

5. Le condizioni che vengono prese in esame per la determinazione dei carichi relativi allo spostamento del velivolo sul piazzale sono:

- a  traino
- b  sollevamento con braga
- c  appoggio su martinetti
- d  tutte le risposte sono corrette

6. In volo orizzontale rettilineo uniforme, il fattore di carico è pari a:

- a  zero
- b  uno
- c  all'accelerazione di gravità
- d  uguale alla potenza

7. La turbolenza dell'aria può causare un aumento della velocità di stallo quando si verifica:

- a  una diminuzione dell'angolo di incidenza
- b  un'improvvisa diminuzione del fattore di carico
- c  un repentino aumento della TAS
- d  una repentina variazione del vento relativo

8. L'atterraggio di un velivolo terrestre si suole decomporre nelle tre fasi:

- a  avvicinamento, manovra, rullaggio
- b  manovra, avvicinamento, rullaggio
- c  rullaggio, manovra, salita
- d  avvicinamento, rullaggio, arresto

9. Il limite di fatica è il carico:

- a  definito convenzionalmente dalle norme
- b  al quale il materiale resiste per tutto il corso della sua vita
- c  impiegato nel progetto strutturale del velivolo
- d  tutte le risposte sono corrette

10. L'effetto giroscopico si manifesta:

- a  tutte le volte che il velivolo devia dal moto rettilineo uniforme
- b  essenzialmente in aria agitata
- c  principalmente negli alianti a causa del basso peso dell'aeromobile
- d  quando il velivolo esegue la prova motore in testata pista

## Il calcolo strutturale del velivolo

### 13.1 La schematizzazione della struttura

Ai fini dell'analisi strutturale il velivolo può essere suddiviso in tre elementi essenziali: ala, fusoliera, impennaggi; altri elementi costituiscono parti essenziali della struttura, quali organi di atterramento, apparato propulsore, organi di comando, ma questi possono essere trattati separatamente e visti nella schematizzazione generale come elementi che forniscono carichi all'ala e alla fusoliera.

Il calcolo strutturale (progetto, verifica e collaudo) si effettua schematizzando la struttura e ciò può essere effettuato in vari modi in funzione della precisione richiesta legata alla fase del progetto (progetto di massima o progetto esecutivo) e in funzione della tipologia della struttura.

Molto frequente è il caso in cui gli elementi costruttivi hanno forma di travi, forma che si può pensare generata mediante lo spostamento di una figura piana che si mantiene ortogonale alla linea descritta del suo baricentro.

Lo **schema a travi** è lo schema più semplice con cui può essere rappresentata la struttura di un velivolo; è molto impiegato nei calcoli di progetto preliminare, ma non nell'analisi strutturale di dettaglio.

Le **strutture reticolari** sono quei sistemi costituiti da **aste**, generalmente metalliche, mutuamente giuntate per mezzo di cerniere (in realtà si tratta di incastri); molte strutture aeronautiche rientrano in questa categoria.

Le **strutture geodetiche** vengono citate per completezza di esposizione, erano usate in passato in velivoli celebri, ma oggi non vengono impiegate.

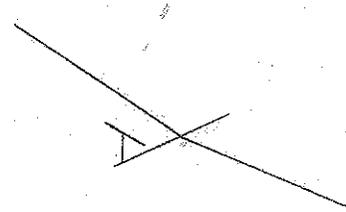
Le **strutture a guscio** schematizzano le recenti realizzazioni in materiale composito.

Lo schema strutturale di largo impiego in campo aeronautico è il **semiguscio**, chiamato anche **guscio rinforzato**. Queste strutture si ottengono dallo schema a guscio ideale introducendo opportuni elementi di irrigidimento.

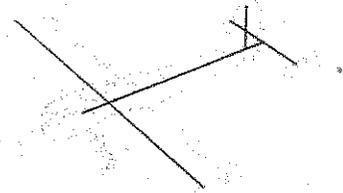
#### Schema a travi

Lo schema più semplice con il quale si può rappresentare la struttura del velivolo è lo schema a travi riportano nelle figg. 13.1, 13.2 e 13.3.

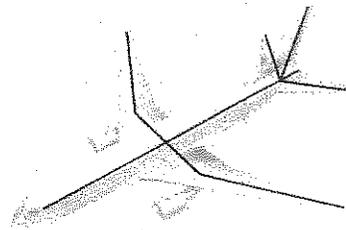
Anche le superfici mobili (alettoni, ipersostentatori, equilibratore, timone) possono essere schematizzate con travi collegate alle relative superfici (ala, impennaggi) mediante cerniere (fig. 13.4).



**Figura 13.1**  
Schema a travi: aliante



**Figura 13.2**  
Schema a travi: velivolo da turismo



**Figura 13.3**  
Velivolo da trasporto commerciale



**Figura 13.4** - Schematizzazione  
delle superfici mobili mediante travi

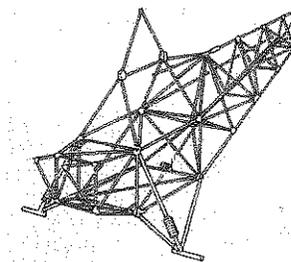
Ovviamente tale schematizzazione presenta tutti i limiti delle travi, ma presenta il notevole vantaggio di poter valutare direttamente le sollecitazioni partendo dai carichi, prima ancora di conoscere come sarà realizzata la struttura; si possono anche calcolare gli sforzi in una sezione della trave, conoscendo le sollecitazioni nella stessa e ignorando quelle delle sezioni vicine. Fra gli svantaggi si cita l'impossibilità di calcolare gli sforzi con sufficiente approssimazione in prossimità delle zone di vincolo, di una brusca variazione di sezione o come conseguenza dell'applicazione di carichi concentrati.

Lo schema a travi viene largamente impiegato nelle prime fasi del progetto quando la struttura non è stata sufficientemente definita nei suoi dettagli; i singoli dettagli vengono successivamente esaminati isolandoli dalla struttura e applicando a questi i carichi che agiscono su di essi, nella condizione di carico considerata, e le relative reazioni vincolari.

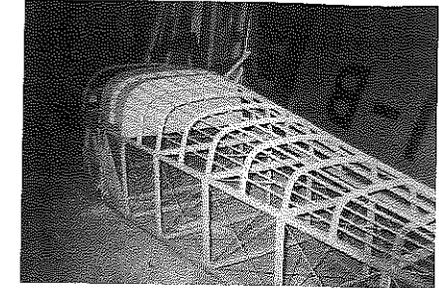
#### Le strutture reticolari

Queste strutture sono nate dalla necessità di ottenere alte resistenze con limitato impiego di materiale; esse si possono infatti riguardare come travi opportuna-

mente svuotate. Le strutture reticolari in campo aeronautico trovano applicazione nei velivoli leggeri impiegando aste in acciaio o, più comunemente, in alluminio (fig. 13.5); nei velivoli ultraleggeri sono impiegate anche travature reticolari in legno (fig. 13.6).



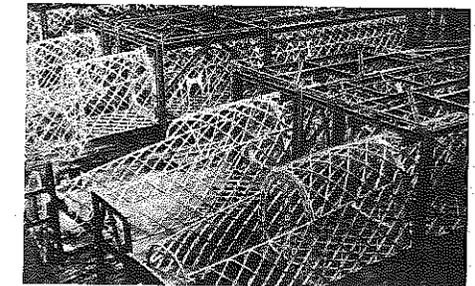
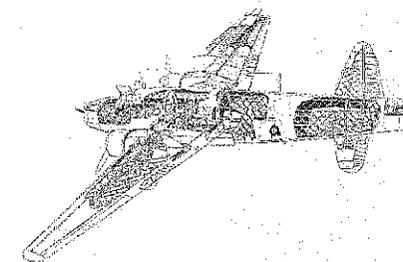
**Figura 13.5**  
Fusoliere realizzate in struttura reticolare



**Figura 13.6**

#### Le strutture geodetiche

La parte fondamentale di questa struttura è costituita da una travatura reticolare spaziale ricoperta da un leggero rivestimento avente il compito di riportare sulla travatura reticolare fondamentale le pressioni aerodinamiche.



**Figura 13.7** - Struttura geodetica

La struttura geodetica merita di essere ricordata per il suo interesse storico, anche se non trova applicazione nei moderni velivoli.

#### Le strutture a guscio

Le strutture a guscio esistono anche in natura e sono costituite da elementi relativamente sottili che posseggono una elevata capacità strutturale grazie alla loro forma più che alla natura del materiale di cui sono costituite.

In campo aeronautico la struttura a guscio è un caso ideale in quanto non sono disponibili procedimenti tecnologici affidabili che permettano di realizzare elementi cavi con spessore variabile delle dimensioni di un'ala o di una fusoliera; recenti realizzazioni in materiale composito tuttavia si avvicinano al **guscio ideale**. Si tenga presente inoltre la necessità di introdurre carichi concentrati relativi ad installazioni varie (carico pagante, gondole motrici, carrello di atterraggio ecc.); inoltre la presenza di aperture, quali porte, oblò, vani di ispezione introducono elementi di discontinuità nello schema del guscio ideale

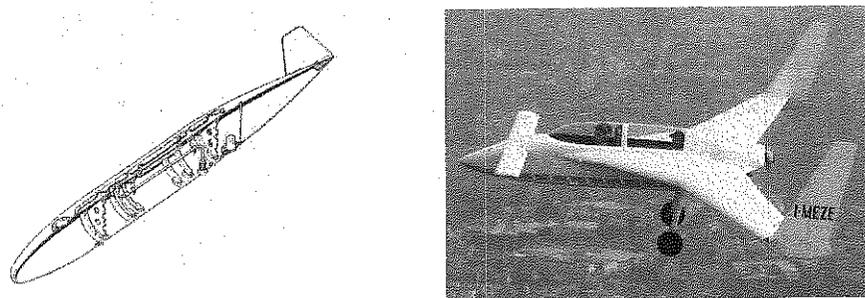


Figura 13.8 - Le strutture in composito si avvicinano al concetto di guscio ideale

#### Le strutture a semiguscio

Lo schema strutturale di largo impiego in campo aeronautico è il **semiguscio**, chiamato anche **guscio rinforzato**. Queste strutture si ottengono dallo schema a guscio ideale introducendo gli elementi di irrigidimento che permettono di introdurre aperture e trasferimento di carichi concentrati.

Nelle strutture a semiguscio ogni elemento strutturale sopporta sollecitazioni di un determinato tipo; trovano particolare applicazione nella progettazione aeronautica dove per esempio i longheroni sopportano la flessione, gli irrigidimenti sopportano carichi assiali, mentre è lasciato al fasciame il compito di sopportare il taglio (fig. 13.9).

Nelle strutture a semiguscio gli elementi trasversali hanno anzitutto il compito di mantenere la forma della sezione e distribuire i carichi concentrati nelle strutture, nonché redistribuire gli sforzi attorno alle discontinuità strutturali.

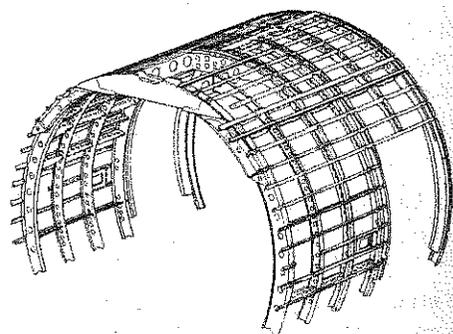


Figura 13.9 - Struttura di fusoliera a semiguscio

Tali elementi limitano inoltre la lunghezza degli elementi longitudinali e creano le condizioni di vincolo alle estremità.

Nei calcoli strutturali il comportamento degli elementi di una struttura a semiguscio viene idealizzato per semplificarne l'analisi. Generalmente si adottano le seguenti ipotesi:

- gli elementi longitudinali resistono solo a sforzi assiali;
- la pareti di rivestimento e dei longheroni reagiscono solo a sforzi di taglio;
- gli sforzi assiali sono costanti sulla sezione di ogni elemento longitudinale e gli sforzi di taglio sono uniformi sullo spessore delle pareti;
- gli elementi trasversali sono rigidi nel proprio piano in modo che le sezioni restano invariate sotto carico, mentre non hanno rigidità alcuna normalmente al loro piano; non offrono quindi alcuna resistenza per deformazione fuori dal piano.

### 13.2 Criteri di progetto strutturale

La struttura di un velivolo fondamentale deve avere la capacità di:

- conservare l'integrità e la forma durante tutte le fasi dell'impiego (mutue posizioni dei suoi componenti);
- proteggere le persone e il carico dalle condizioni ambientali (per esempio la velocità, la pressione atmosferica, la temperatura).

La prima capacità comporta da parte della struttura le proprietà di robustezza, resistenza a fatica e rigidità; la seconda comporta proprietà di isolamento dei vari abitacoli (a ciò possono contribuire gli impianti di condizionamento).

Queste due capacità devono essere acquisite con una struttura della massima leggerezza.

I criteri di progetto strutturale (*structural design criteria*) di un velivolo devono rispondere alle norme cui il velivolo deve soddisfare e a particolari requisiti imposti dai costruttori o autoimposti dai progettisti per motivi precauzionali. Per i velivoli civili normalmente si fa riferimento alle norme americane FAR e alle norme europee JAR emesse dalle Autorità di controllo, le quali esercitano la loro funzione in tutte le fasi del progetto.

Si precisano i concetti di **carico limite** e **carico ultimo** e i criteri cui la struttura deve rispondere.

Carico limite è il massimo carico che può verificarsi in esercizio.

Carico ultimo è il carico limite moltiplicato per il coefficiente di sicurezza che normalmente si assume uguale a 1.5.

La struttura deve essere in grado di sopportare il carico limite senza deformazioni permanenti e non interferire con il normale funzionamento; deve inoltre essere in grado di sopportare il carico ultimo senza rottura per almeno tre secon-

di. Se le deformazioni che si verificano in esercizio sono tali da modificare la geometria e quindi la distribuzione di carico, nei calcoli bisogna tener conto di tale modificazione; inoltre se la distribuzione di carico è influenzata dalla temperatura, questa deve essere presa in considerazione.

I criteri di progetto strutturale sono essenzialmente:

- progetto safe-life;
- progetto fail-safe;

#### Progetto safe-life

Nel progetto safe-life (progetto a vita delimitata o a vita sicura) occorre evitare che i carichi variabili incontrati in servizio possano provocare rotture catastrofiche. Il progettista determina a tale scopo lo spettro di carico previsto in servizio e, tramite analisi e prove sperimentali, deduce la durata dei componenti strutturali in esame e quindi la loro vita operativa applicando un idoneo coefficiente di sicurezza.

Si prescrivono quindi dei criteri di ispezione per ogni elemento dimensionato a safe-life e questi criteri naturalmente devono essere collegati alla vita a fatica, allo spettro di carico, alla frequenza delle ispezioni. Vengono impiegati dispositivi opportunamente progettati per misurare in volo i carichi sopportati; si tratta di un microcomputer in grado di scrivere e memorizzare su un supporto mobile dati inerenti le prestazioni del velivolo e le accelerazioni alle quali lo stesso si trova sottoposto durante ogni volo.

#### Progetto fail-safe

Nel progetto fail-safe, nel caso in cui si manifesti un danno causato da fatica, corrosione, o avvenuto accidentalmente, la restante parte della struttura deve essere in grado di sopportare determinati carichi senza pervenire a rottura, oppure senza deformarsi in maniera tale da non poter assolvere alle funzioni per le quali è stata progettata. In questo caso è necessario saper determinare l'estensione temporale del danno, al fine di poter valutare quando sostituire il componente interessato.

I requisiti di fail-safe dei velivoli civili sono contemplati nelle norme FAR 25.571 e prescrivono che la rottura di un elemento non sia critica per il velivolo fino al carico limite e la struttura sia in grado di resistere alla fatica conseguente allo spettro di carico fino alla successiva ispezione, o meglio fino a che la rottura non sia stata individuata e riparata.

Si prescrivono quindi dei criteri di ispezione per ogni elemento dimensionato a fail-safe e questi criteri naturalmente devono essere collegati alla vita a fatica, allo spettro di carico, alla frequenza delle ispezioni.

### 13.3 Proporzionamento degli elementi resistenti

L'analisi strutturale del velivolo viene affrontata studiando in primo luogo la statica esterna della struttura; si ricercano in questa fase quelle forze incognite che vanno sotto il nome di reazioni vincolari che nascono in corrispondenza dei vincoli e che fanno da equilibrio alle azioni agenti sulla struttura, ricordando che il calcolo statico deve essere eseguito per più condizioni di carico ritenute critiche.

Il calcolo delle reazioni vincolari costituisce di regola la prima parte dello studio di una struttura. Nel caso di strutture isostatiche il problema si risolve mediante semplici considerazioni di equilibrio; nel caso di strutture iperstatiche si fa intervenire l'elasticità del sistema, si calcolano le deformazioni e si impone la congruenza.

Si passa quindi al calcolo delle reazioni interne che nel caso più generale danno luogo ad una forza e ad un momento (relativamente ad una generica sezione). Decomponendo queste azioni secondo l'asse della trave e secondo due direzioni che contengono la sezione retta e formanti con l'asse una terna trirettangola, si ottengono le quattro componenti o caratteristiche della sollecitazione relative alla sezione considerata; sforzo normale (trazione e compressione), sforzo di taglio, momento flettente, momento torcente.

$N$  = sforzo normale (trazione o compressione)

$T$  = sforzo di taglio

$M_f$  = momento flettente

$M_t$  = momento torcente

Si passa successivamente allo studio dello stato di tensione (calcoli di verifica strutturale) o di dimensionamento (calcoli di progetto) o della capacità strutturale (calcolo di collaudo).

#### 13.3.1 Dimensionamento e verifica dell'ala

##### Carichi agenti sull'ala

Le forze agenti sull'ala sono:

- 1) forze inerziali;
- 2) forze aerodinamiche;
- 3) forze di propulsione (se il propulsore è installato nell'ala).

Fissata una certa condizione di carico, cioè fissato  $n_z$ , sono note le forze d'inerzia distribuite secondo la legge di distribuzione delle masse. Le forze aerodinamiche sono note dall'analisi precedentemente effettuata (si veda il par. 12.5 - calcolo di  $P_a$ ) e quindi l'aerodinamica insegna come determinare la distribuzione di portanza sia lungo l'apertura che lungo la corda, o almeno fare

un'ipotesi accettabile per l'analisi strutturale. Le forze propulsive, nel caso di propulsore installato sull'ala, si considerano forze concentrate, note dall'analisi del propulsore.

#### Distribuzione di portanza in apertura e secondo la corda

In volo simmetrico il carico tende ad essere massimo vicino alla radice dell'ala e a decrescere in modo ellittico (per le ali aventi forma in pianta ellittica) verso l'estremità, come illustrato in fig. 13.10. Anche l'ala rettangolare mostra questa sensibile diminuzione di portanza verso l'estremità.

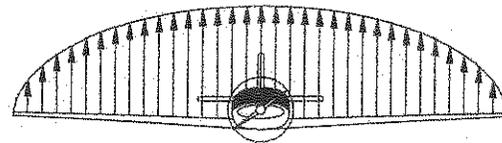


Figura 13.10 - Distribuzione di portanza in apertura

Poiché per ogni condizione di carico si conoscono  $P_a$  e  $V$ ; è possibile calcolare il valore di  $C_p$ :

$$P_a = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_p ; \quad C_p = \frac{2P_a}{\rho V^2 S}$$

Noti questi elementi, la distribuzione di portanza lungo l'apertura può essere calcolata applicando il metodo di Raymond e Anderson riportato nel famoso TR 572, oppure si può procedere con metodi più grossolani, ma semplificati, per esempio applicando il metodo della striscia; questo metodo è particolarmente comodo in presenza di ipersostentatori o alettoni.

La distribuzione di portanza varia anche lungo la corda alare; è noto dall'aerodinamica che il massimo carico è concentrato, ad alta incidenza, in prossimità del bordo d'attacco, sul dorso (fig. 13.11). In sede di progetto si prevede a tale scopo un bordo d'attacco ben robusto con un numero sufficiente di centine (o false centine intermedie davanti al longherone anteriore) in grado di resistere a tali sollecitazioni.

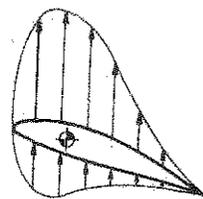


Figura 13.11 - Distribuzione di carico secondo la corda

Nei calcoli pratici può essere impiegata la schematizzazione (suggerita fra l'altro dalla normativa vigente) riportata in figg. 13.12 e 13.13 da impiegare rispettivamente alle medie velocità (bassa incidenza) e alle basse velocità (alta incidenza).

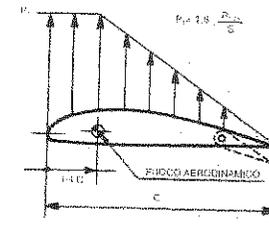


Figura 13.12

Schematizzazione della distribuzione di carico alle medie e alle basse velocità

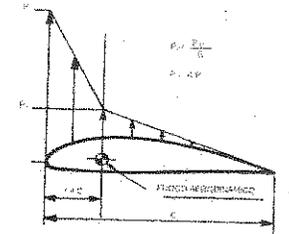


Figura 13.13

Le considerazioni fin qui svolte si riferiscono ad ali livellate; azionando l'alettone, la portanza aumenta improvvisamente nella zona esterna dell'ala interressata dall'alettone deflesso (fig. 13.14) e viceversa nell'altra semiala; di ciò bisogna tener conto nel progetto strutturale dell'ala.

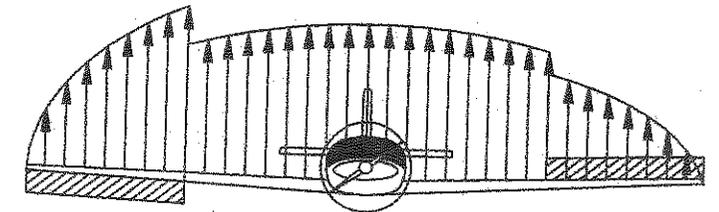


Figura 13.14 - Distribuzione di portanza con alettoni deflessi

#### Distribuzione delle masse

In sede di progetto del velivolo viene effettuata un'analisi dei pesi per cui è stato stimato il peso dell'ala; questo viene ora distribuito in funzione della forma dell'ala e della sua architettura.

In calcoli di prima approssimazione il peso può essere considerato uniformemente distribuito nel caso di ala avente forma in pianta rettangolare o trapezoidalmente distribuito per ali rastremate.

Il carico di massa che agisce sull'ala è quindi  $nQ_a$ ; il  $Q_a$  prende il nome di carico alleviante e non peso dell'ala perché può darsi che  $Q_a$  sia maggiore in quanto può essere contenuto del combustibile (fig. 13.15), possono esservi applicate gondole motrici, gamba carrello, tutti elementi il cui peso rientra in  $Q_a$  mentre per peso dell'ala si intende il peso della struttura spogliata di tutto ciò che non è parte integrante.

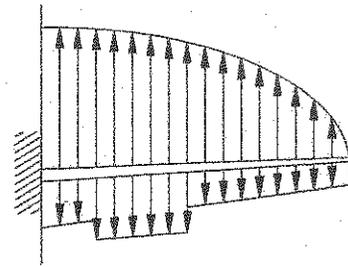


Figura 13.15 - Carico totale (aerodinamico e di massa) agente sull'ala

### Diagrammi delle sollecitazioni

A questo punto si conosce il carico agente sull'ala e la sua distribuzione lungo l'apertura e lungo la corda. L'ala viene quindi schematizzata come una trave incastrata o controventata a seconda della sua architettura; il carico risultante sull'ala è equilibrato in conseguenza dell'attacco ala-fusoliera da forze concentrate che costituiscono le reazioni vincolari. Si è in grado di valutare anche l'effetto della torsione.

Nel caso di ala completamente a sbalzo, per integrazioni successive non è difficile tracciare i diagrammi di taglio, di momento flettente e di momento torcente (fig. 13.16).

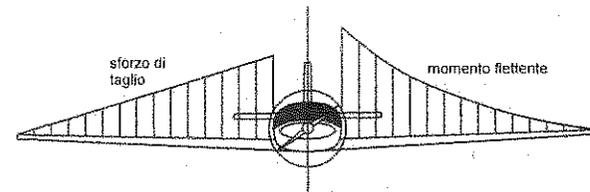


Figura 13.16 - Diagrammi di taglio e di momento flettente secondo l'apertura alare

### Dimensionamento di massima

Dall'analisi precedentemente effettuata si conoscono i diagrammi di taglio, momento flettente e momento torcente lungo l'apertura alare. Si sa che il centro di pressione è posizionato lungo la corda in un punto variabile con la forma del profilo e con l'angolo di incidenza; normalmente si trova al 28% della corda.

Nell'ala di tipo monolongherone il diagramma di taglio e momento flettente è anche il diagramma di taglio e momento flettente del longherone.

Nell'ala di tipo bilongherone i diagrammi della sollecitazione dipendono dalla disposizione dei longheroni e possono essere calcolati impiegando la

schematizzazione riportata in fig. 13.17, cioè adottando la schematizzazione della trave su due appoggi.

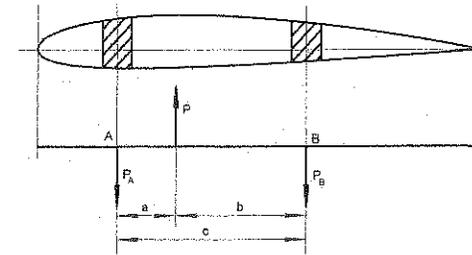


Figura 13.17 - Scema di calcolo della distribuzione di carico fra longheroni

$$P_A = P \frac{b}{c} \quad P_B = P \frac{a}{c}$$

Per il generico longherone, qualunque sia la soluzione costruttiva adottata, le solette vengono schematizzate mediante aree concentrate; per un primo dimensionamento di massima la schematizzazione è lecita ed è quella riportata in fig. 13.18. Il carico assiale che agisce sulle solette risulta:

$$F = \frac{M_f}{h}$$

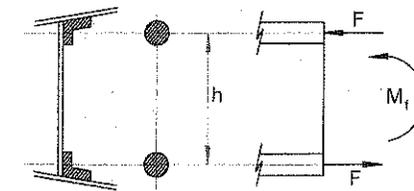


Figura 13.18 - Schematizzazione di un longherone

Il dimensionamento o la verifica delle solette si effettua applicando le formule della sollecitazione assiale:

$$\sigma = \frac{F}{A}$$

essendo A l'area della soletta.

L'anima del longherone lavora a taglio, per cui si applica la formula:

$$\tau = \frac{T}{A}$$

Le centine (corpo centrale) vengono calcolate come travi appoggiate sui longheroni, secondo lo schema già riportato in fig. 13.17 e sollecitate a flessione e taglio conseguente alla quota di carico aerodinamico che in esse confluisce.

Le centine del bordo d'attacco e del bordo di fuga si calcolano come travi incastrate secondo lo schema riportato in fig. 13.19; anche in questo caso il carico agente è quello conseguente alla quota di carico aerodinamico che esse raccolgono.

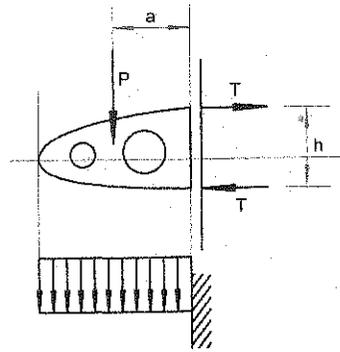


Figura 13.19 - Schematizzazione di una centina del bordo d'attacco

### 13.3.2 Dimensionamento e verifica della fusoliera

#### Carichi e sollecitazioni

Anche la fusoliera, agli effetti della determinazione delle sollecitazioni su di essa agenti, può essere schematizzata come una trave a cui si applicano in corrispondenza degli attacchi le forze precedentemente determinate, trasmesse dall'ala (fig. 13.20).

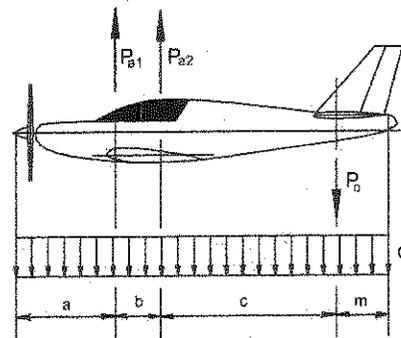


Figura 13.20 - Carichi agenti sulla fusoliera in volo rettilineo

La fusoliera, oltre alle reazioni vincolari, è soggetta al peso proprio e al carico pagante; si ha quindi una massa distribuita lungo l'asse che viene scomposta in vari tronchi con relativo baricentro cui sono applicate le varie forze  $nQ_f$ . Si trascurano in generale le forze aerodinamiche agenti sulla fusoliera.

La condizione di massimo carico (che non è comunque la situazione critica) si ottiene dal diagramma involuppo ed è quella che corrisponde al fattore di carico massimo. Il diagramma di taglio e momento flettente, assumendo una distribuzione di massa costante, assume l'aspetto illustrato in fig. 13.21.

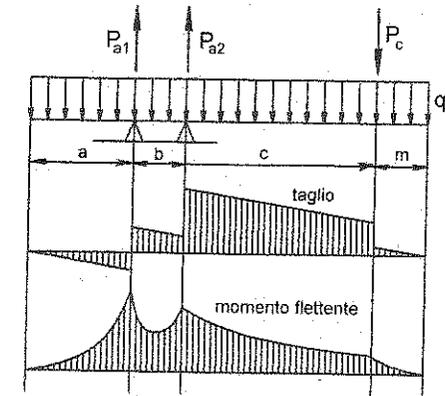


Figura 13.21 - Diagramma di carico, taglio e momento flettente

Le condizioni più gravose da utilizzare per il calcolo strutturale della fusoliera non sono comunque queste ora descritte, ma sono quelle riferite alla condizione di manovra eseguita dal pilota a partire da una certa condizione di volo orizzontale.

Si esamina cosa succede non appena il pilota agisce sul comando: l'impennaggio orizzontale che prima sviluppava una portanza  $P_c$ , ora si incrementa in  $\Delta P_c$ . La condizione di equilibrio è evidentemente alterata e si libera un momento per cui il velivolo è soggetto ad una oscillazione angolare di beccheggio. Indicando con  $d$  il braccio si scrive:

$$M = \Delta P_c d$$

cui consegue una accelerazione angolare:

$$\dot{\omega}_y = \frac{M}{I_y} = \frac{\Delta P_c d}{I_y}$$

avendo indicato con  $I_y$  il momento d'inerzia del velivolo rispetto all'asse  $y$ .

L'accelerazione angolare produce una particolare distribuzione delle forze di massa; per esempio una massa concentrata in un punto a distanza  $x_i$  dal baricentro sarà soggetta ad una forza di massa:

$$F_i = -\frac{q_i}{g} \ddot{\omega}_y x_i = -\frac{\ddot{\omega}_y}{g} q_i x_i$$

$$nq_i = (1 + \Delta n) q_i = q_i + \ddot{\omega} \frac{x_i q_i}{g} = q_i \left( 1 + \frac{\Delta P_c d x_i}{I_y g} \right)$$

dove  $q_i x_i$  rappresenta il momento statico rispetto all'asse baricentrico.

Il diagramma delle accelerazioni normali è riportato in fig. 13.22; per passare al diagramma delle forze di massa che sollecitano la struttura bisogna moltiplicare per la massa. Una condizione di questo genere è critica per il dimensionamento a flessione della fusoliera. Naturalmente alla distribuzione di accelerazioni ora indicata bisogna aggiungere l'accelerazione di gravità.

Queste ora illustrate sono condizioni di volo simmetrico; esistono anche condizioni di volo asimmetrico, quali quelle conseguenti alla rotazione del timone verticale e quelle conseguenti al rollio indotto dal movimento degli alettoni.

Nel caso di cabina pressurizzata, infine, bisogna tenere conto dei carichi indotti dalla pressurizzazione.

#### Dimensionamento di massima

Dal punto di vista della resistenza strutturale la fusoliera è una trave sollecitata a flessione, taglio e torsione. Come in tutte le strutture a semiguscio ogni elemento strutturale resiste a particolari sollecitazioni: i longheroni e i correntini, situati in punti distanti dall'asse neutro, reagiscono alla flessione; le ordinate sono gli elementi che nell'ala erano le centine con compiti di forma e di raccolta dei cari-

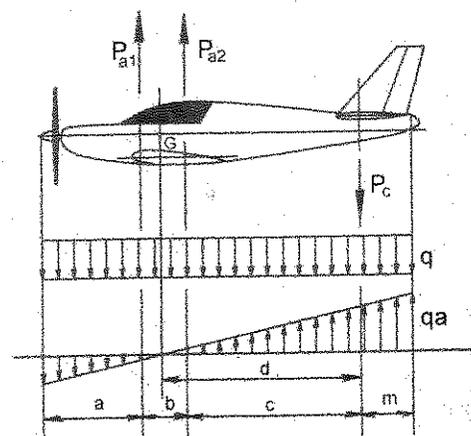


Figura 13.22 - Distribuzione di carico durante una manovra di richiamata

chi concentrati; infine il rivestimento (fasciame) realizza il tubo di torsione che resiste alle sollecitazioni di torsione.

Dalle considerazioni precedentemente svolte analizzando i carichi sono stati dedotti i diagrammi della sollecitazione nelle condizioni critiche; si può quindi procedere ad un dimensionamento di massima dei vari elementi strutturali.

Lo sforzo nelle aste può essere di trazione o di compressione; nel primo caso l'asta prende il nome di tirante, nel secondo caso di puntone. Il calcolo può essere effettuato considerando l'equilibrio di ciascun nodo, come insegna la teoria delle travi reticolari.

Noti gli sforzi nelle aste, che possono essere di trazione o di compressione, il calcolo procede (dimensionamento o verifica) applicando le semplici relazioni:

$$\sigma = \frac{N}{A} \quad ; \quad A = \frac{N}{\sigma_{amm}}$$

Nel caso dei puntoni bisogna tener conto dell'instabilità elastica (aste caricate di punta).

Un dimensionamento di massima delle strutture a semiguscio si effettua considerando la fusoliera come una trave (fig. 13.23) soggetta a flessione, taglio, torsione e carico assiale.

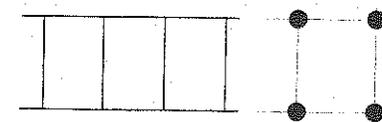


Figura 13.23 - Fondamentalmente la struttura della fusoliera è una monocella in parete sottile

Le strutture a guscio infine sono quelle in cui ogni elemento contribuisce a sopportare tutte le sollecitazioni. In questi casi non si adottano calcoli elementari, anche per un dimensionamento di massima, ma si effettuano calcoli computerizzati impiegando opportuni codici di calcolo; un codice di calcolo molto utilizzato in questo campo è il codice NASTRAN, un tempo disponibile solo su grossi computer, ma oggi impiegabile anche sui moderni personal computer (fig. 13.24).

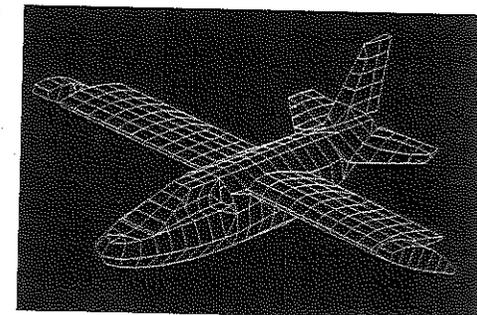


Figura 13.24 - Schematizzazione di una fusoliera per il calcolo ad elementi finiti

### 13.3.3 Dimensionamento e verifica degli impennaggi

#### Carichi agenti sugli impennaggi

Per quanto riguarda gli impennaggi, sia quello orizzontale che quello verticale (a parte le condizioni di vincolo), si ripetono le considerazioni e la schematizzazione fatta per l'ala; la fig. 13.25 si riferisce all'impennaggio orizzontale.

Si osservi che in questi casi il rapporto fra parte fissa e parte mobile è solitamente superiore a quello dell'ala; può quindi essere necessario anche in calcoli di prima approssimazione introdurre schemi meno rudimentali. Si può per esempio schematizzare il piano anziché con una sola trave, con due; una rappresenta la struttura del piano fisso e la seconda quella del piano mobile.

Il carico insistente sul piano mobile viene trasmesso a quello fisso attraverso vincoli fra le due travi (cerniere del piano mobile).

Infine occorre tener conto in modo razionale della o delle forze necessarie ad equilibrare il momento di cerniera, forze che possono influire in modo per nulla trascurabile sulle cerniere e sui vincoli impennaggio-fusoliera.

Nell'analisi dell'equilibrio generale del velivolo sono stati calcolati i carichi agenti sull'impennaggio orizzontale in volo rettilineo uniforme; non sono comunque questi i carichi dimensionanti dell'impennaggio orizzontale. Infatti in volo si possono presentare dei carichi maggiori dovuti alle manovre.

Non volendo affrontare l'analisi della manovra, si calcola il massimo carico fisicamente possibile al limite dello stallo mediante la formula:

$$P_{\text{max}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{P_{\text{max}}}$$

La velocità deve essere la  $V_A$ , perché questa è la velocità a cui è possibile manovrare l'equilibratore a fondo corsa. In questi casi, poiché si è stati molto cautelativi, il coefficiente di sicurezza, che normalmente è  $k = 1,5$ , può essere ridotto. In questo campo, come varie volte precisato, vengono incontro i regolamenti fornendo metodi empirici di valutazione dei carichi.

Sono da considerare sia la condizione di volo simmetrico che asimmetrico.

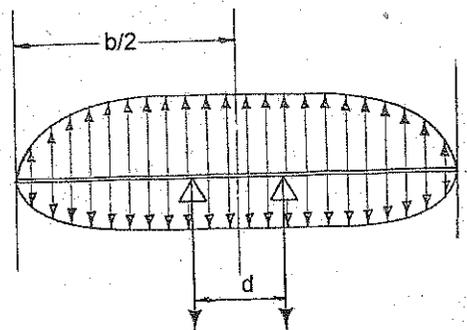


Figura 13.25 - Schematizzazione dell'impennaggio orizzontale

Nella condizione di volo simmetrico il carico viene applicato sia verso l'alto che verso il basso; nel caso di volo asimmetrico viene applicato il 100% di su un lato e il 65% sull'altro rispetto al piano di simmetria del velivolo.

Come nel caso dell'impennaggio orizzontale, il calcolo dinamico è inutile e si preferisce calcolare il massimo carico fisicamente possibile:

$$P_{\text{vmax}} = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{P_{\text{max}}}$$

La velocità deve essere la  $V_A$  perché questa è la velocità a cui è possibile manovrare il timone a fondo corsa. Anche in questo caso si è molto conservativi, per cui si può assumere un coefficiente di sicurezza minore di  $k = 1,5$ .

Anche in questo caso sono disponibili formule empiriche.

Le superfici mobili e le strutture di supporto vengono dimensionate in base al massimo carico che può fornire l'attuatore; la distribuzione di pressione lungo la corda si assume di tipo triangolare (fig. 13.26); la distribuzione di carico in apertura proviene invece da considerazioni aerodinamiche, ma può essere assunta di tipo trapezoidale con la stessa geometria dell'equilibratore.

La pressione idraulica dell'impianto è normalmente  $3000 \div 3600$  p.s.i. per cui, nota la sezione del martinetto, il calcolo della forza è ovvio.

La distribuzione di pressione lungo la corda si assume di tipo triangolare (fig. 13.26).

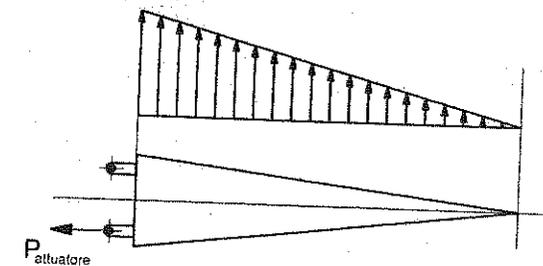


Figura 13.26 - Distribuzione di carico triangolare

Il carico gravante sulla superficie mobile viene trasmesso a quello fisso attraverso i vincoli fra le due travi (cerniere del piano mobile e comando). Non è difficile calcolare le reazioni in corrispondenza delle cerniere in quanto la superficie mobile si ipotizza come una trave su appoggi.

**Dimensionamento di massima**

Le considerazioni e le schematizzazioni illustrate per l'ala si ripetono per gli impennaggi, tenendo presente, come già detto, che in questo caso sono presenti due travi relative alla parte fissa e alla parte mobile.

Infine occorre tener conto in modo razionale della o delle forze necessarie ad equilibrare il momento di cerniere, forze che possono influire in modo per nulla trascurabile sulle cerniere e sui vincoli impennaggio-fusoliera.

**Verifiche strutturali**

I metodi di verifica strutturale degli impennaggi sono uguali a quelli adottati per le ali; differenze sono relative ai dettagli costruttivi; pertanto anche per gli impennaggi si adotta la stessa schematizzazione impiegata per l'ala; si determinano cioè le sollecitazioni di sforzo assiale, di taglio, di momento flettente e di momento torcente in funzione dell'apertura di una struttura ridotta a semplice trave vincolata alla fusoliera. Tale trave rappresenta la struttura della parte fissa (stabilizzatore o deriva) che si suppone sopporti da sola tutti i carichi.

Per quanto riguarda le strutture in composito si adottano i moderni metodi ad elementi finiti, impiegando il solutore Nastran che, come già detto, è oggi disponibile anche su personal computer. Si riporta in fig. 13.27, a scopo esemplificativo, un output di calcolo.

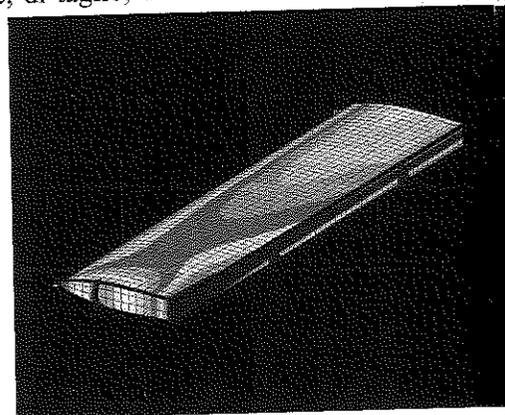


Figura 13.27 - Esempio di output di calcolo NASTRAN



**Approfondimento** - Analisi strutturale col metodo ad elementi finiti.

**SINTESI**

- ▶ Ai fini del calcolo strutturale il velivolo può essere suddiviso in tre elementi essenziali: **ala, fusoliera, impennaggi**.
- ▶ Le schematizzazioni impiegate nel calcolo strutturale di un velivolo sono **schema a travi, strutture reticolari, strutture geodetiche, strutture guscio, strutture a semiguscio**.
- ▶ I **criteri di progetto strutturale** vengono scelti dal progettista o imposti dalle autorità di controllo le quali esercitano la loro funzione in tutte le fasi del progetto.
- ▶ I criteri di progetto strutturale sono essenzialmente: progetto **safe-life** e progetto **fail-safe**.
- ▶ **Carico limite** è il massimo carico che può verificarsi in esercizio. **Carico ultimo** è il carico limite moltiplicato per il coefficiente di sicurezza.
- ▶ Il **calcolo delle reazioni vincolari** costituisce di regola la prima parte del dimensionamento e della verifica di una struttura.
- ▶ Dopo aver determinato i **diagrammi della sollecitazione** si passa allo studio dello stato di tensione (**calcoli di verifica strutturale**) o di dimensionamento (**calcoli di progetto**) o della capacità strutturale (**calcoli di collaudo**).
- ▶ Attualmente i calcoli di verifica strutturale vengono effettuati applicando il **metodo agli elementi finiti** impiegando vari solutori fra cui il famoso NASTRAN.