che, in virtù della (50-XI), fornisce:

$$(\dot{p})_{\max} = \frac{\rho_{a_0} S V_e^2 b}{2 A} (C_{\ell_{c\delta_a}})_0 \Delta\delta_a \quad (52\text{-XI})$$

Quest'ultima esprime l'equilibrio tra il momento di rollio di manovra:

$$\ell_{Am} = \frac{1}{2} \rho_{a_0} S V_e^2 b (C_{\ell_{c\delta_a}})_0 \Delta\delta_a \quad (53\text{-XI})$$

derivante dalla deflessione degli alettoni ed il momento dovuto alle azioni inerziali:

$$- A(\dot{p})_{\max} = - \frac{W}{g} k_x^2 (\dot{p})_{\max} \quad (54\text{-XI})$$

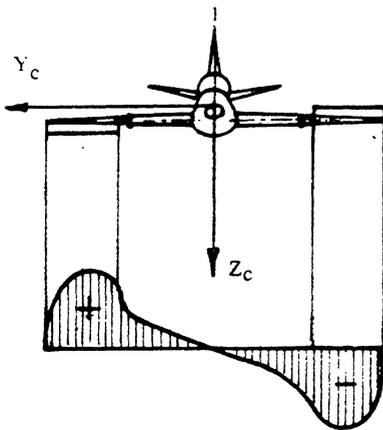


Fig. 16-XI

Il momento di rollio (53-XI) deve esser determinato sulla base di una attendibile valutazione del gradiente $(C_{\ell_{c\delta_a}})_0$ e distribuito in apertura avvalendosi dei metodi dell'aerodinamica teorica. La distribuzione di carico antisimmetrica (fig. 16-XI) così ottenuta si sovrappone a quella del carico aerodinamico simmetrico relativo alla condizione di volo fondamentale pre-manovra a fattore di carico normale ridotto. Analogamente viene sovrapposto al carico di massa corrispondente a

detto fattore di carico il sistema di forze inerziali dovute all'accelerazione $(\dot{p})_{\max}$. Esso è costituito, per ciascun elemento di massa $\Delta W/g$ distante:

$$d_x = \sqrt{y^2 + z^2} \quad (55-XI)$$

dall'asse di rollio, da una forza di intensità:

$$-\frac{\Delta W}{g} (\dot{p})_{\max} d_x = -\frac{d_x}{k_x^2} \frac{\Delta W}{W} \ell_{Am} \quad (56-XI)$$

diretta normalmente al piano determinato dal baricentro dell'elemento e l'asse longitudinale di inerzia X_C ed il cui verso è tale da dar luogo ad un momento di segno opposto a quello di manovra ℓ_{Am} .

11.3.2.1.3. Condizione di massima velocità di rollio

Questa condizione è caratterizzata da accelerazione di rollio nulla e velocità angolare di rollio massima. Le condizioni di equilibrio relative alla stabilizzazione del moto di rollio sono fortemente influenzate dalla distribuzione delle masse del velivolo (v. 8.5. ed 8.7.). Occorre pertanto considerare separatamente i velivoli di architettura subsonica e supersonica.

11.3.2.1.3.1. Velivoli di architettura subsonica

Per i velivoli di architettura classica, caratterizzati da una prevalente inerzia al rollio rispetto al beccheggio ($A/B > 1$), l'equilibrio al rollio può essere espresso con sufficiente approssimazione dalla relazione (156-VIII) che, nel caso di rollio stabilizzato, porge:

$$(C_{\ell_{c\delta_a}})_0 \Delta\delta_a + (C_{\ell_{cp}})_0 \frac{p_{\max} b}{2V_0} \quad (57-XI)$$

che esprime l'equilibrio fra il momento aerodinamico motore ℓ_{Am} deri-

vante dalla deflessione degli alettoni ed il momento aerodinamico smorzante dovuto alla velocità angolare di rollio p_{max} .

Le distribuzioni in apertura di tali carichi sono poco dissimili (fig. 17-XI); quindi durante la rotazione di rollio uniforme le sollecitazioni a

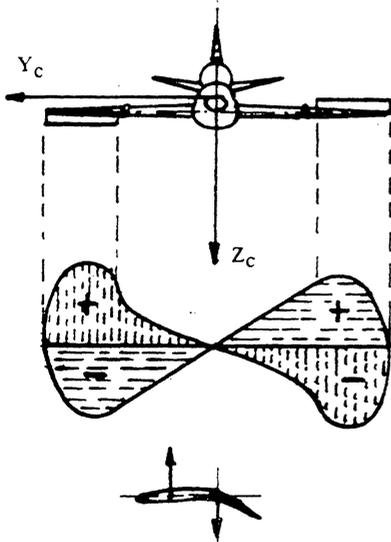


Fig. 17-XI

flessione e taglio dell'ala non risultano sostanzialmente modificate rispetto a quelle relative alla condizione fondamentale pre-manovra. E' invece la sollecitazione a torsione che può diventare particolarmente gravosa. Ciò è dovuto alla diversa distribuzione di tali carichi secondo le corde alari: mentre il carico dovuto alla deflessione degli alettoni è applicato in un punto molto prossimo all'asse di cerniera, quello derivante dalla rotazione di rollio, traendo la sua origine da una variazione di incidenza, è applicato nel centro aerodinamico. Per tale ragione qualche regolamento, come ad esempio quello americano, ammette l'ipotesi semplificativa secondo cui il carico di smorzamento viene distribuito in apertura con la stessa legge di quello di manovra. Sotto tale ipotesi l'azione dei due momenti di rollio aerodinamici si esplica unicamente attraverso un momento di beccheggio m_A , agente sulle zone dell'ala interessate dagli alettoni (picchiante in corrispondenza della posizione bassa dell'alettone e cabrante per la posizione alta), esprimibile (fig. 18-XI) tramite la:

$$m_A = \frac{1}{2} \rho_{a_0} V_e^2 \int_{y_1}^{y_2} \Delta C_m c^2 dy \quad (58-XI)$$

Le stesse Norme prescrivono di assumere ΔC_m costante lungo tutta la zona interessata dagli alettoni e pari a:

$$\Delta C_m = 0,01 \Delta \delta_a \quad (59-XI)$$

con $\Delta \delta_a$ espresso in radianti.

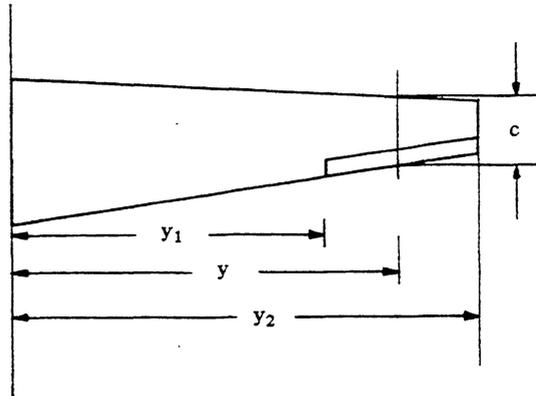


Fig. 18-XI

Per quanto riguarda infine le azioni di massa occorre considerare, oltre quelle pre-manovra relative al prescritto valore del fattore di carico, le azioni centrifughe (dirette quindi secondo la congiungente il baricentro dell'elemento e l'asse di rollio) date per ogni elemento di massa $\Delta W/g$ da:

$$\frac{\Delta \dot{W}}{g} d_x p_{\max}^2 \quad (60-XI)$$

L'azione centrifuga (60-XI) può risultare particolarmente gravosa sugli attacchi alla cellula di eventuali rilevanti carichi disposti a notevoli distanze dall'asse di rollio; tale ad esempio è il caso di serbatoi ausiliari alle estremità alari.

11.3.2.13.2. Velivoli di architettura supersonica

Per i velivoli di architettura supersonica, caratterizzati da una prevalente inerzia al beccheggio rispetto al rollio ($A/B < 1$), la relazione (156-VIII) non è più applicabile a causa del ruolo determinante esercitato dalle componenti di beccheggio e di imbardata della velocità angolare del velivolo. In tal caso i parametri di volo relativi alla stabilizzazione del

moto di rollio possono essere ottenuti, per un prefissato impegno $\Delta\delta_a$ degli alettoni e definite condizioni di volo iniziale, pre-manovra, avvalendosi del metodo di calcolo illustrato in 8.5. La determinazione dei valori stabilizzati di p_{\max} e β viene effettuata per successive approssimazioni a mezzo delle (130-VIII) e (139-VIII); i valori di $\Delta\alpha$, Δq ed r vengono ottenuti tramite le (138-VIII), (140-VIII) e (141-VIII) rispettivamente.

La conoscenza di questi parametri conduce infine alla determinazione dei carichi.

In particolare, l'equilibrio al rollio non risulta espresso dalla (57-XI), bensì, per la (130-VIII), dalla:

$$[(C_{\ell_{c\beta}})_0 + (C_{\ell_{cT\beta}})_0] \beta + (C_{\ell_{c\delta_a}})_0 \Delta\delta_a + (C_{\ell_{cp}})_0 \frac{p_{\max} b}{2 V_0} = 0 \quad (61-XI)$$

secondo la quale il momento di rollio di manovra è in parte equilibrato da quello smorzante ed in parte da quello relativo all'effetto diedro. La (61-XI), oltre a fornire un diverso valore di p_{\max} rispetto a quello deducibile dalla (57-XI), conduce ad una diversa distribuzione dei carichi aerodinamici dovuti alla presenza sia dell'effetto smorzante che di quello diedro, come si può facilmente dedurre, per quanto concerne l'ala, dal confronto della relazione (161-IV) con le (132-IV), (126-IV) e (131-IV).

Inoltre, gli effetti combinati delle coppie inerziali e di quelle aerodinamiche e propulsive, pur senza dar luogo ai fenomeni di divergenza al beccheggio o all'imbardata (8.4.6.), possono, per determinati accoppiamenti di velocità di rollio e velocità di volo, portare a condizioni di rollio stabilizzato caratterizzato da valori finiti ma elevati degli angoli di incidenza $\Delta\alpha$ e di derapata β .

Elevati valori di $\Delta\alpha$ alle alte velocità equivalenti possono dar luogo a carichi aerodinamici tali da sottoporre le strutture del velivolo a fattori di carico normale superiori a quelli consentiti dall'involuppo delle condizioni fondamentali (11.3.1.1.1.).

Alti valori di β possono condurre a condizioni di carico sulla deriva più gravose di quelle relative alle prescritte condizioni all'imbardata (11.3.2.2.).

Per tali ragioni i moderni Regolamenti prescrivono esplicitamente che tutte le strutture del velivolo devono resistere ai carichi derivanti dalle variazioni dell'incidenza e dell'angolo di derapata causati dalle manovre di rollio rapido in tutte le condizioni di volo previste (11.3.2.1.1.).

11.3.2.2. Condizioni di volo relative all'imbardata

Queste condizioni interessano particolarmente la robustezza della deriva e del timone di direzione oltre che quella della fusoliera nel piano orizzontale. La regolamentazione vigente impone l'esame di due condizioni di volo; una relativa alla brusca manovra del timone di direzione e l'altra, applicabile ai plurimotori, corrispondente all'avaria del motore critico.

11.3.2.2.1. Brusca manovra del timone di direzione

Viene ipotizzata una brusca manovra del timone di direzione fino al fondo corsa della trasmissione, purché compatibile col massimo sforzo di pilotaggio (300 lbs. sul pedale secondo le FAR 25).

Vengono prescritte come condizioni di volo pre-manovra quelle corrispondenti al volo simmetrico a fattore di carico normale unitario a tutte le velocità equivalenti V_e comprese entro prestabiliti limiti. Le FAR 25, ad esempio, assumono come limite inferiore la velocità minima di controllo V_{MC} e come limite superiore la velocità di manovra di progetto V_A (v. 10.2.1.).

Il carico di manovra, da ripartire sulla deriva e sul timone di direzione, risulta dato, in base alle (8-IV) e (107-IV), dalla:

$$L_{Vm} = \frac{1}{2} \rho_{a_0} S V_e^2 (C_{Y_{\delta_r}})_{\nabla} (\delta_r)_{\max} \quad (62-XI)$$

con $(C_{Y_{\delta_r}})_{\nabla}$ calcolabile, in mancanza di dati sperimentali, con la (151-IV).

Esso produce sulla massa W/g del velivolo (fig. 19-XI) una accelerazione baricentrica trasversale:

$$a_y = \frac{L_{Vm}}{W/g} \quad (63-XI)$$

una accelerazione di imbardata:

$$\dot{i} = - \frac{L_{Vm} l_{Vc}}{C} \quad (64-XI)$$

ed una di rollio:

$$\dot{p} = \frac{L_{Vm} h_{Vc}}{A} \quad (65-XI)$$

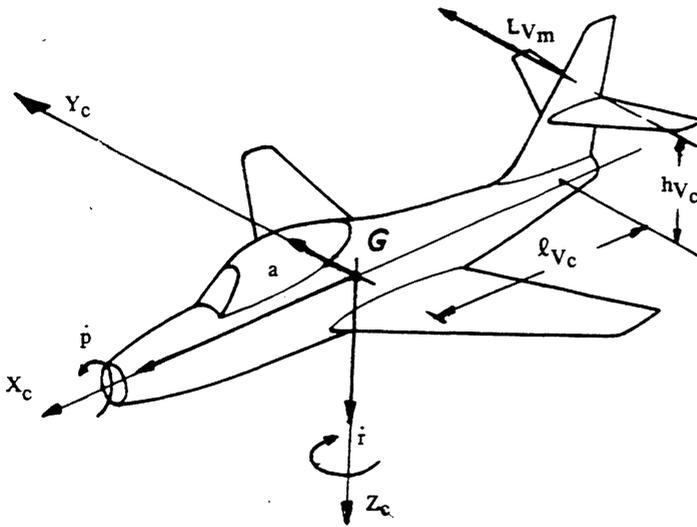


Fig. 19-XI

Conseguentemente ciascun elemento di massa $\Delta W/g$ del velivolo risulta sottoposto ai seguenti carichi inerziali:

$$-\frac{\Delta W}{g} a_y = -\frac{\Delta W}{W} L_{Vm} \quad (66-XI)$$

agente nella direzione di L_{Vm} ed avente verso opposto.

$$-\frac{\Delta W}{g} \dot{r} d_z = \frac{l_{Vc} d_z}{k_z^2} \frac{\Delta W}{W} L_{Vm} \quad (67-XI)$$

agente normalmente al piano determinato dal baricentro dell'elemento e dall'asse Z_c e con verso tale da dar luogo ad un momento di segno opposto a quello $L_{Vm} l_{Vc}$ del carico di manovra.

$$-\frac{\Delta W}{g} \dot{p} d_x = -\frac{h_{Vc} d_x}{k_x^2} \frac{\Delta W}{W} L_{Vm} \quad (68-XI)$$

diretto secondo la normale al piano contenente il baricentro dell'elemento e l'asse X_c ed avente verso tale da dar luogo ad un momento di segno opposto a quello $L_{Vm} h_{Vc}$ del carico di manovra.

Le distanze d_x e d_z del baricentro dell'elemento di massa dagli assi X_c e Z_c sono rispettivamente espresse dalla (55-XI) e dalla:

$$d_z = \sqrt{x^2 + y^2} \quad (69-XI)$$

La sommatoria delle azioni di massa espresse dalla (66-XI), estesa a tutto il velivolo, risulta uguale ed opposta al carico di manovra L_{Vm} :

$$-\Sigma \frac{\Delta W}{W} L_{Vm} = -L_{Vm} \quad (70-XI)$$

mentre le sommatorie dei momenti rispetto agli assi Z_c ed X_c delle azioni inerziali definite dalle (67-XI) e (68-XI), estese a tutto il velivolo, danno luogo rispettivamente a momenti uguali ed opposti a quelli $L_{Vm} \ell_{Vc}$ ed $L_{Vm} h_{Vc}$ del carico di manovra:

$$\Sigma \frac{\ell_V d_z}{k_z^2} \frac{\Delta W}{W} L_{Vm} = L_{Vm} \ell_{Vc} \quad (71-XI)$$

$$-\Sigma \frac{h_V d_x}{k_x^2} \frac{\Delta W}{W} L_{Vm} = -L_{Vm} h_{Vc} \quad (72-XI)$$

11.3.2.2.2. Avaria motore critico

Si ipotizza che la potenza erogata da uno dei motori più lontani dal baricentro del velivolo (motore critico) venga improvvisamente a mancare mentre il motore simmetrico e gli eventuali altri sviluppano la massima spinta compatibile con la velocità e la quota di volo. Il velivolo viene supposto inizialmente in volo simmetrico a fattore di carico normale unitario.

E' richiesta la possibilità di controllare il volo del velivolo, a mezzo di opportuna azione correttiva da parte del pilota, a tutte le velocità comprese tra la minima di controllo V_{MC} e la massima di progetto in picchiata V_D .

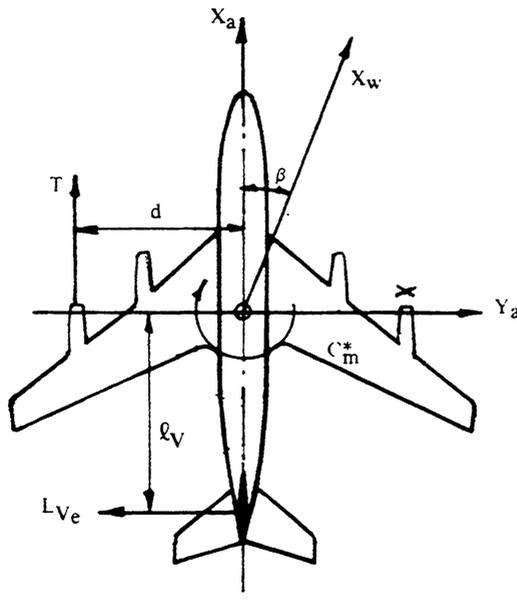


Fig. 20-XI

A regime, il momento Td esercitato dal motore simmetrico a quello in avaria (fig. 20-XI) viene equilibrato da un momento di imbardata di natura aerodinamica esprimibile in termini di coefficiente a mezzo della:

$$C_n^* = \frac{2 Td}{\rho_{a_0} S V_e^2 b} \quad (73-XI)$$

Ciò comporta non solo un impegno δ_r del timone di direzione necessario per ottenere il carico di equilibrio L_{V_e} sulla deriva, bensì anche un impegno δ_a degli alettoni occorrente per equilibrare il momento di rollio prodotto dal detto carico di equilibrio. La condizione di equilibrio alla traslazione di quest'ultimo comporta inoltre il volo ad un certo angolo di derapata β .

La determinazione di β , δ_a e δ_r può essere effettuata avvalendosi delle equazioni approssimate del volo asimmetrico stabilizzato orizzontale (13-VIII) assumendo $r=0$ ed aggiungendo a primo membro della equazione di equilibrio all'imbardata il coefficiente di momento espresso dalla (73-XI) ed assunto positivo per avaria del motore critico destro:

$$\begin{cases} C_L \operatorname{tg} \Phi + C_{Y\beta} \beta + C_{Y\delta_a} \delta_a + C_{Y\delta_r} \delta_r = 0 \\ (C_{l\beta} + C_{lT\beta}) \beta + C_{l\delta_a} \delta_a + C_{l\delta_r} \delta_r = 0 \\ (C_{n\beta} + C_{nT\beta}) \beta + C_{n\delta_a} \delta_a + C_{n\delta_r} \delta_r + C_n^* = 0 \end{cases} \quad (74-XI)$$

L'angolo di rollio massimo consentito Φ viene stabilito dai Regolamenti (in genere non superiore a 5°).

La conoscenza di β e δ_r porta alla determinazione del carico di equilibrio sul piano verticale di coda L_{Ve} esprimibile tramite la:

$$L_{Ve} = \frac{1}{2} \rho_{a_0} S V_e^2 [(C_{Y\beta})_V \beta + (C_{Y\delta_r})_V \delta_r] \quad (75-XI)$$

con $(C_{Y\beta})_V$ e $(C_{Y\delta_r})_V$ calcolabili, in virtù delle (138-IV) e (151-IV), a mezzo delle:

$$(C_{Y\beta})_V = -\eta_V \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \frac{S_V}{S} (C_{La})_{V(WBH)} \quad (76-XI)$$

$$(C_{Y\delta_r})_V = \eta_V \frac{S_V}{S} \left(\frac{d\alpha}{d\delta_r} \right)_V (C_{La})_{V(WBH)} \quad (77-XI)$$

La diversa distribuzione secondo le corde delle aliquote di carico dovute all'angolo di derapata β ed all'escursione δ_r del timone di direzione comporta una diversa ripartizione di tali aliquote sulla deriva e sul timone di direzione. In particolare il carico dovuto all'angolo di derapata agisce prevalentemente sulla deriva mentre quello relativo alla deflessione del timone di direzione sollecita particolarmente quest'ultimo.

Per calcoli di primissima approssimazione il carico di equilibrio L_{Ve} può essere valutato a mezzo della:

$$L_{Ve} \cong \frac{Td}{\ell_V} \quad (78-XI)$$

ed assumere conservativamente, per la verifica della deriva, la distribuzione relativa all'angolo di derapata e, per la verifica del timone di direzione, la distribuzione dovuta a quest'ultimo.

Capitolo dodicesimo

CARICHI IN TURBOLENZA ATMOSFERICA

12.1. Generalità

I movimenti dell'atmosfera sono costituiti da moti su larga scala, interessanti cioè grandi masse d'aria (venti), ai quali si sovrappongono, a causa dell'instabilità dei moti laminari, movimenti su più piccola scala (turbolenza) caratterizzati da fluttuazioni della velocità dell'aria (raffiche) rispetto al valore medio.

Le raffiche modificano in modo più o meno intenso e brusco i valori della velocità relativa e degli angoli di incidenza e di derapata dando luogo a sollecitazioni a carattere dinamico derivanti dalle corrispondenti variazioni di portanza.

Tali sollecitazioni, a differenza di quelle dovute alla manovra, non derivano da un'azione volontaria esercitata dal pilota bensì da una situazione esterna che il pilota può solo in parte — e non sempre — evitare operando sulla quota di volo o effettuando opportuni dirottamenti.

Gli effetti delle raffiche parallele alla traiettoria di volo sono in genere modesti a causa del basso valore del rapporto fra la loro velocità e quella del velivolo; di contro sono le raffiche normali alla traiettoria che, dando luogo a variazioni degli angoli di incidenza e di derapata, producono notevoli variazioni della portanza in atto. Risulta quindi di rilevante interesse lo studio della turbolenza laterale e, in particolare, quello della turbolenza verticale.

La maggior parte dei dati sperimentali sulla turbolenza atmosferica deriva da misurazioni indirette ottenute attraverso il rilievo del fattore di carico normale di velivoli in volo in servizio operativo mentre solo una parte relativamente modesta è dovuta a misurazioni dirette, in prevalenza a quote inferiori ai 1000 ft, effettuate a mezzo di palloni frenati o di veli-

voli in voli sperimentali. Il confronto tra misurazioni dirette ed indirette è perciò possibile solo per la turbolenza verticale e viene quindi esteso anche all'altra forma di turbolenza laterale, quella orizzontale.

Per molti anni le condizioni di carico di progetto in turbolenza atmosferica sono state definite prendendo in esame gli effetti derivanti da una raffica discreta isolata di assegnata intensità. Tale ipotesi, adeguata per velivoli relativamente rigidi e caratterizzati da velocità di volo piuttosto basse, non copre completamente tutte le possibili condizioni di carico in turbolenza dei moderni velivoli da trasporto civili e militari la cui evoluzione ha portato a notevoli incrementi delle dimensioni (con conseguente aumento dell'elasticità delle strutture) e delle velocità di volo.

Ciò ha reso necessario introdurre un più moderno criterio basato sulla turbolenza continua da adottare unitamente a quello classico della raffica discreta. Il nuovo criterio, fisicamente più realistico, assume un modello di turbolenza caratterizzato da fluttuazioni di velocità variabili con continuità in ogni punto, descrivibile sulla base di proprietà statistiche.

12.2. Proprietà statistiche della turbolenza atmosferica

La turbolenza atmosferica, così come ogni altra forma di turbolenza, è prodotta da cause così numerose e diverse da rendere impossibile la determinazione dell'influenza di ciascuna di esse sul moto dell'aria; quest'ultimo può essere analizzato globalmente solo attraverso l'esame di taluni valori medi locali (proprietà statistiche).

Rilievi sperimentali intesi alla determinazione diretta delle proprietà statistiche della turbolenza atmosferica — effettuati prevalentemente in condizioni di aria chiara a quote inferiori ai 1000 ft. — hanno evidenziato l'esistenza di campi di turbolenza omogenei ed isotropi caratterizzati, cioè, da proprietà statistiche costanti ed indipendenti dalle direzioni secondo cui vengono misurate.

Lo studio dei campi di turbolenza viene condotto assumendo, oltre alle ipotesi di omogeneità ed isotropia, quella di Taylor secondo la quale le variazioni delle velocità di turbolenza col tempo risultano equivalenti a quelle con la distanza nell'attraversare la zona. La configurazione del

campo turbolento associato ad una certa zona di turbolenza viene quindi assunta congelata nel tempo e nello spazio e riferita ad una terna ortogonale (OXYZ) avente l'asse longitudinale orientato nella direzione della corrente principale di velocità U (che si assume orizzontale) e l'asse OZ verticale.

Le componenti u, v, w secondo tali assi delle fluttuazioni di velocità rispetto al valore medio U sono da considerare funzioni casuali di x, y, z . Come tali ciascuna di esse è rappresentabile a mezzo di un integrale di Fourier ed è caratterizzata da uno scarto quadratico medio σ e da uno spettro di potenza $\Phi(\Omega)$ denominati anche intensità e densità di energia della turbolenza rispettivamente.

12.2.1. Campi di turbolenza monodimensionali

In conseguenza delle proprietà di omogeneità ed isotropia ciascuna zona di turbolenza è definita da due soli valori dello scarto quadratico medio:

$$\sigma_u = \sqrt{\overline{u^2}} \quad \sigma_v = \sqrt{\overline{v^2}} = \sigma_w = \sqrt{\overline{w^2}} \quad (1\text{-XII})$$

e dello spettro di potenza:

$$\Phi_u(\Omega) \quad \Phi_v(\Omega) = \Phi_w(\Omega) \quad (2\text{-XII})$$

Per la valutazione dei carichi dovuti alle raffiche è generalmente sufficiente riferirsi a campi di turbolenza monodimensionali, caratterizzati cioè da fluttuazioni di velocità agenti secondo una sola delle direzioni precedentemente definite. Tale impostazione porta ad esaminare separatamente gli effetti della turbolenza su ciascuna delle componenti di velocità u, v, w . In particolare le fluttuazioni di velocità longitudinali – vale a dire, in accordo con l'ipotesi di Taylor, quelle agenti nella direzione della velocità di volo – modificano il valore scalare della velocità relativa e quindi, come è stato detto, inducono sollecitazioni di modesta entità. Viceversa le fluttuazioni di velocità laterali, agendo in direzione normale alla linea di volo, modificano la direzione della velocità relativa

col conseguente insorgere di rilevanti sollecitazioni. Ne consegue che dei due campi di turbolenza sopra definiti, quello di maggior rilievo è il campo laterale caratterizzato da σ_w e $\Phi_w(\Omega)$ per quanto concerne le sollecitazioni sulla cellula (raffiche verticali) e da σ_v e $\Phi_v(\Omega)$ per le sollecitazioni sulla deriva (raffiche orizzontali).

12.2.1.1. Intensità e densità di energia

Le intensità di turbolenza (s.q.m.) longitudinale σ_u e laterale σ_w forniscono le corrispondenti componenti dell'energia totale specifica (per unità di massa d'aria):

$$\sigma_u^2/2 \qquad \qquad \qquad \sigma_w^2/2 \qquad \qquad (3\text{-XII})$$

mentre le rispettive densità di energia (spettri di potenza) ne definiscono le distribuzioni:

$$\frac{1}{2} \sigma_u^2 = \int_0^{\infty} \Phi_u(\Omega) d\Omega \qquad \frac{1}{2} \sigma_w^2 = \int_0^{\infty} \Phi_w(\Omega) d\Omega \qquad (4\text{-XII})$$

in funzione della frequenza spaziale (denominata anche numero d'onda):

$$\Omega = 2\pi/\lambda \qquad \qquad \qquad (5\text{-XII})$$

Le (4-XII) possono essere scritte nella più conveniente forma:

$$\frac{1}{2} \sigma_u^2 = \int_{-\infty}^{\infty} \Omega \Phi_u(\Omega) d(\log \Omega) \qquad \frac{1}{2} \sigma_w^2 = \int_{-\infty}^{+\infty} \Omega \Phi_w(\Omega) d(\log \Omega) \qquad (6\text{-XII})$$

che conducono a diagrammi del tipo di quello riportato in fig. 1-XII. L'area racchiusa fra la curva rappresentativa della funzione $\Omega \Phi_w(\Omega)$ e l'asse delle ascisse $\log \Omega$ è uguale alla componente laterale dell'energia totale specifica mentre l'area della striscia delimitata dalle ascisse corrispondenti a prestabiliti valori Ω_1 ed Ω_2 fornisce il contributo a detta

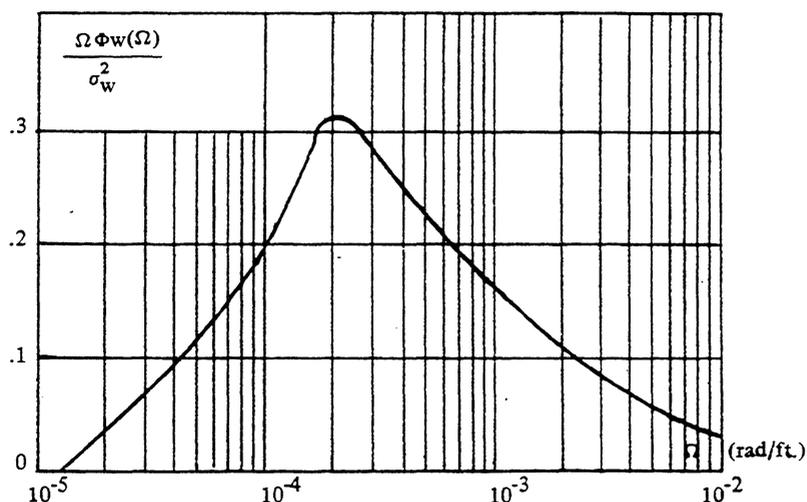


Fig. 1-XII

energia delle componenti spettrali relative alle lunghezze d'onda comprese tra λ_1 e λ_2 .

La scala delle fluttuazioni che interessano la turbolenza atmosferica copre un campo di lunghezze d'onda variabili tra l'ordine dei centimetri e quello dei chilometri. La distribuzione dell'energia specifica della turbolenza è caratterizzata da tre distinte zone con caratteristiche proprie: quella corrispondente ai più bassi valori di Ω (e quindi alle più elevate lunghezze d'onda) è caratterizzata dalla massima immissione di energia; ad essa segue il cosiddetto campo inerziale, relativo a lunghezze d'onda intermedie e caratterizzato da uno scambio di energia relativamente modesto. Segue quindi il campo viscoso, corrispondente a lunghezze d'onda al di sotto del centimetro (e quindi altissimi valori di Ω) e caratterizzato dalla conversione di energia turbolenta in calore. L'aliquota di energia relativa a questo campo è così modesta da essere generalmente trascurata.

La determinazione sperimentale degli spettri di potenza longitudinale $\Phi_u(\Omega)$ e laterale $\Phi_w(\Omega)$ ottenuta direttamente attraverso il rilievo delle funzioni $u(x)$ e $w(x)$ è in genere poco accurata. E' preferibile avvalersi invece delle due funzioni di correlazione longitudinale e laterale (relative alle velocità di turbolenza nei punti di ascissa x ed

$x + r$):

$$F_u(r) = \lim_{\ell \rightarrow \infty} \frac{\overline{u(x) \cdot u(x+r)}}{\overline{u^2}} \quad (7-XII)$$

$$F_w(r) = \lim_{\ell \rightarrow \infty} \frac{\overline{w(x) \cdot w(x+r)}}{\overline{w^2}}$$

esprimibili in funzione dei rispettivi spettri a mezzo delle:

$$\sigma_u^2 F_u(r) = 2 \int_0^\infty \Phi_u(\Omega) \cos \Omega r \, d\Omega \quad (8-XII)$$

$$\sigma_w^2 F_w(r) = 2 \int_0^\infty \Phi_w(\Omega) \cos \Omega r \, d\Omega$$

e le cui relazioni inverse risultano date dalle:

$$\Phi_u(\Omega) = \frac{\sigma_u^2}{\pi} \int_0^\infty F_u(r) \cos \Omega r \, dr \quad (9-XII)$$

$$\Phi_w(\Omega) = \frac{\sigma_w^2}{\pi} \int_0^\infty F_w(r) \cos \Omega r \, dr$$

Le proprietà espresse dalle (9-XII), proprie delle trasformate di Fourier, portano ad una più accurata determinazione degli spettri di potenza una volta calcolate le funzioni di correlazione a mezzo delle (7-XII) sulla base dei valori sperimentali di $u(x)$ e $w(x)$.

L'equazione di continuità conduce alla seguente utile relazione fra le funzioni di correlazione longitudinale e laterale:

$$F_w(r) = F_u(r) + \frac{r}{2} \frac{d}{dr} F_u(r) \quad (10-XII)$$

valida per fluidi incompressibili.

12.2.1.2. Scala di turbolenza

Le componenti dell'energia specifica di turbolenza (4-XII) e le relative densità di energia (9-XII) non definiscono univocamente le proprietà statistiche di un campo di turbolenza, occorre ancora determinare la scala di turbolenza L . Molteplici sono i criteri che potrebbero essere seguiti per definire tale scala (lunghezza d'onda corrispondente al massimo valore di $\Omega \Phi(\Omega)$ o che suddivide lo spettro di potenza in due zone di uguale contributo all'energia specifica totale. La seguente definizione:

$$L = \lim_{\ell \rightarrow \infty} \int_{-\ell}^{+\ell} F_w(r) dr = 2 \int_0^{\infty} F_w(r) dr \quad (11-XII)$$

– generalmente adottata – corrisponde al cosiddetto percorso di mescolamento (la funzione di correlazione $F_w(r)$ è relativa alle componenti di velocità normali alle linee di corrente del moto medio).

La (11-XII), in virtù della (10-XII), può anche essere espressa a mezzo della:

$$L = \int_0^{\infty} F_u(r) dr \quad (12-XII)$$

Rilievi sperimentali eseguiti per la maggior parte a quote inferiori ai 1000 ft. – corrispondenti all'incirca all'altezza dello strato limite della Terra per aria instabile – hanno evidenziato che la scala di turbolenza è proporzionale alla quota su terreni piani e risulta alquanto maggiore su terreni collinosi. Non si dispone invece di sufficienti rilievi a quote superiori allo strato limite della Terra. A tali quote la turbolenza è per la maggior parte di tipo convettivo; è stato perciò ipotizzato che l'estensione dell'area interessata all'attività di turbolenza, se rilevante rispetto alla scala di turbolenza, cresca con la quota in ragione inversa alla densità dell'aria. Per tale ragione è stato suggerito di assumere empiricamente:

$$L = \begin{cases} h \\ 1000 \rho_{a_0} / \rho \end{cases} \quad \text{per } h \begin{cases} \leq 1000 \text{ ft} \\ > 1000 \text{ ft} \end{cases} \quad (13-XII)$$

12.2.1.3. Modelli matematici di densità di energia

Fra i modelli matematici proposti per la distribuzione di energia della turbolenza alle varie lunghezze d'onda sono da menzionare, per la loro buona rispondenza alle registrazioni effettuate in volo, quelli di Dryden e di Von Karman raccomandati rispettivamente dalla NACA nel 1956 e dalla NASA nel 1964.

Le espressioni delle densità di energia longitudinale e laterale elaborate da Dryden sono:

$$\Phi_u(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{L}{\pi} \frac{1}{1 + (\Omega L)^2} \quad (14-XII)$$

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L}{2\pi} \frac{1 + 3(\Omega L)^2}{[1 + (\Omega L)^2]^2} \quad (15-XII)$$

cui sono associati i seguenti valori della scala di turbolenza:

a) turbolenza in aria chiara a bassa quota ($h < 1750$ ft.)

$$L = \begin{cases} h \\ 145 h^{1/3} \end{cases} \text{ per } \begin{cases} \Phi_w \\ \Phi_u \text{ e } \Phi_v \end{cases} \quad (16-XII)$$

b) turbolenza in aria chiara in quota ($h \geq 1750$ ft.) e turbolenza severa

$$L = 1750 \text{ ft} \quad (17-XII)$$

Gli spettri di potenza proposti da Von Karman sono:

$$\Phi_u(\Omega) = \sigma_u^2 \frac{L}{\pi} \frac{1}{[1 + (1,339 \Omega L)^2]^{5/6}} \quad (18-XII)$$

$$\Phi_w(\Omega) = \sigma_w^2 \frac{L}{2\pi} \frac{1 + \frac{8}{3} (1,339 \Omega L)^2}{[1 + (1,339 \Omega L)^2]^{11/6}} \quad (19-XII)$$

cui corrispondono i valori seguenti per la scala di turbolenza:

a) turbolenza in aria chiara a bassa quota ($h < 2500$ ft)

$$L = \begin{cases} h \\ 184 h^{1/3} \end{cases} \quad \text{per} \quad \begin{cases} \Phi_w \\ \Phi_u \text{ e } \Phi_v \end{cases} \quad (20\text{-XII})$$

b) turbolenza in aria chiara in quota ($h \geq 2500$ ft) e turbolenza severa

$$L = 2500 \text{ ft} \quad (21\text{-XII})$$

In figura 2-XII sono confrontati gli spettri di potenza verticali Φ_w forniti dalle (15-XII) e (19-XII) rispettivamente; da essa risulta che i due spettri non presentano notevoli differenze ai bassi Ω ma differiscono sostanzialmente agli alti valori di Ω corrispondenti al campo inerziale. In

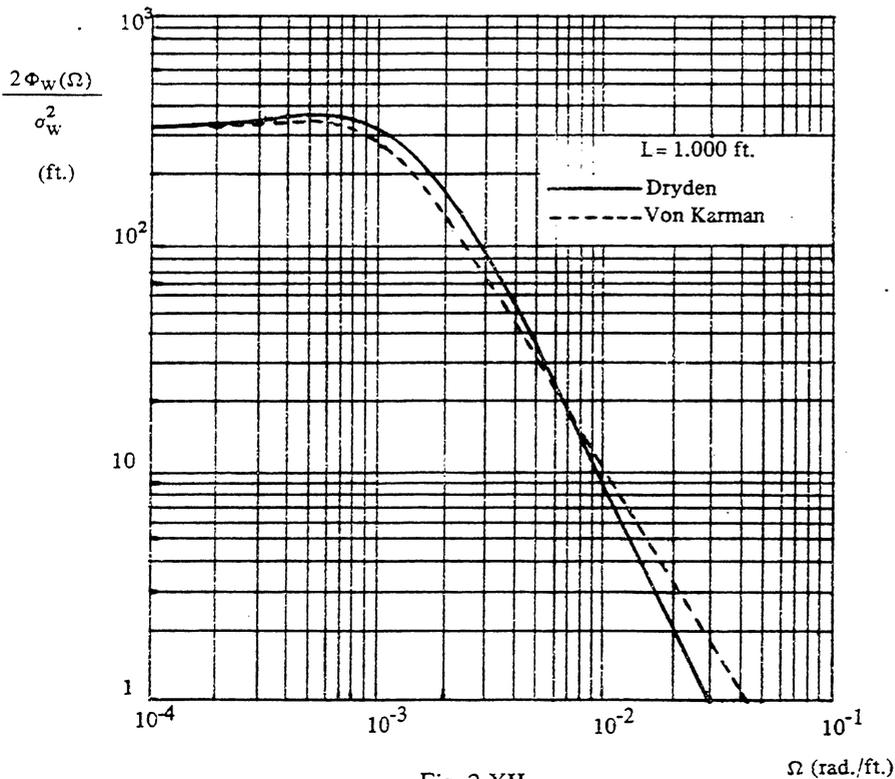


Fig. 2-XII

tale campo le (15-XII) e (19-XII) possono essere approssimate con le più semplici espressioni:

$$\Phi_w(\Omega) = 0,4777 (\sigma_w/L)^2 \Omega^{-2} \quad (22-XII)$$

$$\Phi_w(\Omega) = 0,2610 (\sigma_w/L^{1/3})^2 \Omega^{-5/3} \quad (23-XII)$$

ottenute trascurando, a numeratore ed a denominatore delle (15-XII) e (19-XII), l'unità rispetto ai termini in ΩL .

Il campo inerziale è caratterizzato da un trasferimento dell'energia verso le più alte frequenze a causa della tendenza, propria delle fluttuazioni di velocità a più elevata lunghezza d'onda, a degenerare in altre a più bassa lunghezza d'onda. Indagini teoriche portano ad una legge di variazione dello spettro di potenza Φ_w con la frequenza secondo la potenza $-5/3$ di quest'ultima in accordo con la (23-XII). La maggior parte dei dati sperimentali disponibili confermano questa previsione teorica. Per tale ragione il modello matematico proposto da Von Karman, sebbene più complesso di quello elaborato da Dryden, viene richiesto dalla maggior parte delle specifiche sia militari che civili, specialmente per quanto concerne la determinazione dei carichi da raffica.

12.2.2. Campi di turbolenza bidimensionali

Viene generalmente accettata l'ipotesi che, in conseguenza delle piccole dimensioni dei velivoli rispetto alla scala di turbolenza, le fluttuazioni di velocità verticale in punti simmetrici del velivolo in raffica siano uguali: ciò conduce ad assumere gli effetti della turbolenza verticale indipendenti da quella orizzontale. In tali casi, come si è detto, risulta lecito riferirsi a modelli di turbolenza verticale monodimensionali, quali quelli illustrati nel precedente paragrafo.

Quando le citate ipotesi non risultano soddisfatte occorre far riferimento a campi di turbolenza laterali bidimensionali (figura 3-XII).

E' da sottolineare che la turbolenza è un fenomeno tridimensionale e che la conoscenza delle sue proprietà statistiche in termini di componen-

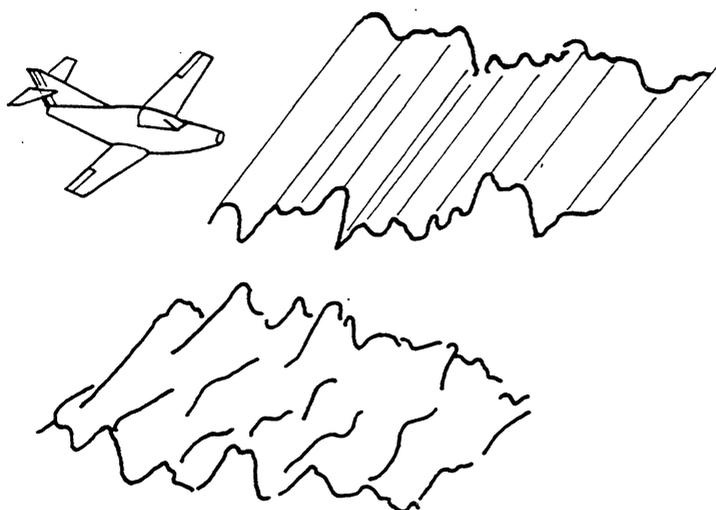


Fig. 3-XII

ti deriva semplicemente dalla limitata capacità degli strumenti di registrazione di effettuare misure solo in determinate direzioni.

Nel caso generale quindi la frequenza spaziale Ω è da riguardare come il modulo di un vettore $\underline{\Omega}$ compunque diretto nello spazio ed avente quindi componenti Ω_x , Ω_y , Ω_z sulla terna di riferimento prescelta in genere diverse da zero:

$$\Omega = \sqrt{\Omega_x^2 + \Omega_y^2 + \Omega_z^2} \quad (24-XII)$$

I due spettri di potenza longitudinale e laterale risultano quindi essere funzioni di tali componenti. Essi possono essere espressi da relazioni del tipo:

$$\Phi_u(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) = \frac{E(\Omega)}{4\pi\Omega^4} (\Omega_y^2 + \Omega_z^2) \quad (25-XII)$$

$$\Phi_w(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) = \frac{E(\Omega)}{4\pi\Omega^4} (\Omega_x^2 + \Omega_y^2) \quad (26-XII)$$

essendo $E(\Omega)$ il cosiddetto spettro di energia dell'atmosfera.

12.2.2.1. Intensità e densità di energia

Nota l'espressione analitica dello spettro di energia, la (26-XII) conduce alla determinazione dello spettro di potenza verticale per turbolenza bidimensionale in base alla:

$$\Phi_w(\Omega_x, \Omega_y) = \int_{-\infty}^{+\infty} \Phi_w(\Omega_x, \Omega_y, \Omega_z) d\Omega_z \quad (27-XII)$$

ed alla corrispondente intensità σ_w tramite la:

$$\sigma_w^2 = \iint_{-\infty}^{+\infty} \Phi_w(\Omega_x, \Omega_y) d\Omega_x d\Omega_y \quad (28-XII)$$

12.2.2.2. Modelli matematici di densità di energia

Le espressioni analitiche di $\Phi_w(\Omega_x, \Omega_y)$ elaborate da Dryden e da Von Karman sono rispettivamente:

$$\Phi_w(\Omega_x, \Omega_y) = \frac{3}{4} \sigma_w^2 \frac{L^2}{\pi} \frac{L^2(\Omega_x^2 + \Omega_y^2)}{[1 + L^2(\Omega_x^2 + \Omega_y^2)]^{5/2}} \quad (29-XII)$$

$$\Phi_w(\Omega_x, \Omega_y) = \frac{4}{9} \sigma_w^2 \frac{(1,339L)^2}{\pi} \frac{(1,339L)^2(\Omega_x^2 + \Omega_y^2)}{[1 + (1,339L)^2(\Omega_x^2 + \Omega_y^2)]^{7/3}} \quad (30-XII)$$

12.2.3. Distribuzione delle velocità di turbolenza

Un altro importante parametro la cui conoscenza è indispensabile per la valutazione dei carichi è la distribuzione statistica delle componenti laterali della velocità di turbolenza lungo la direzione della corrente principale U .

E' stato dimostrato (Rice) che il numero di volte N_w che, nel tempo unitario, un velivolo in volo alla velocità V incontra velocità laterali di turbolenza superiori ad un assegnato valore w varia secondo una distribuzione normale con deviazione standard uguale all'intensità σ_w della turbolenza e valore medio nullo:

$$N_w = N_{w_0} e^{-\frac{w^2}{2\sigma_w^2}} \quad (31-XII)$$

essendo N_{w_0} il numero di volte secondo cui vengono incontrate nell'unità di tempo velocità di turbolenza superiori a zero (cioè qualsiasi valore positivo):

$$N_{w_0} = \frac{V}{\sigma_w \pi \sqrt{2}} \left[\int_0^{\infty} \Omega^2 \Phi_w(\Omega) d\Omega \right]^{1/2} \quad (32-XII)$$

12.2.3.1. Condizioni specifiche di turbolenza registrate in voli sperimentali

Registrazioni effettuate in voli sperimentali in presenza di specifiche condizioni di turbolenza (in aria chiara, in presenza di formazioni cumuliformi ed in tempeste) hanno evidenziato che la frequenza cumulativa N_w secondo cui si presentano raffiche di intensità superiori od uguali a w varia con una legge più prossima a quella esponenziale:

$$N_w = N_{w_0} e^{-w/\Delta w_1} \quad (33-XII)$$

che non quella normale (31-XII).

Tale distribuzione, per $w > 0$, è rappresentata in coordinate: $\log N_w$, w da una retta con ordinata all'origine uguale a $\log N_{w_0}$ e coefficiente angolare $-1/\Delta w_1$. La figura 4-XII illustra la distribuzione totale, costituita sia da raffiche ascendenti ($w > 0$) che da raffiche discendenti ($w < 0$).

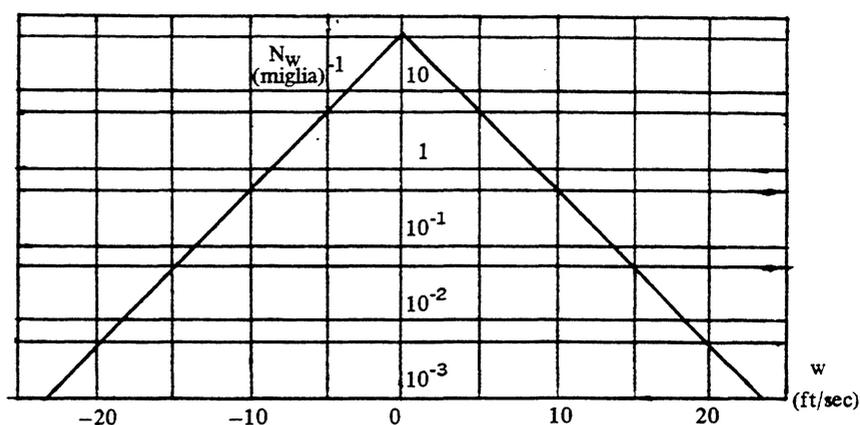


Fig. 4-XII

I valori del parametro:

$$\Delta w_1 = K_w \sigma_w \quad (34-XII)$$

relativi a turbolenza in aria chiara ed in presenza di cumuli sono dello stesso ordine di grandezza (3 ÷ 4) mentre quelli relativi a condizioni di turbolenza severa sono di diverso ordine di grandezza (6 ÷ 12) e presentano una più sensibile variazione con la quota.

12.2.3.2. Condizioni di turbolenza registrate su velivoli in servizio operativo

Le condizioni di turbolenza atmosferica registrate su velivoli in servizio operativo differiscono sensibilmente da quelle relative all'atmosfera reale a causa dei seguenti motivi: I voli a bassa quota vengono effettuati prevalentemente in prossimità degli aeroporti; da questi hanno inizio e su di essi terminano le fasi di salita e discesa che, a differenza del volo in crociera, non vengono sensibilmente modificate dall'eventuale presenza di turbolenza. La densità del traffico aereo dipende inoltre dall'ora del

giorno, dalla stagione nonché dall'importanza e dalla posizione geografica dell'aeroporto e dalle relative limitazioni operative.

Le proprietà statistiche rilevate nel corso di voli operativi definiscono la cosiddetta atmosfera apparente, diversa da quella reale, ma ben più idonea di quest'ultima a fornire informazioni probabilistiche affidabili per la valutazione dei carichi in turbolenza atmosferica. In particolare l'atmosfera apparente si manifesta con una distribuzione cumulativa di raffiche verticali per unità di percorso esprimibile con buona approssimazione dalla somma di due distinte distribuzioni in condizioni di turbolenza normale (indice n) e di turbolenza severa (indice s) entrambe variabili con leggi esponenziali:

$$N_w = N_{w_0} [p_n e^{-w/(\Delta w_1)_n} + p_s e^{-w/(\Delta w_1)_s}] \quad (35-XII)$$

dove:

p_n e p_s denotano le porzioni di tempo in presenza di turbolenza normale e severa rispettivamente mentre $(\Delta w_1)_s$ e $(\Delta w_1)_n$ sono parametri proporzionali all'intensità della turbolenza:

$$(\Delta w_1)_n = (K_w)_n \sigma_w \quad (\Delta w_1)_s = (K_w)_s \sigma_w \quad (36-XII)$$

I valori sperimentali dei parametri p e Δw_1 che definiscono le condizioni ambientali di turbolenza sono riportati, insieme alle rispettive scale di turbolenza, in Tav. 12-1 in funzione del segmento di volo (salita, crociera, discesa) e della quota di volo.

Questo notevole risultato sperimentale è illustrato, a titolo di esempio, nella figura 5-XII che si riferisce alla distribuzione cumulativa di raffiche ascendenti per miglio statutario riscontrata da Bullen nel corso di 19.000 ore di volo effettuate su nove diversi velivoli a quote medie di volo variabili fra i 1.600 ft ed i 33.800 ft. Da tale figura risulta che la quasi totalità (98,4%) di tutte le raffiche proviene dalla distribuzione meno severa ma che le raffiche aventi velocità superiori od uguali a 40 ft/sec sono invece prevalentemente (circa il 95%) originate dalla distribuzione più severa. Come verrà chiarito in seguito sono proprio queste ultime che, benché più rare, maggiormente influenzano la determinazione dei carichi di progetto in turbolenza.

Tav. 12-1. Valutazione della frequenza di evenienza della turbolenza laterale [relazione (35-XII)].

Valori dei parametri di campo

Segmento di missione	Intervallo di quota (ft.)	Direzione	Turbolenza normale		Turbolenza severa		Scala di turbolenza L (ft.)
			P_n	$(\Delta w_1)_n$	P_s	$(\Delta w_1)_s$	
Attesa	0-1.000	verticale	1,0	2,7	10^{-5}	10,65	500
Attesa	0-1.000	orizzontale	1,0	3,1	10^{-5}	14,06	500
Salita, crociera, discesa	0-1.000	vert. ed orizz.	1,0	2,51	0,005	5,04	500
Salita, crociera, discesa	1.000-2.500	vert. ed orizz.	0,42	3,02	0,0033	5,94	1.750
Salita, crociera, discesa	2.500-5.000	vert. ed orizz.	0,30	3,42	0,0020	8,17	2.500
Salita, crociera, discesa	5.000-10.000	vert. ed orizz.	0,15	3,59	0,00095	9,22	2.500
Salita, crociera, discesa	10.000-20.000	vert. ed orizz.	0,062	3,27	0,00028	10,52	2.500
Salita, crociera, discesa	20.000-30.000	vert. ed orizz.	0,025	3,15	0,00011	11,88	2.500
Salita, crociera, discesa	30.000-40.000	vert. ed orizz.	0,011	2,93	0,000095	9,84	2.500
Salita, crociera, discesa	40.000-50.000	vert. ed orizz.	0,0046	3,28	0,000115	8,81	2.500
Salita, crociera, discesa	50.000-60.000	vert. ed orizz.	0,002	3,82	0,000078	7,04	2.500
Salita, crociera, discesa	60.000-70.000	vert. ed orizz.	0,00088	2,93	0,000057	4,33	2.500

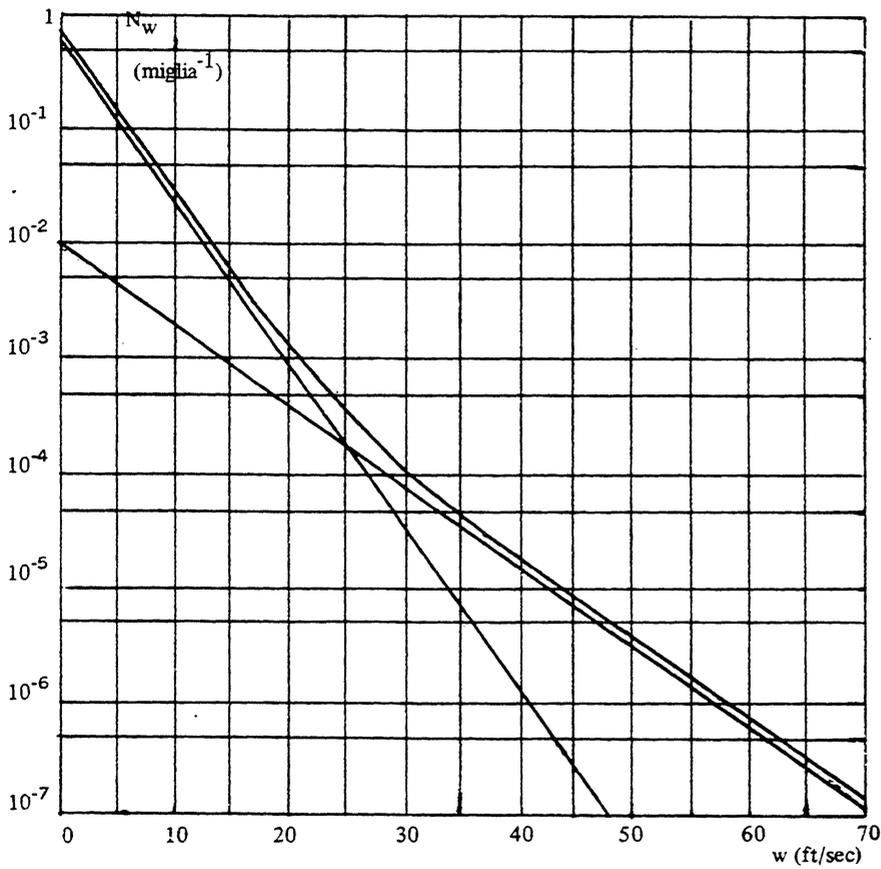


Fig. 5-XII

12.3. Analisi dei carichi secondo la teoria della turbolenza continua

I primi criteri per la determinazione dei carichi in raffica basati sul concetto di turbolenza continua furono elaborati nel 1964 in seguito alla perdita della deriva di un bombardiere B-52 in condizioni di severa turbolenza. Quest'incidente pose in luce l'inadeguatezza del criterio classico della raffica discreta per i moderni velivoli caratterizzati da strutture molto elastiche e velocità di volo elevate. Successivamente (1966) fu

messa a punto una procedura di calcolo basata su uno studio della Lockheed promosso dalla Federal Aviation Agency.

12.3.1. Risposta del velivolo

La turbolenza continua viene descritta statisticamente a mezzo dell'intensità σ_w , della densità di energia $\Phi_w(\Omega)$ e della frequenza cumulativa N_w ; la risposta del velivolo alla sua azione risulta quindi descritta statisticamente in termini di intensità σ_y , di densità di energia $\Phi_y(\Omega)$ e di frequenza cumulativa N_y della risposta.

12.3.1.1. Risposta di un qualsiasi parametro di carico

In generale interessa conoscere la risposta in termini di parametro di carico y quale, ad esempio, il momento flettente in una particolare sezione dell'ala, della fusoliera, della deriva o dello stabilizzatore.

Nel campo di validità delle ipotesi che conducono alla linearizzazione delle equazioni del moto del velivolo risulta:

$$\text{con: } \sigma_y^2 = 2 \int_0^{\infty} \Phi_y(\Omega) d\Omega \quad (37\text{-XII})$$

$$\Phi_y(\Omega) = |G_y(i\Omega)|^2 \Phi_w(\Omega) \quad (38\text{-XII})$$

essendo $|G_y(i\Omega)|$ il rapporto di ampiezze della funzione di trasferimento del velivolo ad una raffica laterale sinusoidale di frequenza Ω . Per la sua determinazione si rimanda a quanto esposto nel volume II.

Il numero di cicli cumulativi che nell'unità di tempo uguagliano o superano il parametro di carico y varia con la stessa legge statistica con cui varia la componente laterale della velocità di turbolenza w :

$$N_y = N_{y_0} e^{-y^2/2\sigma_y^2} \quad (39\text{-XII})$$

$$N_y = N_{y_0} e^{-y/K_w \sigma_y} \quad (40\text{-XII})$$

rispettivamente per distribuzione di w di tipo normale (31-XII) ed esponenziale (33-XII).

L'espressione di N_{y_0} è data, in base alla (32-XII), dalla:

$$N_{y_0} = \frac{V}{\sigma_y \pi \sqrt{2}} \left[\int_0^\infty \Omega^2 \Phi_y(\Omega) d\Omega \right]^{1/2} \quad (41-XII)$$

La (37-XII), in virtù della (38-XII), conduce alla seguente espressione del rapporto:

$$r_y = \sigma_y / \sigma_w \quad (42-XII)$$

fra le intensità (s.q.m.) del parametro di risposta e della turbolenza laterale:

$$r_y = \sqrt{2} \left[\int_0^\infty |G_y(i\Omega)|^2 \frac{\Phi_w(\Omega)}{\sigma_w^2} d\Omega \right]^{1/2} \quad (43-XII)$$

Sostituendo le (38-XII) e (42-XII) nella (41-XII) si perviene alla più conveniente espressione:

$$N_{y_0} = \frac{V}{r_y \pi \sqrt{2}} \left[\int_0^\infty \Omega^2 |G_y(i\Omega)|^2 \frac{\Phi_w(\Omega)}{\sigma_w^2} d\Omega \right]^{1/2} \quad (44-XII)$$

mentre le (39-XII) e (40-XII) possono essere espresse in funzione di σ_w a mezzo delle:

$$N_y = N_{y_0} e^{-y^2/2 r_y^2 \sigma_w^2} \quad (45-XII)$$

$$N_y = N_{y_0} e^{-y/r_y \Delta w_1} \quad (46-XII)$$

Infine la (35-XII) conduce alla:

$$N_y = N_{y_0} [p_n e^{-y/r_y(\Delta w_1)_n} + p_s e^{-y/r_y(\Delta w_1)_s}] \quad (47-XII)$$

Le (47-XII), (44-XII) e (43-XII) costituiscono le relazioni fondamentali che, unitamente ai valori numerici dei parametri dei campi di turbolenza riportati in Tav. 12-1, consentono la valutazione dei carichi da raffica secondo il criterio della turbolenza continua.

12.3.1.2. Risposta dell'accelerazione baricentrica del velivolo

Di particolare rilievo è la risposta dell'accelerazione lineare baricentrica del velivolo per un duplice ordine di motivi: la sua conoscenza porta alla determinazione del fattore di carico normale; la maggior parte dei rilievi sperimentali disponibili sulle proprietà statistiche della turbolenza è stata ottenuta per via indiretta proprio attraverso la misurazione di detta accelerazione.

Indicando con l'indice a le grandezze relative all'accelerazione normale a_{za} baricentrica si ha, in virtù delle (37-XII) e (38-XII):

$$\sigma_a^2 = 2 \int_0^{\infty} \Phi_a(\Omega) d\Omega \quad (48-XII)$$

$$\Phi_a(\Omega) = |G_a(i\Omega)|^2 \Phi_w(\Omega) \quad (49-XII)$$

J. Hall, assumendo trascurabili sia il momento aerodinamico di beccheggio che l'effetto dell'apertura alare finita sulla portanza derivanti dalla turbolenza atmosferica, pervenne nel 1962 alla seguente espressione della funzione di risposta dell'accelerazione baricentrica dei velivoli:

$$|G_a(i\Omega)|^2 = \left(\frac{\rho g C_{La} V}{2W/S} \right)^2 \frac{\Omega^2}{(C_{La}/2\mu b)^2 + \Omega^2} \cdot \left[\frac{B_1/\alpha_1^2}{1 + (\bar{c}/\alpha_1)^2 \Omega^2} + \frac{B_2/\alpha_2^2}{1 + (\bar{c}/\alpha_2)^2 \Omega^2} \right] \quad (50-XII)$$

con α_1 ed α_2 funzioni dell'allungamento A e del numero di Mach secondo le:

$$\alpha_1 = \frac{0,26 + 2/A}{1 + 0,83M + 0,95M^2} \quad \alpha_2 = \frac{2 + 2/A}{1 + 0,83M + 0,95M^2} \quad (51-XII)$$

$$\frac{B_1}{\alpha_1^2} = \frac{\alpha_1 + 3\alpha_2}{4(\alpha_1 + \alpha_2)} \quad \frac{B_2}{\alpha_2^2} = \frac{\alpha_2 + 3\alpha_1}{4(\alpha_1 + \alpha_2)} \quad (52-XII)$$

Il termine in parentesi quadra a secondo membro della (50-XII) rappresenta la correzione relativa alle funzioni di portanza non stazionaria (la portanza dovuta alla componente laterale della turbolenza non viene prodotta istantaneamente).

La (48-XII), in virtù delle (49-XII) e (50-XII), porge:

$$\sigma_a = K_a \frac{\rho g C_{La} V}{2 W/S} \sigma_w \quad (53-XII)$$

Il coefficiente K_a , denominato fattore di risposta alla raffica, risulta dato da:

$$K_a^2 = 2 \int_0^\infty \frac{\Omega^2}{(C_{La}/2\mu b)^2 + \Omega^2} \left[\frac{B_1/\alpha_2^2}{1 + (\bar{c}/\alpha_1)^2 \Omega^2} + \frac{B_2/\alpha_2^2}{1 + (\bar{c}/\alpha_2)^2 \Omega^2} \right] \frac{\Phi_w(\Omega)}{\sigma_w^2} d\Omega \quad (54-XII)$$

Se si assume per la densità di energia della turbolenza laterale l'espressione (15-XII) proposta da Dryden risulta possibile l'integrazione in forma chiusa e la (54-XII) conduce alla seguente espressione del fattore di risposta alla raffica:

$$\begin{aligned}
K_a^2 = & \frac{B_1}{2\alpha_1^2} \frac{2 - \frac{1}{1 + \frac{C_{L_a} L / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}}} + \frac{1}{1 + \frac{\bar{c} / L}{\alpha_1}}}{\left(1 + \frac{C_{L_a} L / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}}\right) \left(1 + \frac{\bar{c} / L}{\alpha_1}\right) \left(1 + \frac{C_{L_a} L / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}} \frac{\bar{c} / L}{\alpha_1}\right)} + \\
& \frac{B_2}{2\alpha_2^2} \frac{2 - \frac{1}{1 + \frac{C_{L_a} L / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}}} + \frac{1}{1 + \frac{\bar{c} / L}{\alpha_2}}}{\left(1 + \frac{C_{L_a} L / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}}\right) \left(1 + \frac{\bar{c} / L}{\alpha_2}\right) \left(1 + \frac{C_{L_a} L / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}} \frac{\bar{c} / L}{\alpha_2}\right)} \quad (55-XII)
\end{aligned}$$

L'adozione dell'espressione (19-XII) dello spettro di potenza della turbolenza laterale di Von Karman comporta invece la necessità di far ricorso all'integrazione numerica.

Il fattore di risposta alla raffica K_a , espresso dalla (54-XII), è riportato in grafico in funzione di $2\mu b / C_{L_a} L$ e di \bar{c} / L assumendo per la densità di energia della turbolenza laterale sia l'espressione di Dyden che quella di Von Karman (fig. 6-XII).

Le ipotesi di allungamento alare infinito e momento aerodinamico di beccheggio dovuto alla turbolenza trascurabile non inducono notevoli errori nella valutazione di K_a .

Il numero di volte N_a in cui, nel tempo unitario, vengono raggiunti in voli operativi valori dell'accelerazione baricentrica uguali o superiori ad un assegnato valore a risulta dato, per le (47-XII) e (44-XII), dalle:

$$N_a = N_{a_0} [p_n e^{-a_{za}/r_a(\Delta w_1)_n} + p_s e^{-a_{za}/r_a(\Delta w_1)_s}] \quad (56-XII)$$

con:

$$N_{a_0} = \frac{V}{r_a \pi \sqrt{2}} \left[\int_0^\infty \Omega^2 |G_a(i\Omega)|^2 \frac{\Phi_w(\Omega)}{\sigma_w^2} d\Omega \right]^{1/2} \quad (57-XII)$$

$$r_a = K_a \frac{\rho g C_{L_a} V}{2W/S} \quad (58-XII)$$

L'ipotesi di allungamento infinito comporta sensibili errori nella

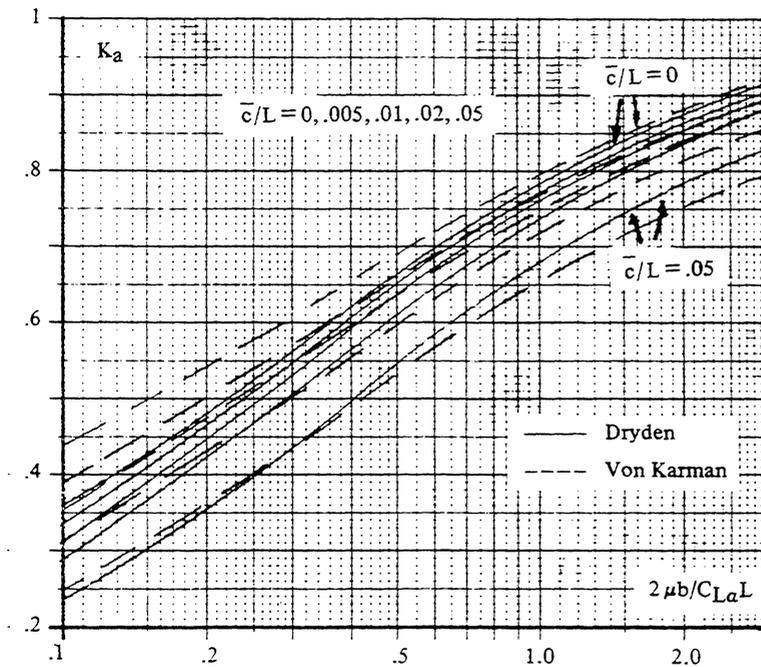


Fig. 6-XII

valutazione di N_{a_0} ; ciò non consente di fornire espressioni generalizzate per N_{a_0} del tipo (54-XII) valida per K_a . Ne consegue che N_{a_0} deve essere valutato di volta in volta a mezzo della (57-XII) calcolando:

$$|G_a(i\Omega)|^2$$

in base ad una espressione generale relativa ad allungamento finito. Ciò viene ottenuto moltiplicando il valore fornito dalla (50-XII), valida per allungamento infinito, per il fattore correttivo:

$$\frac{1}{1 + 0,3 \Omega b} \quad (59-XII)$$

12.3.2. Determinazione dei carichi di progetto

La procedura di calcolo illustrata in seguito è quella relativa allo studio Lockheed precedentemente citato; essa viene considerata dalla F.A.A. adeguata a verificare la rispondenza a quanto prescritto dalle FAR 25 in merito alla determinazione dei carichi derivanti dalla risposta dinamica del velivolo alla turbolenza continua verticale ed orizzontale. Tale procedura, che viene adottata unitamente a quella classica della raffica discreta (12.4.2.), si articola in due criteri basici: l'uno relativo all'analisi della missione e l'altro all'involuppo di progetto.

12.3.2.1. Criterio di analisi della missione

Questo criterio comporta la scelta di un sufficiente numero di missioni tipiche rappresentative del previsto impiego del velivolo. Occorre inoltre stabilire l'aliquota di voli da attribuire a ciascuna di esse. Ogni missione prescelta, definita dal profilo di volo (salita, crociera, discesa, attesa) nonché dall'entità e distribuzione del carico imbarcato (passeggeri e carburante), viene a sua volta suddivisa in segmenti di volo. Combinando eventuali segmenti simili si perviene ad un certo numero m di condizioni di volo distinte.

Un adeguato numero di parametri di carico y viene quindi selezionato in modo da ben definirne la distribuzione sull'intera struttura del velivolo. Occorre quindi calcolare, per ciascuno di essi, il numero di volte N_y in cui si prevede che detto parametro superi un assegnato valore y nel tempo unitario:

$$N_y = \sum_{j=1}^m (N_{y_0})_j \frac{t_{vj}}{T_v} [p_{nj} e^{-y/r_{yj}(\Delta w_1)_{nj}} + p_{sj} e^{-y/r_{yj}(\Delta w_1)_{sj}}] \quad (60-XII)$$

La (60-XII), ottenuta dall'applicazione della (47-XII) a ciascuna delle m condizioni di volo esprime N_y in funzione del tempo di volo totale T_y e dei seguenti parametri relativi a ciascuna delle m condizioni di volo: tempo di volo parziale t_{vj} , caratteristiche di risposta del velivolo $(N_{y_0})_j$ ed r_{yj} calcolate rispettivamente con le (44-XII) e (43-XII) e parametri dei campi di turbolenza p_{nj} , p_{sj} , $(\Delta w_1)_{nj}$, $(\Delta w_1)_{sj}$ dedotti dalla tabella riportata in Tav. 12-1.

L'analisi descritta conduce, per ciascun parametro di carico, ad una curva $N_y(y)$ del tipo illustrato in fig. 7-XII che è tipica per derive e fusoliere sollecitate da turbolenza orizzontale (valore medio del parametro di

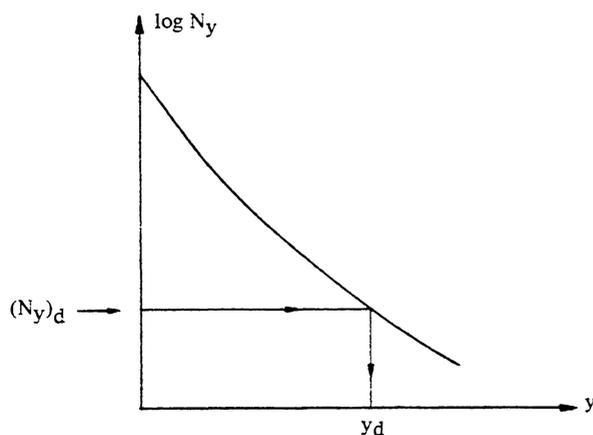


Fig. 7-XII

carico nullo). Nel caso della turbolenza verticale è necessario tracciare entrambi i rami della curva $N_y(y)$ relativi sia ai valori positivi che negativi di y e quindi traslare l'origine del diagramma così ottenuto del valore \bar{y} che il parametro di carico y assume nella condizione di volo orizzontale rettilineo uniforme ($f_{za} = 1$). Si perviene così al diagramma del tipo di quello illustrato in figura 8-XII, tipico per ali, stabilizzatori e fusoliere sollecitate nel piano di simmetria.

Tali curve vengono infine utilizzate allo scopo di determinare, per ciascun parametro di carico y , il corrispondente carico di progetto y_d di contigenza (o di robustezza).

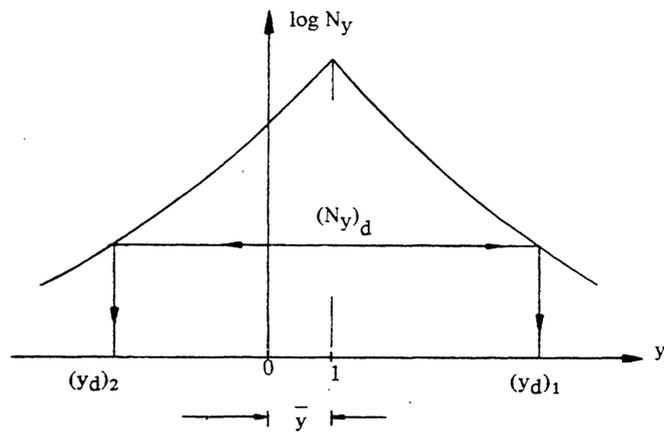


Fig. 8-XII

Come illustrato nelle figure 7-XII ed 8-XII, ciò viene ottenuto sulla base di una prestabilita frequenza di evenienza di progetto $(N_y)_d$ a robustezza (o di contingenza) valutata sulla base della frequenza di superamento del carico di robustezza (o di contingenza) di velivoli di tipo similare sperimentati con successo nell'impiego operativo su larga scala. Tale valutazione viene effettuata introducendo il concetto di probabilità di rottura P_F (o di raggiungere il carico di contingenza) definita come rapporto fra il tempo di volo totale T_V ed il tempo occorrente statisticamente per incontrare una raffica tale da causare il cedimento di un elemento strutturale (o il raggiungimento del carico di contingenza); tempo, quest'ultimo, dato da $1/(N_y)_d$. Si ha quindi:

$$P_F = T_V \cdot (N_y)_d \quad (61-XII)$$

La probabilità di rottura P_F andrebbe riferita all'intera flotta; questo criterio, inizialmente adottato (furono stabiliti arbitrariamente valori di P_F pari a 0,7 su una flotta di 700 velivoli per il B-52 e 0,01 su 200 velivoli per il C-5A), è stato successivamente abbandonato a causa della difficoltà di pervenire ad una attendibile valutazione, in fase di progettazione di un nuovo velivolo, dell'entità della relativa flotta.

Il tempo T_V che figura nella (61-XII) rappresenta quindi la vita operativa di un solo velivolo e P_F viene stabilito sulla base dei valori di $(N_y)_d$

ottenuti applicando le tecniche di densità di potenza spettrale a precedenti velivoli di successo.

Analisi condotte dalla Lockheed sui velivoli Lockheed Constellation ed Electra nonché sul Boeing 720 B hanno condotto a suggerire per la determinazione dei carichi di progetto y_d il valore corrispondente a:

$$P_F = 5 \times 10^{-4} \quad (62\text{-XII})$$

a robustezza ed:

$$(N_y)_d = 2 \times 10^{-5} \quad (63\text{-XII})$$

a contingenza.

Quest'ultima condizione – che corrisponde alla probabilità di raggiungere il carico di contingenza una sola volta in 50.000 ore – risulta in genere la più gravosa; essa è stata assunta come condizione di progetto per il velivolo Lockheed L-1011.

12.3.2.2. Criterio dell'inviluppo di progetto

La determinazione dei carichi di progetto secondo il criterio di analisi della missione può condurre a possibili errori in conseguenza di una utilizzazione del velivolo in una certa misura diversa da quella ipotizzata in fase di progettazione. A tale riguardo è da tener presente che l'attendibilità dell'analisi è influenzata prevalentemente dalla velocità di volo e dalle condizioni di carico ed in minore misura dall'aliquota del tempo di volo trascorso in uno specifico segmento di missione.

Per evitare che una non corretta previsione dell'impiego del velivolo in fase di progettazione porti a valutazioni dei carichi di progetto sensibilmente inferiori a quelli reali, viene introdotto un altro criterio – denominato dell'inviluppo di progetto – che conduce alla determinazione dei valori minimi dei carichi di progetto al di sotto dei quali non è in ogni caso consentito scendere. Questo criterio deve essere adottato insieme a quello dell'analisi della missione.

Questo criterio prescinde quindi dall'analisi dell'impiego del velivolo

e prende in esame le condizioni di volo al limite dell'involuppo di volo in termini di velocità, quota, peso, carico imbarcato e posizione del baricentro. Sotto tale aspetto il criterio è analogo a quello classico della raffica discreta.

Moltiplicando numeratore e denominatore della (42-XII) per il rapporto η_d fra il carico di progetto y_d e lo scarto quadratico medio σ_y :

$$\eta_d = y_d / \sigma_y \quad (64-XII)$$

si ottiene:

$$r_y = \frac{y_d}{\sigma_w \eta_d} \quad (65-XII)$$

che, confrontata con la (42-XII), porta a riguardare $\sigma_w \eta_d$ come una velocità di raffica di progetto (secondo il criterio della raffica discreta). Nota quest'ultima la (65-XII) porta alla determinazione del carico di progetto una volta calcolato r_y con la (43-XII) sulla base dell'espressione (19-XII) di Von Karman per la densità di energia laterale della turbolenza.

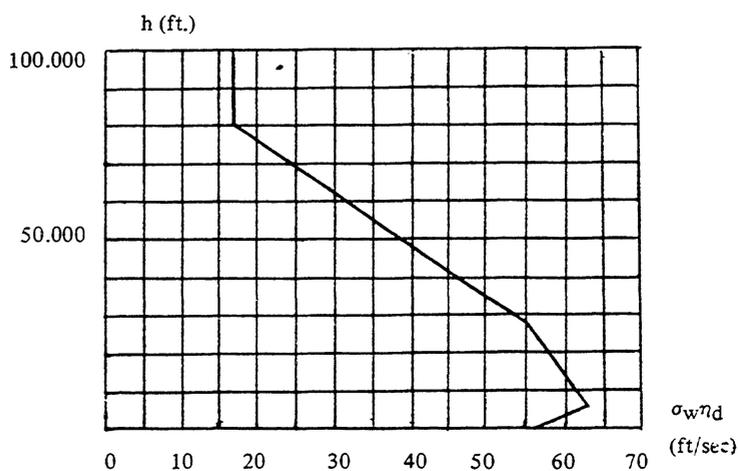


Fig. 9-XII

Il valore di $\sigma_w \eta_d$ da assumere per un nuovo velivolo viene stabilito determinando la velocità di raffica y_d / r_y che provoca il raggiungimento del carico di contingenza sull'ala di un precedente velivolo da trasporto di successo nelle più critiche condizioni di velocità, quota e peso.

L'analisi condotta dalla Lockheed sul velivolo Electra, considerato il più critico fra quelli investigati, portò alla determinazione di una velocità di raffica di progetto pari a 62 ft/sec alla quota di 7.000 ft. con una scala di turbolenza di 2.500 ft. Valori della velocità di raffica di progetto a livello mare ed alle quote di 27.000 ft ed 80.000 ft. vennero determinate nella misura di 56 ft/sec, 55 ft/sec e 17 ft/sec rispettivamente, assumendo a tali quote la stessa frequenza N_y relativa alla raffica di 7.000 ft. ed una scala di turbolenza di 2.500 ft. Ne deriva il diagramma delle velocità di raffica di progetto illustrato in fig. 9-XII. Detti valori sono relativi alla velocità V_c ; ne consegue che, in accordo con quanto prescritto dalle FAR 25 in merito alla raffica discreta, essi vanno moltiplicati per 1,32 alla velocità di volo V_B e per 0,5 alla velocità V_D .

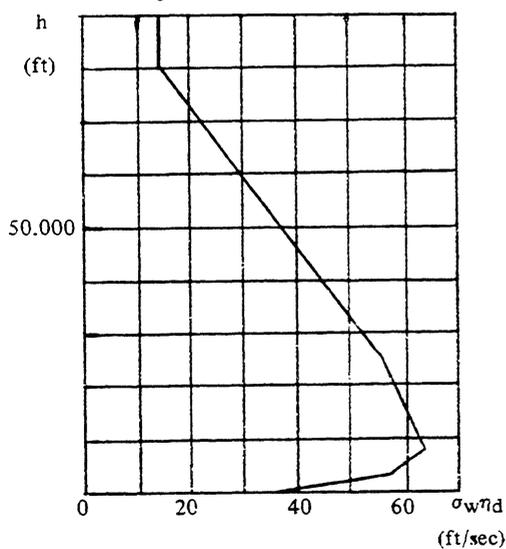


Fig. 10-XII

L'inviluppo di velocità di raffica di progetto illustrato in fig. 9-XII non rappresenta soddisfacentemente le condizioni di volo dei velivoli da trasporto militari che, a differenza di quelli civili, debbono operare a basse quote per estesi periodi di tempo. Per essi è preferibile avvalersi dell'inviluppo riportato in figura 10-XII dedotto da un'analoga analisi condotta sul bombardiere B 58 avente requisiti di missione a bassa quota.

Quest'inviluppo si basa su una velocità di raffica di 39 ft/sec a quota zero ed una scala di turbolenza di 500 ft; ciò porta in genere a condizioni di carico più gravose di quelle relative alla velocità di raffica di 56 ft/sec ma con scala di turbolenza di 2.500 ft. Da notare che l'inviluppo dei velivoli militari assume scale di turbolenza variabili con la quota (500 ft, 1.750 ft e 2.500 ft per intervalli di quota compresi fra 0 e 1.000 ft, tra 1.000 ft e 2.500 ft ed al di sopra di 2.500 ft rispettivamente); per tale motivo esso non è direttamente confrontabile con quello dei velivoli civili.

Da notare infine che al carico ottenuto moltiplicando la velocità

di raffica di progetto per r_y occorre, nel caso di turbolenza verticale, aggiungere quello corrispondente al volo a fattore di carico normale unitario per ottenere il carico di contingenza di progetto.

12.4. Analisi dei carichi secondo la teoria della raffica discreta

La teoria della raffica discreta ha costituito per un lungo periodo l'unico criterio di valutazione dei carichi dovuti alla turbolenza atmosferica. L'evoluzione dei velivoli da trasporto verso dimensioni e velocità di volo sempre crescenti, derivanti dall'esigenza di ridurre i costi diretti di esercizio, ha ben presto messo in evidenza l'insufficienza di tale teoria a prevedere correttamente i carichi da raffica in tutte le possibili condizioni di volo. Ciò ha reso necessario lo sviluppo delle tecniche di calcolo basate sul più realistico concetto di turbolenza continua. Tuttavia essa costituisce ancora oggi il criterio basico di valutazione dei carichi in turbolenza, da usarsi però congiuntamente alla più moderna teoria della turbolenza continua.

Secondo la teoria della raffica discreta, il velivolo, inizialmente in volo rettilineo ed uniforme, viene improvvisamente investito da una raffica isolata, di data velocità, ed agente normalmente alla traiettoria di volo. La velocità di raffica, confrontata con quella di volo, è tale da permettere di assimilare le variazioni di incidenza (espresse in radianti) ai valori delle corrispondenti tangenti trigonometriche. Viene inoltre trascurata la rotazione di beccheggio dovuta alla variazione di momento aerodinamico prodotto dalla raffica. Infine il velivolo viene supposto rigido ed a comandi bloccati.

12.4.1. Risposta del velivolo

La variazione di incidenza indotta dalla raffica verticale di velocità w – positiva se ascendente – è espressa dalla:

$$\Delta\alpha_1 = \frac{w}{V} \quad (66\text{-XII})$$

Tale effetto è mitigato dall'inerzia del velivolo: l'aliquota di portanza corrispondente alla variazione di incidenza $\Delta\alpha_1$ provoca sulla massa W/g del velivolo un'accelerazione normale \dot{V}_h , il conseguente moto ascensionale del velivolo induce un'ulteriore variazione di incidenza data da:

$$\Delta\alpha_2 = -\frac{V_h}{V} \quad (67\text{-XII})$$

Ne consegue che la variazione di incidenza dovuta alla raffica al generico istante t risulta in effetti data da:

$$\Delta\alpha = \frac{w - V_h}{V} \quad (68\text{-XII})$$

cui corrisponde l'incremento di portanza:

$$\Delta L = \frac{1}{2} C_{L\alpha} \rho S V (w - V_h) \quad (69\text{-XII})$$

Poiché la portanza pre-raffica equilibria il peso W del velivolo (fattore di carico normale precedente alla raffica uguale all'unità), l'equazione di equilibrio secondo la normale alla traiettoria conduce alla:

$$\dot{V}_h = \frac{C_{L\alpha} \rho g V}{2 W/S} (w - V_h) \quad (70\text{-XII})$$

ovvero:

$$\dot{V}_h + K V_h = K w \quad (71\text{-XII})$$

avendo posto:

$$K = \frac{C_{L\alpha} \rho g V}{2 W/S} \quad (72\text{-XII})$$

Moltiplicando ambo i membri della (71-XII) per $e^{Kt} dt$ si ottiene:

$$dV_h e^{Kt} + K e^{Kt} V_h dt = K e^{Kt} w dt \quad (73\text{-XII})$$

il cui primo membro è il differenziale esatto di $V_h e^{Kt}$. Integrando quindi la (73-XII) fra i limiti 0 e t della variabile indipendente, tenuto conto che al tempo $t = 0$ è $V_h = 0$, si ottiene:

$$V_h = K e^{-Kt} \int_0^t w e^{Kt} dt \quad (74-XII)$$

Assegnata la funzione:

$$w = w(t) \quad (75-XII)$$

la (74-XII) permette di determinare la legge di variazione della velocità ascensionale del velivolo e quindi la derivata \dot{V}_h che occorre conoscere per ricavare il valore del coefficiente di contingenza espresso, in accordo con la terza delle (5-I), dalla:

$$f_{za} = 1 + \frac{\dot{V}_h}{g} \quad (76-XII)$$

La (76-XII) costituisce la risposta del velivolo, espressa in termini di accelerazione baricentrica, alla raffica discreta.

12.4.1.1. Raffica istantanea

La raffica viene considerata istantanea se al contorno della colonna d'aria ascendente il gradiente di velocità risulta infinito. E' questa una astrazione matematica poiché, a causa della viscosità dell'aria, tale gradiente non può che assumere valori finiti, per quanto grandi. La risposta del velivolo alla raffica istantanea costituisce una condizione limite a cui vengono riferiti gli effetti dovuti alle raffiche graduali. Nel caso in esame la velocità di raffica al contorno risulta uguale a quella w_d dell'intera massa d'aria ascendente:

$$w = w_d \quad (77-XII)$$

Questa, sostituita nella (74-XII), porge:

$$V_h = w_d (1 - e^{-Kt}) \quad (78-XII)$$

dalle quali si ricava:

$$\dot{V}_h = w_d K e^{-Kt} \quad (79-XII)$$

e quindi per la (76-XII):

$$f_{za} = 1 + \frac{w_d K}{g e^{Kt}} \quad (80-XII)$$

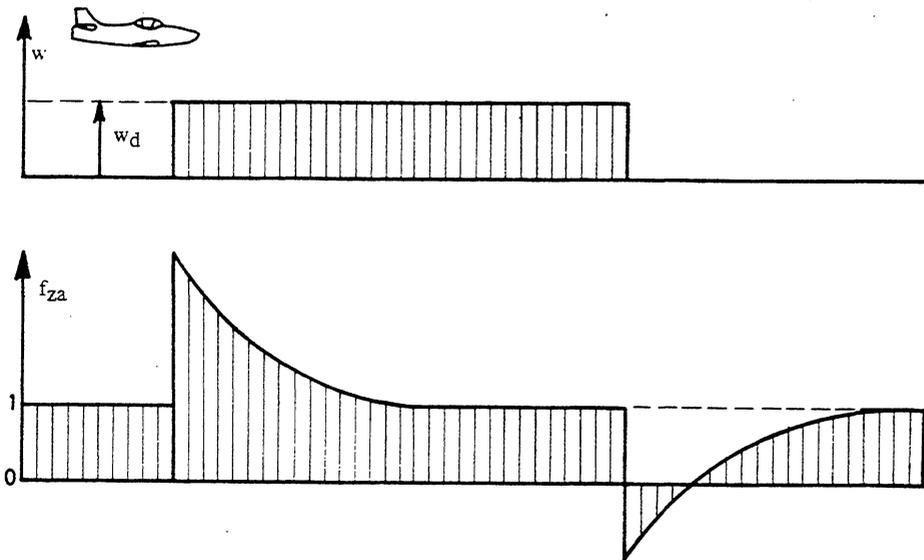


Fig. 11-XII

Il fattore di carico normale, nell'ipotesi di raffica istantanea, assume inizialmente il valore massimo e diminuisce quindi al crescere del tempo fino a tendere asintoticamente al valore unitario relativo alle condizioni pre-raffica (fig. 11-XII).

All'uscita dalla raffica – dopo la stabilizzazione del volo a livello – il velivolo viene a trovarsi in condizione del tutto equivalente a quella prodotta da una raffica discendente di uguale velocità ($-w_d$) come indicato in figura 11-XII.

Dalla (80-XII) risulta che il valore massimo del fattore di carico normale prodotto dalla raffica istantanea viene raggiunto nell'istante in cui il velivolo entra in raffica e vale:

$$f_{za_{max}} = 1 + \frac{C_{La} \rho V w_d}{2 W/S} \quad (81-XII)$$

secondo la quale risulta che le sollecitazioni da raffica sono direttamente proporzionali alle velocità di volo V e di raffica w_d nonché alla densità dell'aria ρ_a ed indirettamente proporzionali al carico alare W/S .

12.4.1.2. Raffica graduale

La zona di transizione al contorno della massa d'aria ascendente con velocità w_d viene denominata fronte di raffica; la legge di variazione della velocità della raffica in tale zona:

$$w = w(s) \quad (82-XII)$$

definisce il profilo della raffica e la sua profondità ℓ_w la lunghezza del fronte di raffica.

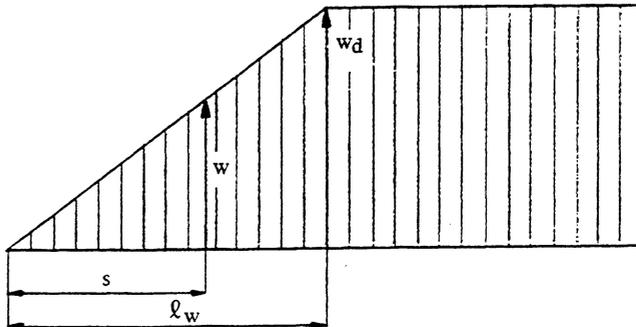


Fig. 12-XII

Il più semplice profilo è quello a gradiente costante (fig. 12-XII):

$$w = \frac{w_d}{\ell_w} s \quad 0 \leq s \leq \ell_w \quad (83-XII)$$

cui corrisponde, per la (74-XII), la seguente espressione della velocità ascensionale del velivolo:

$$V_h = \frac{V w_d e^{-Kt}}{\ell_w} \int_0^{ekt} t d(e^{Kt}) \quad (84-XII)$$

ovvero, sviluppando per parti l'integrale che compare a secondo membro della (84-XII), da:

$$V_h = \frac{V w_d}{\ell_w} \left(t - \frac{1}{K} + \frac{e^{-Kt}}{K} \right) \quad (85-XII)$$

da cui deriva l'espressione seguente dell'accelerazione:

$$\dot{V}_h = \frac{V w_d}{\ell_w} (1 - e^{-Kt}) \quad (86-XII)$$

La legge di variazione del fattore di carico normale è quindi data – per la (80-XII) – dalla:

$$f_{za} = 1 + \frac{V w_d}{g \ell_w} (1 - e^{-Kt}) \quad (87-XII)$$

Ne consegue che il valore estremo del fattore di carico normale viene raggiunto al tempo:

$$t = \frac{\ell_w}{V} \quad (88-XII)$$

ed è esprimibile, tenendo presente anche la (72-XII), dalla:

$$f_{za_{\max}} = 1 + \frac{V w_d}{g \ell_w} \left(1 - e^{-\frac{C_{L\alpha} \ell_w / \bar{c}}{2\mu b / \bar{c}}} \right) \quad (89-XII)$$

500

Se si pone:

$$K_g = \frac{2\mu b/\bar{c}}{C_{L_a} \ell_w/\bar{c}} \left(1 - e^{-\frac{C_{L_a} \ell_w/\bar{c}}{2\mu b/\bar{c}}} \right) \quad (90-XII)$$

risulta anche:

$$f_{za_{max}} = 1 + \frac{C_{L_a} \rho V w_d}{2W/S} K_g \quad (91-XII)$$

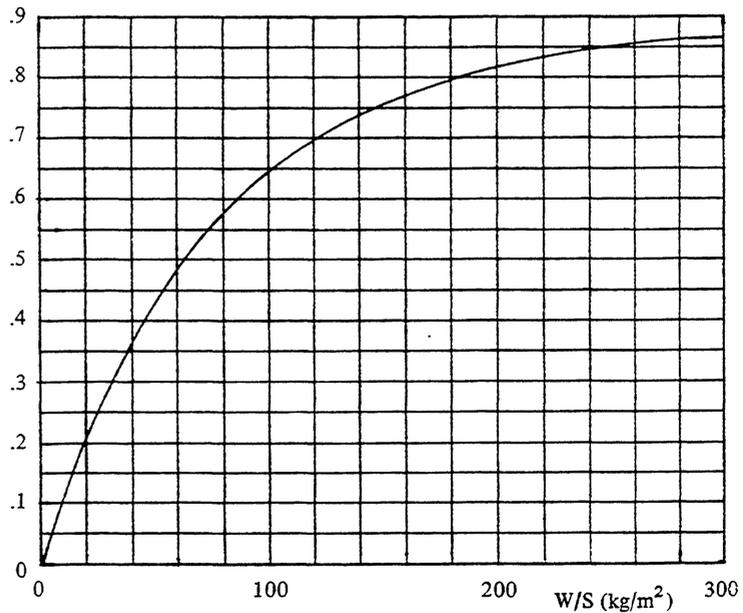


Fig. 13-XII

Paragonando quest'ultima alla (81-XII) si deduce che nel caso di raffica graduale il massimo incremento del fattore di carico normale — registrabile all'estremità interna del fronte di raffica — è uguale a K_g volte il valore relativo alla raffica istantanea di pari intensità, essendo K_g un coefficiente minore dell'unità denominato fattore di attenuazione. Quest'ultimo risulta dato dalla (90-XII) per raffica a gradiente costante ed è funzione del carico alare, del gradiente di portanza, della

quota e della lunghezza del fronte di raffica. In figura 13-XII è riportato, a titolo di esempio, il diagramma del fattore di attenuazione in funzione del carico alare per un fronte di raffica di lunghezza pari a trenta metri ed un gradiente di portanza uguale a 5 radianti^{-1} e quota di volo a livello mare in atmosfera tipo.

12.4.2. Determinazione dei carichi di progetto

Le prescrizioni regolamentari relative alla determinazione dei carichi in atmosfera turbolenta stabiliscono i valori da attribuire alla velocità di progetto in raffica. Essa viene definita come la massima velocità di una singola raffica che si ritiene il velivolo possa incontrare in esercizio con un prestabilito livello di probabilità.

Dalla relazione (91-XII) relativa a raffica discreta, così come dalla (53-XII) valida per la turbolenza continua, risulta la proporzionalità del fattore di carico dovuto alla turbolenza laterale con il prodotto della velocità di volo per la velocità di raffica. E' perciò possibile mitigare gli effetti della turbolenza riducendo la velocità di volo. Inoltre alti valori di questa ultima vengono raggiunti molto raramente e quindi, in conseguenza della limitata aliquota delle ore di volo coperte in tali condizioni, la probabilità di incontrare turbolenza severa decresce col crescere delle alte velocità di volo. D'altra parte il raggiungimento dell'incidenza critica sottrae le strutture dei velivoli all'azione delle più alte velocità di raffica alle più basse velocità di volo.

Sulla base di tali considerazioni vengono prescritti più valori delle velocità di progetto in raffica, decrescenti al crescere della velocità di volo. Per velocità comprese fra quelle relative ad assegnati valori delle velocità di progetto in raffica si assume una legge del fattore di carico variabile linearmente.

Il fattore di carico viene determinato, per ciascun valore prescritto della velocità di progetto in raffica w_d , sulla base di uno dei due seguenti criteri:

- avvalendosi della cosiddetta formula della raffica (91-XII) per assegnata legge di variazione del fattore di attenuazione;

- tramite la (79-XII) calcolando, con la (74-XII), la legge di variazione della velocità ascensionale del velivolo per assegnato profilo della raffica.

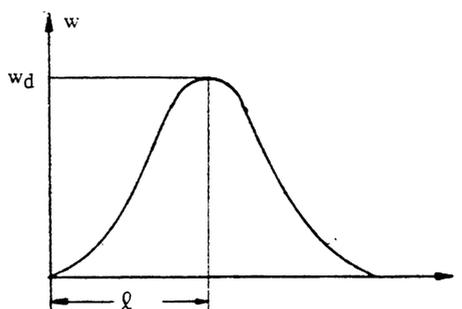


Fig. 14-XII

In tal caso è generalmente richiesta la cosiddetta legge “1-coseno” (fig. 14-XII):

$$w = \frac{w_d}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi s}{l} \right) \quad (92-XII)$$

e viene definito il valore da attribuire a l .

12.4.2.1. Raffica verticale

In coordinate (f_{za}, V_e) le condizioni di carico corrispondenti ad assegnati valori della velocità di raffica $\pm w_d$ sono rappresentate, in virtù della (91-XII), da due rette con ordinata all'origine uguale ad $f_{za} = 1$ e coefficiente angolare:

$$\pm \frac{C_{L_a} \rho_{a_0} K_g w_d}{2 W/S} \quad (93-XII)$$

Le prescrizioni regolamentari definiscono generalmente tre valori della velocità di raffica w_d corrispondenti alle seguenti tre velocità equivalenti di volo: velocità di progetto per la massima intensità

di raffica V_B , velocità di crociera di progetto V_C e velocità massima di progetto V_D . In tal caso, l'involuppo delle condizioni di volo simmetriche in raffica risulta rappresentato da un diagramma del tipo di quello riportato in figura 15-XII che, in particolare, si riferisce ai requisiti delle FAR 25 relative ai velivoli da trasporto per impieghi civili.

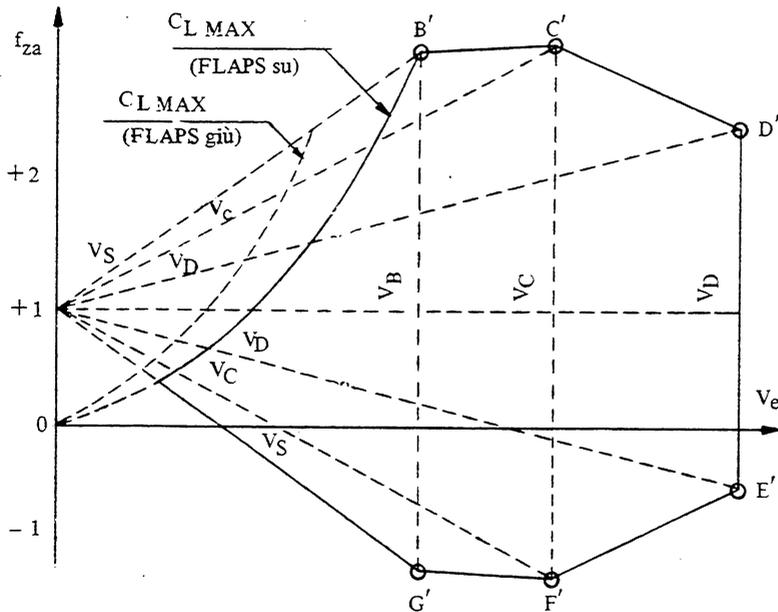


Fig. 15-XII

Queste ultime prescrivono:

$$w_d = \begin{cases} \pm 66 \text{ ft/sec} \\ \pm 50 \text{ ft/sec} \\ \pm 25 \text{ ft/sec} \end{cases} \text{ per } V_e = \begin{cases} V_B \\ V_C \\ V_D \end{cases} \quad (94\text{-XII})$$

per quote inferiori a 20.000 ft. e:

$$w_d = \begin{cases} \pm 38 \text{ ft/sec} \\ \pm 25 \text{ ft/sec} \\ \pm 12,5 \text{ ft/sec} \end{cases} \text{ per } V_e = \begin{cases} V_B \\ V_C \\ V_D \end{cases} \quad (95\text{-XII})$$

a quota 50.000 ft. Vengono infine prescritte velocità di raffica di progetto variabili linearmente per quote comprese fra 20.000 ft e 50.000 ft.

La velocità V_B deve essere non inferiore al minore dei due valori definiti dalla intersezione della curva dello stallo in configurazione di crociera rispettivamente con le rette di equazione (91-XII) relativa a $w_d = 66$ ft/sec. e di equazione:

$$f_{za} = (f_{za})_{V=V_C} \quad (96-XII)$$

La velocità di crociera V_C deve essere sufficientemente più elevata di V_B in modo da assicurare l'impossibilità che possa essere inavvertitamente raggiunta in condizioni di severa turbolenza. In mancanza di una adeguata dimostrazione di rispondenza a tale requisito è richiesto un margine di almeno 43 nodi fra tali velocità. In ogni caso la velocità di crociera di progetto V_C non deve superare la velocità massima in volo orizzontale alla quota corrispondente impegnando la massima potenza continua disponibile. Alle quote alle quali la velocità di progetto è limitata dal valore del numero di Mach, anche V_C può essere limitata da un prestabilito numero di Mach.

La velocità massima di progetto V_D è la stessa di quella definita per le condizioni simmetriche in manovra.

Il profilo di raffica prescritto dalle FAR 25 è quello espresso dalla (92-XII) con:

$$2 \ell = 25 \bar{c} \quad (97-XII)$$

In mancanza di una più razionale analisi basata su tale principio viene accettata dalle FAR 25 la determinazione del fattore di carico in raffica a mezzo della (91-XII) con un fattore di attenuazione dato dalla:

$$K_g = 0,88 \frac{\frac{2 \mu b/\bar{c}}{C_{L_a}}}{5,3 + \frac{2 \mu b/\bar{c}}{C_{L_a}}} \quad (98-XII)$$

Il carico aerodinamico prodotto dalla turbolenza verticale:

$$L_{w_d} = \frac{1}{2} C_{L_a} S \rho_{a_0} V_e w_d K_g \quad (99-XII)$$

viene distribuito sull'ala e sul piano orizzontale di coda e sovrapposto ai rispettivi carichi di volo a livello a fattore di carico normale unitario. Le aliquote relative a dette superfici, in virtù della (56-XII), risultano espresse dalle:

$$\frac{1}{2} (C_{L_a})_{WB} S \rho_{a_0} V_e w_d K_g \quad (100-XII)$$

$$\frac{1}{2} \eta_H K_H \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) (C_{L_a})_H S_H \rho_{a_0} V_e w_d K_g \quad (101-XII)$$

Esse, essendo dovute ad una variazione di incidenza, sono applicate sui centri aerodinamici delle rispettive superfici su cui agiscono e danno luogo ad un momento $(m_A)_{w_d}$ rispetto al baricentro del velivolo generalmente diverso da zero.

Ai carichi di massa relativi al fattore di carico unitario vanno sovrapposti quelli derivanti dalle accelerazioni lineare:

$$a_{za} = - \frac{L_{w_d}}{W/g} \quad (102-XII)$$

ed angolare:

$$\dot{q} = \frac{(m_A)_{w_d}}{\frac{W}{g} k_y^2} \quad (103-XII)$$

prodotte dai carichi espressi dalle (100-XII) e (101-XII).

Sono inoltre da esaminare le condizioni di volo in turbolenza verticale nelle fasi di decollo ed atterraggio. Alle corrispondenti configurazioni e velocità di volo vengono prescritte velocità di raffica di intensità ridotta rispetto ai valori relativi alle condizioni di volo in configurazione di crociera ($w_d = \pm 25$ ft./sec. alla velocità di progetto degli ipersostentatori V_F secondo le FAR). Esse interessano principalmente la determinazione dei carichi sugli ipersostentatori.

12.4.2.2. Raffica orizzontale

Il velivolo viene considerato in condizione di volo iniziale rettilineo ed uniforme. L'azione della turbolenza laterale viene supposta costituita da raffiche discrete agenti normalmente al piano di simmetria del velivolo con velocità v_d decrescenti al crescere della velocità di volo.

Le FAR prescrivono, alle velocità di volo V_B , V_C , V_D , V_F , valori delle velocità di raffica orizzontale uguali ai corrispondenti prescritti per la raffica verticale. Anche il profilo di raffica viene assunto uguale a quello espresso dalle (92-XII) e (97-XII) per la raffica verticale. In mancanza di una analisi basata su tale profilo viene richiesto che la valutazione del carico da raffica sulla deriva venga effettuata tramite la:

$$(L_V)_{v_d} = \frac{1}{2} (C_{L\beta})_V S_V \rho_{a_0} V_e v_d (K_g)_V \quad (104-XII)$$

assumendo, per il fattore di attenuazione sulla deriva $(K_g)_V$, l'espressione:

$$(K_g)_V = 0,88 \frac{\frac{2\mu b/\bar{c}_V}{(C_{L\beta})_V} \frac{(k_Z/\ell_{V_c})^2}{S_V/S}}{5,3 \frac{2\mu b/\bar{c}_V}{(C_{L\beta})_V} \frac{(k_Z/\ell_{V_c})^2}{S_V/S}} \quad (105-XII)$$

+

Il coefficiente di portanza della deriva può essere valutato, in virtù della (138-IV), a mezzo della:

$$(C_{L\beta})_V = \eta_V \left(1 - \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) (C_{L\alpha})_{V(WBH)} \quad (106-XII)$$

Il carico espresso dalla (104-XII) viene equilibrato dalle forze di massa derivanti dalle accelerazioni lineari:

$$a_Y = \frac{(L_V)_{v_d}}{W/g} \quad (107-XII)$$

ed angolari:

$$\dot{r} = - \frac{(L_V)_{v_d} \ell_{V_c}}{\frac{W}{g} k_z^2} \quad (108\text{-XII})$$

$$\dot{p} = \frac{(L_V)_{v_d} h_{V_c}}{\frac{W}{g} k_x^2} \quad (109\text{-XII})$$

da esso prodotte.

Capitolo tredicesimo

CARICHI AL SUOLO

13.1. Generalità

I carichi al suolo traggono la loro origine dal contatto del velivolo col suolo; si manifestano quindi nelle manovre di rullaggio, decollo ed atterraggio.

Essi costituiscono i carichi di progetto per il treno di atterraggio. I carichi al suolo, in conseguenza dell'aumento del carico alare che ha caratterizzato l'evoluzione dei moderni velivoli, hanno assunto, col trascorrere del tempo, un ruolo di crescente rilievo al punto da diventare determinanti per il proporzionamento non solo del treno di atterraggio, bensì anche di altre componenti strutturali o parti di esse.

L'entità e la distribuzione di tali carichi sono sensibilmente influenzate dalle tecniche e procedure di pilotaggio adottate e dalle condizioni ambientali (rugosità delle piste di rullaggio e di involo, visibilità, turbolenza e precipitazioni atmosferiche).

I carichi relativi alla fase di decollo possono essere considerati come un'estensione di quelli che si verificano in rullaggio; per tale ragione i carichi al suolo vengono normalmente classificati in due sole categorie: carichi in atterraggio e carichi in rullaggio.

Essi vengono determinati sulla base delle prescrizioni regolamentari vigenti che, a loro volta, si avvalgono dei risultati delle rilevazioni statistiche condotte su larga scala. Particolarmente importanti risultano essere le distribuzioni delle frequenze di evenienza delle velocità verticali in atterraggio e delle accelerazioni normali in rullaggio: esse consentono di pervenire alla valutazione sia dei carichi più frequenti, ma meno severi, determinanti per la verifica della resistenza a fatica che quelli elevati, ma estremamente improbabili, costituenti i carichi di progetto per la verifica della resistenza statica.

13.2. Atterraggio

La manovra di atterraggio è particolarmente importante dal punto di vista dei requisiti di sicurezza strutturale: ad essa corrispondono normalmente le massime sollecitazioni sugli organi di atterraggio propriamente detti e, spesso, sollecitazioni rilevanti sulle altre parti costituenti la struttura dell'aeromobile.

Teoricamente questa manovra andrebbe effettuata richiamando il velivolo gradualmente, man mano che esso si avvicina al suolo, in modo da raccordare la traiettoria di volo con la direzione della pista; il contatto col terreno avrebbe così luogo senza urti. In pratica, specie con i moderni velivoli caratterizzati da elevati valori del carico alare, il pilota, anche in condizioni ambientali ideali, solo raramente riesce ad annullare completamente la componente verticale della velocità del velivolo all'impatto; quindi il più delle volte l'atterraggio avviene con urto.

13.2.1. Energia d'urto e sistemi ammortizzanti

L'energia d'urto da smaltire E_K corrisponde alla variazione lungo la verticale dell'energia cinetica dell'aeromobile fra l'istante in cui ha luogo l'impatto e quello corrispondente all'annullarsi della componente verticale della velocità \dot{z}_e del baricentro del velivolo:

$$E_K = \frac{W}{2g} (\dot{z}_e)_0^2 \quad (1\text{-XIII})$$

L'energia d'urto (1-XIII) è uguale al lavoro delle forze esterne agenti secondo la verticale (portanza L , peso W , reazione del suolo in atterraggio R_L):

$$E_K = (L - W) \Delta z_e + \int_0^{\Delta z_e} R_L dz_e \quad (2\text{-XIII})$$

essendo Δz_e lo spostamento verticale del baricentro del velivolo fra l'istante in cui ha luogo il contatto col terreno e quello in cui tutta l'energia d'urto risulta assorbita.

Per poter contenere i valori di R_L entro limiti compatibili con i requisiti di robustezza e le esigenze di leggerezza dei carrelli e dello stesso velivolo, vengono impiegati speciali organi ammortizzanti (ammortizzatori) la cui funzione è appunto quella di dissipare l'energia d'urto (1-XIII) contenendo le reazioni del terreno entro limiti accettabili.

I principali requisiti cui debbono soddisfare gli ammortizzatori sono:

- dissipare la maggior parte dell'energia di caduta dell'aeromobile immagazzinandone elasticamente solo una piccola parte onde evitare pericolosi e sgradevoli rimbalzi;
- essere dotati di un rapido ritorno alla configurazione "estesa" onde essere nuovamente in grado di dissipare l'energia derivante da un successivo urto o, in ogni caso, quella residua restituita elasticamente dopo il primo urto dallo stesso ammortizzatore.

Gli ammortizzatori possono essere di vari tipi; fra i più moderni si annoverano gli oleopneumatici e quelli a liquid spring. Sia gli uni che gli altri dissipano parte dell'energia d'urto a mezzo del trafilamento di olio attraverso opportune luci. Ad ammortizzatore schiacciato interviene la reazione elastica che ne provoca la ridistensione onde porlo nelle condizioni di dissipare nuovamente energia. La reazione elastica viene ottenuta utilizzando la stessa corsa di schiacciamento durante la quale — nel mentre il fluido viene trafilato — si provvede a comprimere l'aria o lo stesso olio di trafilamento a seconda che trattasi di ammortizzatori oleopneumatici od a liquid spring.

I diagrammi di assorbimento degli ammortizzatori si presentano come quello illustrato in figura 1-XIII: la curva (1) è relativa allo schiacciamento statico; il corrispondente lavoro (area tratteggiata) viene restituito, a meno degli attriti, nella successiva fase di distensione. Il lavoro dissipato in un ciclo è quindi uguale al lavoro di trafilamento compreso tra la curva (2) relativa allo schiacciamento dinamico e quella (1) dello schiacciamento statico [area quadrettata in figura 1-XIII].

Per un dato ammortizzatore la curva (2) è funzione della velocità di trafilamento e, quindi, della velocità di schiacciamento dell'ammortizzatore stesso. Il rapporto fra l'energia assorbita durante lo schiacciamento dinamico e quella corrispondente ad un valore della reazione costantemente uguale al valore massimo durante l'intera corsa:

$$\eta_s = \frac{\int_0^{s_{s\max}} R_s ds_s}{R_{s\max} s_{s\max}} \quad (3\text{-XIII})$$

viene denominato rendimento di assorbimento dinamico dell'ammortizzatore. Da quanto sopra esposto risulta che esso non è costante, ma dipende dalla componente verticale della velocità all'impatto. Per i normali valori di $(\dot{z}_e)_0$ [dell'ordine dei $3 \div 4$ m/sec] i moderni ammortizzatori hanno valori del rendimento molto elevati, dell'ordine di $0,8 \div 0,85$ fino a raggiungere – con una accurata regolazione delle luci di trafilamento al variare della corsa – valori elevatissimi, molto prossimi a 0,95.

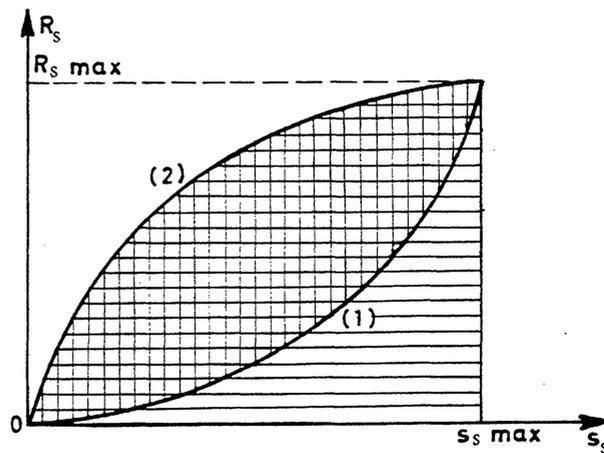


Fig. 1-XIII

Anche i pneumatici contribuiscono, sebbene in misura molto ridotta, all'assorbimento dell'energia d'urto. I relativi diagrammi di assorbimento (figura 2-XIII) sono praticamente indipendenti dalla velocità di schiacciamento e variano con la pressione di gonfiamento e col tipo di pneumatico. Il lavoro assorbito, indicato in figura 2-XIII dall'area tratteggiata, a parte gli attriti, viene in gran parte restituito.

Analogamente a quanto esposto per gli ammortizzatori, il rendimento di assorbimento dei pneumatici è dato dal rapporto fra l'energia assorbita e quella massima assorbibile nell'ipotesi di reazione costantemente uguale al valore massimo $R_{t\max}$.

$$\eta_t = \frac{\int_0^{s_{t \max}} R_t ds_t}{R_{t \max} s_{t \max}} \quad (4\text{-XIII})$$

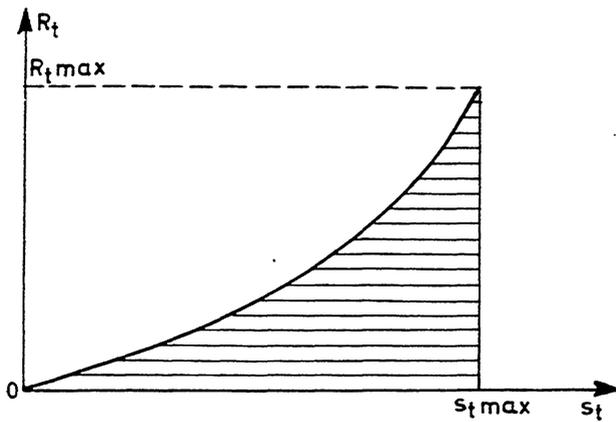


Fig. 2-XIII

Il valore di η_t è poco influenzato sia dal tipo di pneumatico che dalla pressione di gonfiamento, mediamente si aggira intorno a $0,4 \div 0,45$.

Le caratteristiche ammortizzanti del treno di atterraggio, nel suo complesso, possono essere espresse, sulla base di quanto precedentemente esposto, introducendo un rendimento di schiacciamento dinamico del treno di atterraggio definito dalla:

$$\eta_L = \frac{\int_0^{\Delta z_e} R_L dz_e}{R_{L \max} \Delta z_e} \quad (5\text{-XIII})$$

e valutabile con la:

$$\eta_L = \frac{1}{R_{L \max} \Delta z_e} \Sigma (\eta_s R_{s \max} s_{s \max} + \eta_t R_{t \max} s_{t \max}) \quad (6\text{-XIII})$$

essendo la sommatoria estesa a ciascuno dei singoli carrelli (semicarrelli principali, carrello anteriore o di coda) che partecipano all'assorbimento dell'energia d'urto (1-XIII).

Le (1-XIII) e (2-XIII), in virtù della (5-XIII), conducono alla seguente espressione dell'equazione dell'energia:

$$\frac{R_{L \max}}{W} = \frac{1}{\eta_L} \left[\frac{H}{\Delta z_e} + \left(1 - \frac{L}{w} \right) \right] \quad (7-XIII)$$

essendo H l'altezza di caduta definita dalla:

$$H = \frac{(\dot{z}_e)_0^2}{2g} \quad (8-XIII)$$

Essa rappresenta l'energia cinetica da smaltire per ogni unità di peso del velivolo.

13.2.2. Fattore di carico limite in atterraggio

Le sollecitazioni relative all'atterraggio vengono esercitate sugli organi di atterraggio e da questi trasmessi alle altre strutture del velivolo.

Il fattore di carico limite in atterraggio n_L (denominato anche coefficiente di contingenza in atterraggio) fornisce la misura di tali sollecitazioni estreme; esso è dato, in accordo con la terza delle (5-I), dalla:

$$n_L = 1 - \frac{(\ddot{z}_e)_{\max}}{g} \quad (9-XIII)$$

L'equilibrio dinamico alla traslazione secondo la verticale è espresso dalla:

$$R_{L \max} + L - W + \frac{W}{g} (\ddot{z}_e)_{\max} = 0 \quad (10-XIII)$$

in base alla quale la precedente porge:

$$n_L = \frac{L}{W} + \frac{R_{L \max}}{W} \quad (11-XIII)$$

ovvero, in virtù della (7-XIII), anche:

$$n_L = \frac{1}{\eta_L} \left[\frac{H}{\Delta z_e} + \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right] + \frac{L}{W} \quad (12-XIII)$$

Quest'ultima fornisce il fattore di carico limite in atterraggio in funzione dell'altezza di caduta H , dell'abbassamento del centro di gravità Δz_e dell'aeromobile consentito dagli ammortizzatori e dai pneumatici, della portanza in atto L , del peso W all'atterraggio e del rendimento di schiacciamento dinamico η_L del treno di atterraggio [calcolabile con la (6-XIII)].

13.2.3. Condizioni di atterraggio

La reazione del terreno $R_{L_{max}}$ espressa dalla (5-XIII) si distribuisce sugli organi di atterraggio in relazione al numero ed alla posizione dei punti su cui ha luogo il primo impatto col suolo. Sotto quest'aspetto occorre prendere in esame ciascuna delle condizioni di atterraggio illustrate in seguito.

Le reazioni del suolo vengono equilibrate con le forze di inerzia corrispondenti alle accelerazioni lineare ed angolare da esse prodotte. Tali carichi vanno sovrapposti a quelli relativi alle azioni aerodinamiche e propulsive in atto immediatamente prima dell'impatto.

13.2.3.1. Atterraggio simultaneo sul carrello anteriore e sui due semicarrelli principali

Se il velivolo si presenta all'atterraggio in assetto tale da prendere contatto simultaneamente sia sui semicarrelli principali che su quello anteriore (fig. 3-XIII) risulta trascurabile la sua rotazione di beccheggio; conseguentemente tutta l'energia d'urto (1-XIII) viene assorbita dai tre sistemi ammortizzanti e distribuita tra essi in quantità proporzionali alle reazioni statiche relative ai rispettivi carrelli. Per maggiore generalità si suppone che durante l'impatto venga esercitata dal pilota anche una azione frenante sui semicarrelli principali, il che sovraccarica il ruotino anteriore.

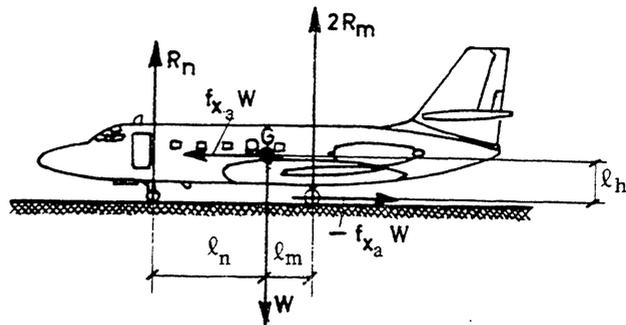


Fig. 3-XIII

Con riferimento alla figura 3-XIII le reazioni statiche risultano date dalle:

$$R_n = W \frac{\ell_m + f_{x_a} \ell_h}{\ell_m + \ell_n} \quad (13\text{-XIII})$$

$$R_m = W \frac{\ell_n - f_{x_a} \ell_h}{2(\ell_m + \ell_n)} \quad (14\text{-XIII})$$

in base alle quali è possibile, in virtù della (6-XIII), valutare il rendimento dinamico η_L del treno di atterraggio:

$$\eta_L = \frac{1}{\Delta z_e} \left[2 \frac{R_m}{W} (K_s \eta_s s_{s_{\max}} + \eta_t s_{t_{\max}})_m + \frac{R_n}{W} (K_s \eta_s s_{s_{\max}} + \eta_t s_{t_{\max}})_n \right] \quad (15\text{-XIII})$$

con K_s coefficiente dipendente dalla geometria specifica di ciascun carrello e dalla sua inclinazione rispetto alla verticale all'assetto di atterraggio. Nel caso di carrello a forcella oscillante (fig. 4-XIII) – essendo:

$$R_{s_{\max}} = \frac{\ell_t}{\ell_s} R_{t_{\max}} \quad (16\text{-XIII})$$

– si ha:

$$K_s = \frac{\ell_t}{\ell_s} \quad (17\text{-XIII})$$

con ℓ_t funzione dell'inclinazione i_v della gamba rispetto alla verticale.
Nel caso di carrello del tipo telescopico risulta invece:

$$K_s = \cos i_v \quad (18\text{-XIII})$$

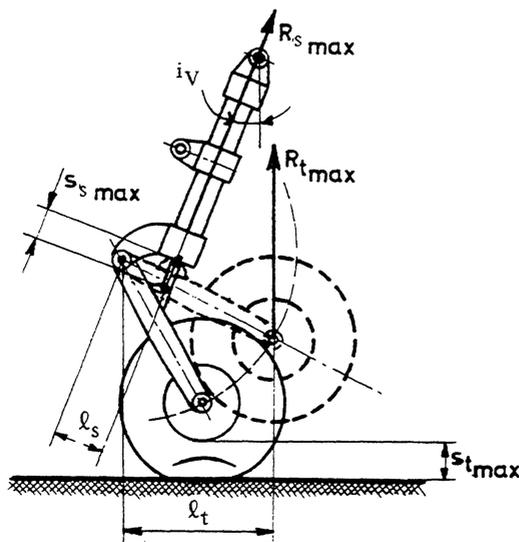


Fig. 4-XIII

Noto η_L la (12-XIII) fornisce il fattore di carico limite al baricentro occorrente per il calcolo delle forze di inerzia secondo la verticale e quindi, per la (11-XIII), il fattore di carico alle ruote ($n_L - L/W$) per il quale occorre moltiplicare le reazioni verticali statiche (13-XIII) e (14-XIII) onde ottenere quelle dinamiche in atterraggio.

13.2.3.2. Atterraggio in linea di volo sui due semicarrelli principali

Si ammette che la ruota del carrello anteriore sfiori il suolo senza venirne a contatto durante il primo impatto. La reazione del terreno è molto prossima al baricentro del velivolo; si trascura perciò l'effetto della rotazione di beccheggio del velivolo da essa prodotta (13.2.3.4.).

La determinazione dei carichi viene quindi effettuata in conformità della procedura illustrata in 13.2.3.1. assumendo la (8-XIII) per il calcolo dell'altezza di caduta ed introducendo le seguenti varianti:

– η_L viene ottenuto con la (15-XIII) per $R_n = 0$:

$$\eta_L = \frac{2 R_m}{W} \frac{K_s \eta_s S_{s_{\max}} + \eta_t S_{t_{\max}}}{\Delta z_e} \quad (19\text{-XIII})$$

– oltre alle forze inerziali derivanti da n_L (equilibrio alla traslazione lungo la verticale) occorre tener conto di quelle dovute all'accelerazione angolare di beccheggio prodotta dal momento:

$$m_R = - \left[2 \left(n_L - \frac{L}{W} \right) R_m \ell_m + f_{x_a} W \ell_h \right] \quad (20\text{-XIII})$$

13.2.3.3. Atterraggio in assetto cabrato sui due semicarrelli principali

Si ipotizza che il velivolo si presenti in atterraggio al massimo assetto cabrato sfiorando il suolo con la sua parte posteriore senza peraltro venirne a contatto durante il primo impatto. In questo caso le reazioni

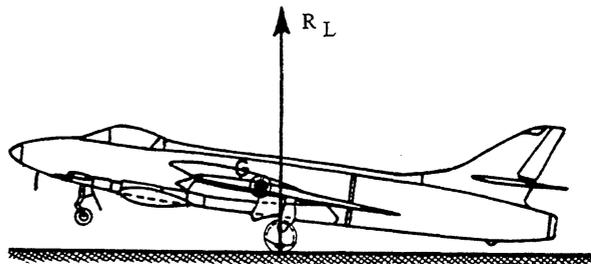


Fig. 5-XIII

verticali del terreno risultano essere ancora più prossime al baricentro del velivolo che non nel caso precedente; si ammette perciò che tutta l'energia cinetica (1-XIII) venga assorbita dai sistemi ammortizzanti dei due semicarrelli principali.

La procedura di calcolo è sostanzialmente identica a quella relativa alla condizione descritta in 13.2.3.2.

I carichi che ne derivano risultano ovviamente diversi sia a causa della variata capacità di assorbimento di energia del sistema ammortizzante in conseguenza del nuovo assetto del velivolo in atterraggio che in relazione alla diversa direzione delle reazioni del suolo rispetto agli assi velivolo.

13.2.3.4. Atterraggio su una sola ruota

Se il velivolo si presenta all'atterraggio in assetto trasversale o longitudinale non corretto il primo impatto col terreno può aver luogo su uno solo dei dispositivi predisposti per l'assorbimento dell'energia d'urto: uno dei semicarrelli principali, il carrello anteriore o quello di coda. Le condizioni di carico più gravose si hanno quando l'assetto del velivolo è tale da consentire, durante il primo impatto, lo schiacciamento massimo del pneumatico e l'intera corsa dell'ammortizzatore senza che risultino impegnati gli altri organi di atterraggio.

Facendo riferimento al caso di atterraggio su un solo semicarrello principale – illustrato in figura 6-XIII – si perviene al seguente sistema:

$$\begin{cases} R_L + \frac{W}{g} \ddot{z}_e = 0 \\ R_L \varrho_x + \frac{W}{g} k_x^2 \ddot{\Phi} = 0 \end{cases} \quad (21-XIII)$$

che esprime l'equilibrio dinamico durante il primo impatto nell'ipotesi che il velivolo si presenti in atterraggio in condizioni stabilizzate (accelerazioni lineare ed angolare nulle).

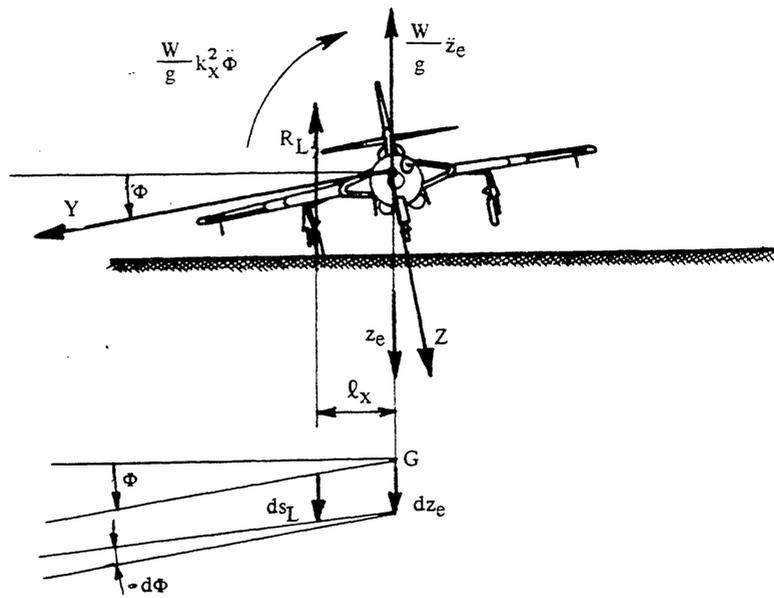


Fig. 6-XIII

Dalla figura 6-XIII si ricava inoltre la seguente relazione tra la rotazione elementare $d\Phi$ e gli abbassamenti del velivolo sul baricentro e sul punto di contatto col terreno:

$$ds_L = dz_e + l_x d\Phi \quad (22-XIII)$$

Conseguentemente il sistema (21-XIII) può essere posto nella forma:

$$\begin{cases} R_L + \frac{W}{g} (s_L - l_x \ddot{\Phi}) = 0 \\ R_L l_x + \frac{W}{g} k_x^2 \ddot{\Phi} = 0 \end{cases} \quad (23-XIII)$$

Eliminando $\ddot{\Phi}$ fra le due equazioni (23-XIII) si ottiene quindi:

$$\frac{W}{g} k_x^2 \ddot{s}_L + R_L \varrho_x^2 \left[1 + \left(\frac{k_x}{\varrho_x} \right)^2 \right] = 0 \quad (24-XIII)$$

In prima approssimazione è lecito sostituire al sistema ammortizzante costituito dal semicarrello principale un sistema elastico equivalente la cui reazione risulta quindi esprimibile a mezzo della:

$$R_L = K s_L \quad (25-XIII)$$

(con K costante positiva) e la cui corsa massima $s_{L \max}$ è definita dalla:

$$\mathcal{L} = 0,5 K s_{L \max}^2 \quad (26-XIII)$$

esprimente appunto l'uguaglianza fra il lavoro \mathcal{L} che il semicarrello deve essere in grado di dissipare e quello ($0,5 R_{L \max} s_{L \max}$) del sistema elastico equivalente.

Se si pone:

$$f^2 = \frac{K g}{W} \left[1 + \left(\frac{\varrho_x}{k_x} \right)^2 \right] \quad (27-XIII)$$

la (24-XIII), per la (25-XIII), può scriversi:

$$\ddot{s}_L + f^2 s_L = 0 \quad (28-XIII)$$

il cui integrale generale è del tipo:

$$s_L = K_1 \text{sen } ft + K_2 \text{cos } ft \quad (29-XIII)$$

Le condizioni ai limiti relative all'istante iniziale ($t = 0$):

$$(s_L)_0 = 0 \quad (\dot{s}_L)_0 = (\dot{z}_e)_0 \quad (30-XIII)$$

conducono ai seguenti valori delle costanti:

$$K_1 = \frac{(\dot{z}_e)_0}{f} \quad K_2 = 0 \quad (31-XIII)$$

La (29-XIII) fornisce quindi il seguente valore di $s_{L \max}$:

$$s_{L \max} = \frac{(\dot{z}_e)_0}{f} \quad (32\text{-XIII})$$

che, per le (26-XIII) e (27-XIII), porge a sua volta:

$$\mathcal{L} = \frac{W}{2g} (\dot{z}_e)_0^2 \frac{1}{1 + (\ell_x/k_x)^2} \quad (33\text{-XIII})$$

In altri termini l'energia d'urto che il semicarrello principale deve poter assorbire è quella corrispondente ad un'altezza di caduta ridotta H_R fornita dalla:

$$H_R = \frac{H}{1 + (\ell_x/k_x)^2} \quad (34\text{-XIII})$$

essendo ℓ_x la semicarreggiata, k_x il raggio d'inerzia longitudinale del velivolo ed H l'altezza di caduta espressa dalla (8-XIII).

Il calcolo delle sollecitazioni viene effettuato assumendo il fattore limite all'atterraggio fornito dalla (12-XIII) sulla base dell'altezza di caduta ridotta (34-XIII) e del rendimento di schiacciamento dinamico del semicarrello principale:

$$\eta_L = \frac{K_s \eta_s s_{s \max} + \eta_t s_{t \max}}{s_{L \max}} \quad (35\text{-XIII})$$

Ovviamente le azioni inerziali da considerare sono quelle dovute all'accelerazione lineare baricentrica ed alle componenti di beccheggio e di rollio dell'accelerazione angolare.

Nel caso di atterraggio sul carrello anteriore (o su quello di coda) si procede in modo analogo in base ad un'altezza di caduta ridotta data da:

$$H_R = \frac{H}{1 + (\ell_y/k_y)^2} \quad (36\text{-XIII})$$

con l_y uguale alla distanza del baricentro del velivolo dal carrello anteriore (o posteriore) misurata nella direzione dell'asse velivolo longitudinale e k_y raggio di inerzia trasversale del velivolo.

13.2.3.5. Atterraggio in derapata

In questa condizione si hanno componenti trasversali notevoli delle reazioni del terreno mentre le componenti verticali vengono generalmente assunte in misura ridotta rispetto a quelle relative ad atterraggio senza deriva.

La determinazione di dette reazioni viene effettuata in base a quanto prescritto dalla regolamentazione vigente (v. 13.2.5.3.).

Questa condizione è caratterizzata da accelerazione trasversale diversa da zero.

13.2.4. Rilievi statistici

I carichi in atterraggio dipendono dall'assetto del velivolo e dalle velocità lineare ed angolare all'impatto. Interessa quindi disporre delle rilevazioni statistiche relative ai seguenti parametri: componenti verticale ed orizzontale della velocità del baricentro, angoli di rollio, beccheggio ed imbardata, velocità angolari di rollio, beccheggio ed imbardata.

Il contributo di tali parametri può essere stimato con sufficiente approssimazione esaminandone gli effetti separatamente.

I contributi più importanti sono quelli relativi alle componenti verticale ed orizzontale della velocità del baricentro del velivolo; essi, insieme all'angolo ed alla velocità angolare di beccheggio, definiscono, per un dato velivolo, i carichi in atterraggio simmetrico. In relazione al ruolo determinante delle due componenti della velocità lineare del baricentro, vengono in seguito riportate alcune informazioni sui rilievi statistici di questi parametri effettuati su velivoli in servizio operativo.

13.2.4.1. Velocità verticale all'impatto

La velocità verticale all'impatto $(\dot{z}_e)_0$ definisce, per un assegnato peso in atterraggio, l'energia cinetica che deve essere dissipata dal sistema ammortizzante [relazione (1-XIII)]; risulta perciò particolarmente importante conoscere, per ciascuna categoria di aeromobile, la frequenza di evenienza $N_{(\dot{z}_e)_0}$ di detto parametro. Essa viene espressa come frazione del numero di atterraggi in cui viene superato un prestabilito valore della velocità verticale all'impatto. Le numerose rilevazioni, effettuate prevalentemente con mezzi fotografici, indicano, per le varie categorie di velivoli, una distribuzione di tipo normale; caratterizzata quindi da un valore medio $(\bar{\dot{z}_e})_0$ e da una deviazione standard $\sigma_{(\dot{z}_e)_0}$.

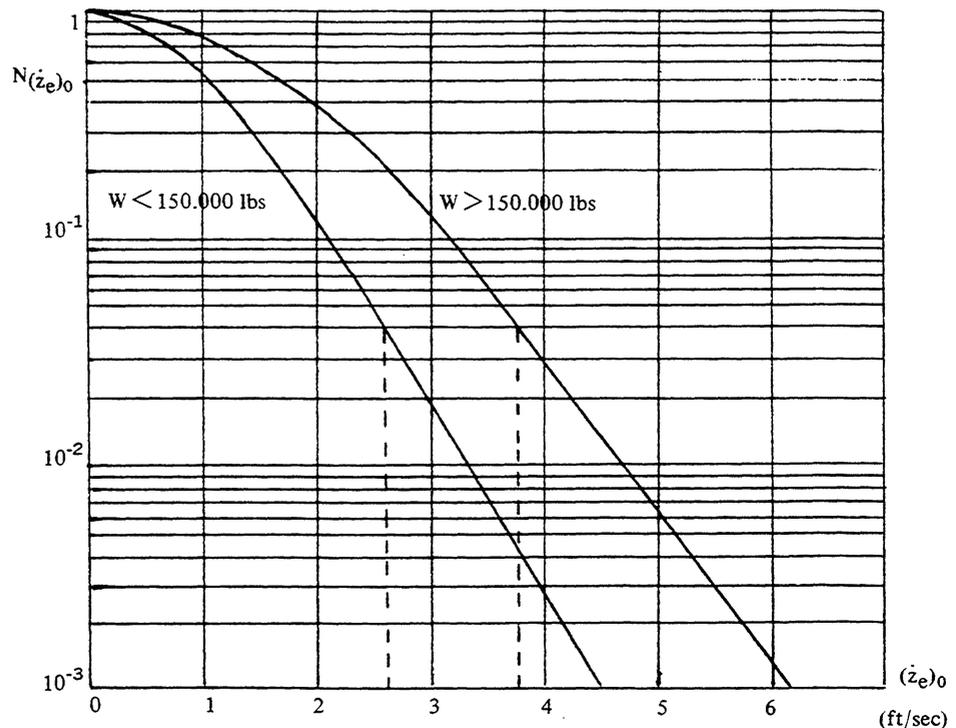


Fig. 7-XIII

La figura 7-XIII riporta i dati statistici relativi a circa 2.400 atterraggi effettuati da 17 diversi velivoli, quattro dei quali di peso superiore a 150.000 lbs. (sono esclusi gli atterraggi notturni e quelli effettuati in condizioni di cattiva visibilità).

Il confronto fra velivoli di categoria diversa viene fornito dai corrispondenti valori di $(\dot{z}_e)_0$ relativi ad una prestabilita frequenza di evenienza. Si è convenuto di assumere il valore:

$$N_{(\dot{z}_e)_0} = 0,04 \quad (37\text{-XIII})$$

Quindi il parametro di confronto è costituito dal valore $(\dot{z}_e)_0$ della velocità verticale all'impatto che viene superata una volta ogni venticinque atterraggi. Essa risulta espressa, con buona approssimazione, dalla:

$$(\dot{z}_e)_0^* = \overline{(\dot{z}_e)_0} + 2 \sigma_{(\dot{z}_e)_0} \quad (38\text{-XIII})$$

Dall'esame della figura 7-XIII si deduce:

$$(\dot{z}_e)_0^* = \begin{cases} 2,6 \text{ ft/sec} \\ 3,7 \text{ ft/sec} \end{cases} \quad \text{per} \quad W \begin{cases} < 150.000 \text{ lbs} \\ > 150.000 \text{ lbs} \end{cases} \quad (39\text{-XIII})$$

13.2.4.2. Velocità orizzontale all'impatto

La velocità orizzontale all'impatto $(\dot{x}_e)_0$ influenza in particolar modo l'entità delle componenti longitudinali delle reazioni del suolo; interessa quindi conoscere la frequenza di evenienza $N_{(\dot{x}_e)_0}$ di tale parametro. Quest'ultima viene normalmente espressa in termini di frazione del numero di atterraggi in cui viene superato un prestabilito eccesso di velocità $(V_L - V_S)$ rispetto alla velocità di stallo.

La figura 8-XIII si riferisce ai rilievi statistici relativi a circa 2.100 atterraggi effettuati da 17 velivoli diversi, civili e militari, di cui 10 ad elica ed i rimanenti a getto. Per i velivoli ad elica si notano due diverse distribuzioni; quella relativa alle più alte velocità deriva prevalentemente da atterraggi effettuati da velivoli militari. I dati relativi ai turbogetti definiscono una sola distribuzione caratterizzata da più ampi margini di velocità. Ciò è dovuto probabilmente alla minore efficienza dei turbogetti alle basse velocità di volo con conseguenti minori margini di potenza disponibile rispetto ai velivoli ad elica.

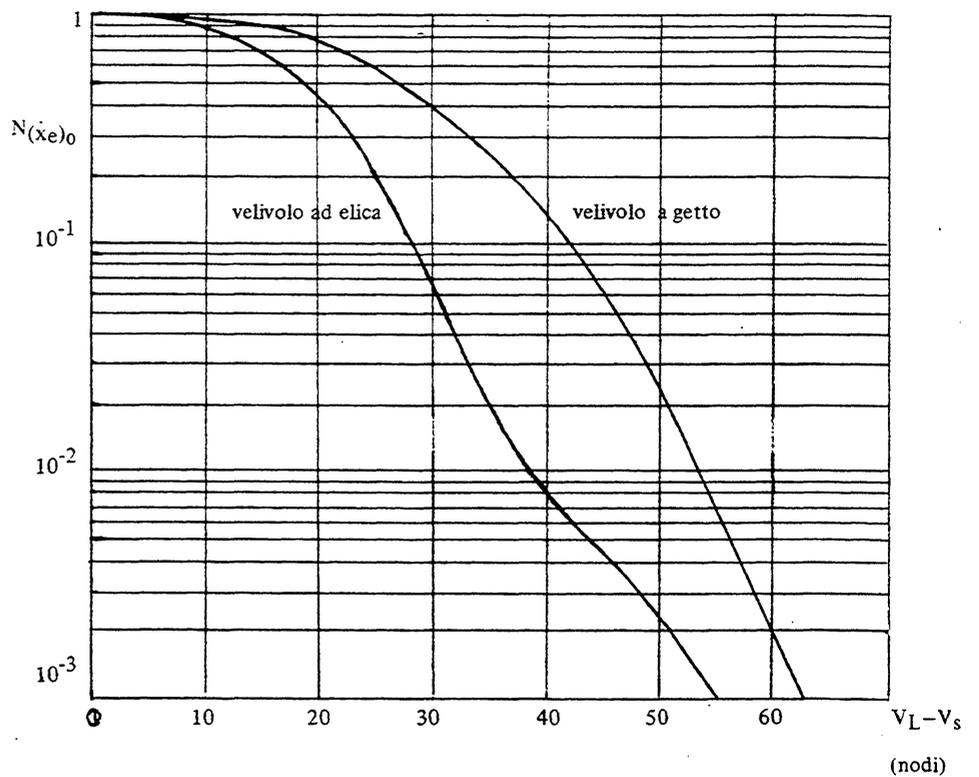


Fig. 8-XIII

13.2.5. Prescrizioni regolamentari

I requisiti di sicurezza strutturale in atterraggio definiscono, secondo criteri molto rigorosi, l'energia cinetica da smaltire, il fattore di carico limite e le condizioni di atterraggio da prendere in esame.

Inoltre viene richiesto che, per ciascuna di tali condizioni, vengano esaminati gli effetti derivanti sia dalle reazioni del suolo che dal sistema di forze di inerzia che le equilibra alla traslazione ed alla rotazione.

La verifica deve essere effettuata per ogni posizione del centro di gravità, compresa nei limiti per i quali è richiesta l'omologazione, che rende massimi i carichi di progetto su ciascun elemento strutturale.

13.2.5.1. Energia d'urto

L'energia d'urto (I-XIII) che gli organi di atterraggio debbono essere in grado di smaltire viene stabilita dalla regolamentazione vigente attraverso la definizione, per ciascuna categoria di velivolo, della velocità limite di discesa in atterraggio e del peso di atterraggio di progetto.

La velocità limite di discesa in atterraggio $(z_e)_{0\max}$ viene stabilita dalle Norme con criteri cautelativi sulla base delle curve di frequenza di evenienza del tipo di quelle illustrate in figura 7-XIII relative alla categoria di appartenenza del velivolo: la probabilità che in esercizio venga superata la velocità limite di discesa prescritta è dell'ordine di 1 a 10.000. Così, ad esempio le FAR 25 prescrivono per i velivoli da trasporto una velocità limite di discesa pari a 10 ft/sec mentre quelle civili inglesi assumono valori variabili fra 8 ft/sec ed 11 ft/sec in dipendenza della velocità di stallo (da 50 a 100 miglia per ora). Le Norme militari inglesi prescrivono 12 ft/sec per i velivoli terrestri e, per quelli navali, velocità all'impatto comprese fra 14 ft/sec e 20 ft/sec in funzione della velocità in avvicinamento variabile a sua volta dai 60 ai 120 nodi.

A tali velocità viene associato il peso di atterraggio di progetto per determinare l'energia d'urto di progetto; i carichi che ne derivano vengono considerati carichi di contingenza. Il peso di atterraggio di progetto può essere assunto inferiore a quello massimo al decollo purché venga dimostrata l'estrema improbabilità di atterraggi ad un peso superiore nell'esercizio del velivolo, oppure la compatibilità con i requisiti di sicurezza strutturale di atterraggi effettuati a pesi superiori ma ad una prestabilita aliquota della velocità limite di discesa. Le FAR 25, ad esempio, prescrivono una velocità di discesa di 6 ft/sec negli atterraggi effettuati al peso massimo al decollo; i carichi corrispondenti sono ancora da considerare come carichi di contingenza, tali quindi da non dar luogo a deformazioni permanenti delle strutture.

Le Norme vigenti prescrivono inoltre delle condizioni di superlavoro il verificarsi delle quali, pur potendo danneggiare seriamente il treno di atterraggio, non deve condurre alla sua completa distruzione. Le condizioni di superlavoro sono da considerarsi come atterraggi di emergenza. Ad esempio le FAR 25 prescrivono di assumere a tali effetti una velocità di discesa di 12 ft/sec associata al peso di atterraggio di progetto e ad una portanza in atto non superiore a tale peso.

13.2.5.2. Fattore di carico limite in atterraggio

Il fattore di carico limite in atterraggio, quando prescritto, si aggira intorno al valore di tre. Valori più bassi vengono adottati per velivoli di peso elevato (superiore a 50.000 lbs.). Può, però, su richiesta, esser concessa dalle competenti autorità, l'autorizzazione ad assumere valori maggiori fino a cinque come è avvenuto per qualche caccia o valori minori, intorno a due, come potrebbe esser conveniente per velivoli molto leggeri.

E' da sottolineare la modesta importanza, dal punto di vista della sicurezza strutturale, di imporre un prestabilito valore del fattore di carico limite dal momento che tutte le parti costituenti il velivolo ed il carrello, in particolare, debbono in ogni caso esser proporzionati in conformità al valore di n_L derivante dall'efficacia del sistema ammortizzante del treno di atterraggio. Per tale ragione molti regolamenti non prescrivono il fattore di carico limite in atterraggio.

E' invece richiesta, in ogni caso, l'esecuzione di prove di libera caduta atte a determinare le effettive capacità di assorbimento di energia del treno di atterraggio e quindi il rispettivo fattore di carico. Ciascun carrello viene fatto cadere da un'altezza uguale all'altezza di caduta:

$$H = \frac{(\dot{z}_e)_{0\max}^2}{2g} \quad (40-XIII)$$

ad un assetto corrispondente alla condizione di atterraggio che viene simulata. La massa W_e/g da associare in tali prove all'intero treno di atterraggio è data, per la (5-XIII), dalla:

$$W_e(H + \Delta z_e) = \eta_L R_{L\max} \Delta z_e \quad (41-XIII)$$

ovvero, per la (7-XIII), da:

$$W_e = W \left[\frac{H + (1 - L/W)\Delta z_e}{H + \Delta z_e} \right] \quad (42-XIII)$$

Conseguentemente la massa da associare ad un solo carrello è esprimibile a mezzo della:

$$W_{e_i} = KW \left[\frac{H + (1 - L/W) \Delta z_e}{H + \Delta z_e} \right] \quad (43-XIII)$$

essendo K l'aliquota dell'energia cinetica totale WH assorbita dal carrello in prova. Si assume quindi $K = 0,5$ per atterraggio sui due semicarrelli principali e $K = H_R/H$ per atterraggio su un solo carrello.

La conoscenza delle reazioni massime registrate in dette prove di libera caduta conduce alla determinazione di $R_{L_{max}}$ per ciascuna condizione di atterraggio simulato. Si dispone così di tutti gli elementi occorrenti per il calcolo sia dell'eventuale accelerazione angolare che del fattore di carico limite n_L tramite la (11-XIII).

13.2.5.3. Condizioni di atterraggio

Le prescrizioni regolamentari vigenti impongono l'esame di tutte le condizioni di atterraggio precedentemente illustrate (13.2.3.). Esse associano a ciascuna condizione prescritti valori delle componenti orizzontali (longitudinale e laterale) della reazione del suolo.

Le componenti longitudinali sono costituite normalmente dalle forze necessarie per accelerare i copertoni e le ruote fino alla velocità orizzontale di atterraggio; nel caso di atterraggio frenato esse sono invece ovviamente quelle dovute all'azione dei freni.

Per la condizione di atterraggio in derapata vengono generalmente assegnati valori ridotti delle reazioni verticali associate a prescritti valori del fattore di carico laterale. Ad esempio, le FAR 25 prescrivono di accoppiare alle reazioni verticali relative all'atterraggio in linea di volo sui due semicarrelli principali, ridotte al 50%, le componenti trasversali sui due semicarrelli principali pari a 0,8 la reazione verticale su un lato (e diretta verso l'interno) e 0,6 la reazione verticale sull'altro lato (e diretta verso l'esterno).

Per quanto concerne infine il carrello anteriore, molte Norme prescrivono, in luogo dell'atterraggio sul ruotino anteriore, la condizione di atterraggio frenato su tre punti ($f_{xa} = 0,4$ secondo le Norme militari inglesi). In tal caso l'energia che il carrello anteriore deve essere in grado

di assorbire è data, per la (13-XIII), da:

$$R_n H = \frac{\ell_m + f_{xa} \ell_n}{\ell_m + \ell_n} WH \quad (44-XIII)$$

in luogo di:

$$WH_R = \frac{1}{1 + (\ell_y/k_y)^2} WH \quad (45-XIII)$$

come si deduce dalla (36-XIII).

13.3. Rullaggio

I carichi al suolo relativi alle fasi di rullaggio sono generalmente inferiori a quelli di atterraggio; essi hanno quindi influenza solamente sulla resistenza a fatica delle strutture.

Tuttavia su alcuni grandi velivoli sono stati registrati, durante le fasi di rullaggio, picchi del fattore di carico normale dell'ordine di 1,75; non si può perciò escludere a priori che i carichi in rullaggio possano risultare critici per la resistenza statica in quei casi in cui vengono adottati fattori di carico limite in atterraggio inferiori a due.

13.3.1. Rilievi statistici

Le frequenze di evenienza delle accelerazioni normali in rullaggio dipendono dal profilo della pista, dal tempo e velocità di rullaggio oltre che dalla funzione di trasferimento del velivolo.

Nelle normali operazioni delle avioilinee il tempo di rullaggio è mediamente pari a circa 5 minuti per volo mentre il valore medio del fattore di carico normale è dell'ordine di 1,12; i valori massimi si registrano generalmente a velocità di rullaggio inferiori a 20 miglia all'ora, tuttavia non è da escludere l'insorgere di carichi elevati e poco frequenti a velocità maggiori.

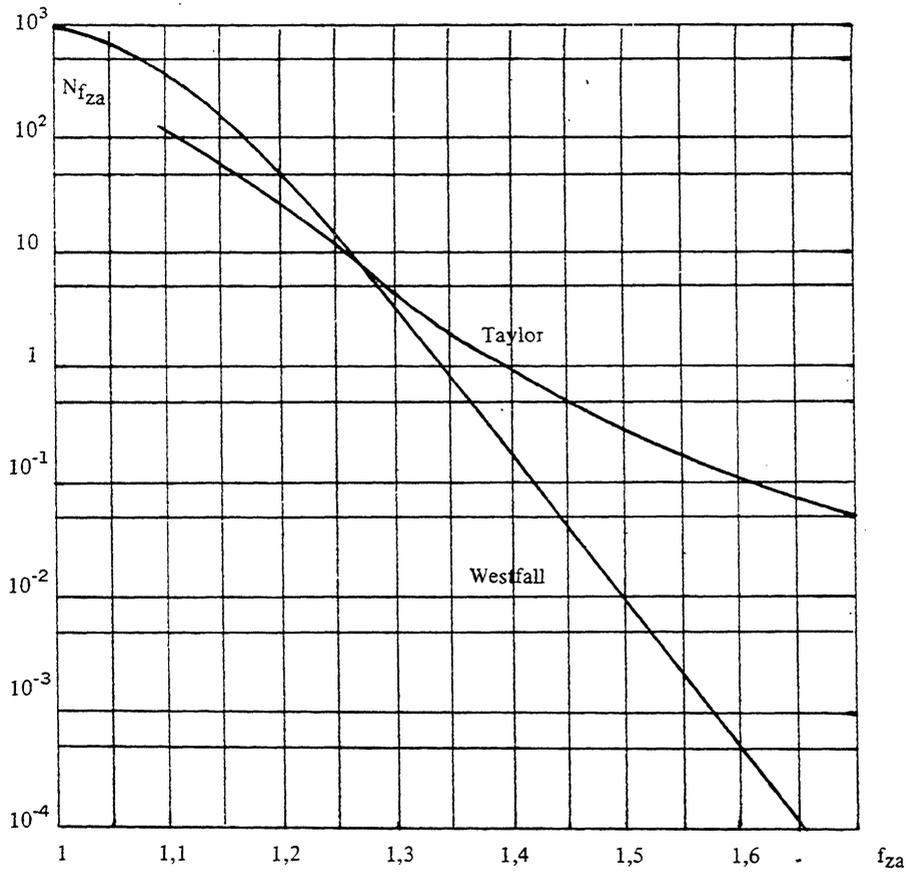


Fig. 9-XIII

A titolo di esempio nella figura 9-XIII vengono confrontate le distribuzioni delle frequenze di evenienza (per volo) del fattore di carico normale in rullaggio $N_{f_{za}}$ ottenute da Westfall e da Taylor.

13.3.2. Prescrizioni regolamentari

Le condizioni di carico in rullaggio vengono definite dai Regolamenti a mezzo di prescritti valori del carico verticale e dell'azione fre-

nante. Ad esempio, le FAR stabiliscono un fattore di carico limite in rullaggio uguale ad 1,33 al peso massimo di decollo ed a portanza supposta nulla. Il carico longitudinale di resistenza, da applicare al punto di contatto della ruota col terreno, viene prescritto uguale al minore dei due valori corrispondenti ad un coefficiente di attrito di 0,8 ed all'applicazione della coppia frenante limite.

Vengono inoltre stabilite condizioni di carico supplementari, relative alle manovre a terra, che interessano principalmente il carrello di atterraggio secondario (anteriore o posteriore).