



centroappunti.it

CORSO LUIGI EINAUDI, 55/B - TORINO

Appunti universitari

Tesi di laurea

Cartoleria e cancelleria

Stampa file e fotocopie

Print on demand

Rilegature

NUMERO: 2595A

ANNO: 2025

A P P U N T I

STUDENTE: Andrea Forno

**MATERIA: Strutture Aerospaziali - Parte Descrittiva - Prof.
Carrera**

Il presente lavoro nasce dall'impegno dell'autore ed è distribuito in accordo con il Centro Appunti.

Tutti i diritti sono riservati. È vietata qualsiasi riproduzione, copia totale o parziale, dei contenuti inseriti nel presente volume, ivi inclusa la memorizzazione, rielaborazione, diffusione o distribuzione dei contenuti stessi mediante qualunque supporto magnetico o cartaceo, piattaforma tecnologica o rete telematica, senza previa autorizzazione scritta dell'autore.

ATTENZIONE: QUESTI APPUNTI SONO FATTI DA STUDENTI E NON SONO STATI VISIONATI DAL DOCENTE.
IL NOME DEL PROFESSORE, SERVE SOLO PER IDENTIFICARE IL CORSO.

Indice

Indice.....	2
1 L'ALA E LE SUE PARTI	7
1.1 INTRODUZIONE	7
1.2 CLASSIFICAZIONE.....	7
1.3 CARICHI E SOLLECITAZIONI	8
1.3 LONGHERONI	9
1.3.1 LONGHERONI: BUCKLING.....	10
1.3.2 LONGHERONI: FATICA.....	11
1.4 CENTINE.....	11
1.5 RIVESTIMENTO E CORRENTI.....	13
1.6 ALA-FUSOLIERA	14
1.7 METODI COSTRUTTIVI E DI ASSEMBLAGGIO	16
2. FUSOLIERA	18
2.1 INTRODUZIONE	18
2.2 CARICHI E SOLLECITAZIONI	19
2.3 CONFIGURAZIONI.....	19
2.4 RIVESTIMENTO E CORRENTI.....	20
2.5 ORDINATE E TRAVI	21
2.6 PRESSURE BULKHEAD	22
2.7 COLLEGAMENTO CON I PIANI DI CODA	23
2.8 FINESTRINI.....	24
2.9 PORTELLONI	24
2.10 METODI COSTRUTTIVI E DI ASSEMBLAGGIO	25
3.CASTELLI MOTORE E PILONI.....	27
3.1 POSIZIONAMENTO	27
3.1.1 MOTORI SOTTO LA SEMIALA.....	27
3.1.2 MOTORI IN CODA.....	28
3.2 CARICHI E SOLLECITAZIONI	28
3.3 CASTELLI MOTORE	29
3.4 PILONI.....	30
3.4.1 DRUG STRUT INSTALLATION	30

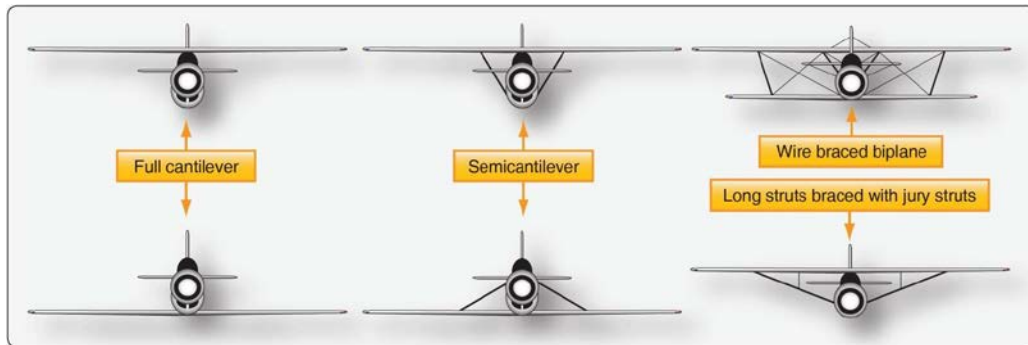
3.4.2 PYLON BOX BEAM DESIGN	31
3.4.3 REDUNDANT SUPPORT	31
3.5 MOTORI IN CODA.....	31
3.5.1 COWLING MOUNT	31
3.5.1 SUPPORT FRAME MOUNT.....	32
3.5.2 SIDE SUPPORT MOUNT	32
3.5.3 TAIL MOUNT.....	32
4. CARRELLO.....	33
4.1 INTRODUZIONE	33
4.2 ARCHITETTURE TIPICHE.....	33
4.2.1 CARRELLO CLASSICO	34
4.2.2 CARRELLO MONOCICLO	34
4.2.3 CARRELLO BICICLO	35
4.2.4 CARRELLO TRICICLO	35
4.3 STABILITA' DURANTE IL RULLAGGIO	36
4.3.1 CARRELLO CLASSICO	36
4.3.2 CARRELLO TRICICLO	37
4.4 RUOTA STERZANTE.....	37
4.5 ANATOMIA DEL CARRELLO	37
4.6 PNEUMATICI.....	38
4.7 AMMORTIZZATORE	39
4.8 FRENO	40
4.9 ORGANI DI RICHIAMO E STERZO.....	42
4.10 CARRELLO FISSO VS CARRELLO RETRATTILE	42
4.11 CARRELLI RETRATTILI, MECCANISMI DI AZIONAMENTO	42
4.12 CARICHI	43
5. SUPERFICI MOBILI, IMPENNAGGI.....	44
5.1 IMPENNAGGI.....	44
5.2 STABILITA' LONGITUDINALE.....	44
5.3 CONO DI CODA.....	45
5.4 SUPERFICI FISSE.....	45
5.5 RINFORZI	45
5.6 POSSIBILI CONFIGURAZIONI.....	46
5.7 FORZE	46

5.8 COMPENSAZIONI.....	47
5.8 INTERAZIONI ALI-IMPENNAGGI	48
5.9 SUPERFICI MOBILI E COMANDI DI VOLO	48
5.9.1 COMANDI DI VOLO PRIMARI	49
5.9.2 COMANDI DI VOLO SECONDARI.....	49
5.9.3 COMANDI DI VOLO AUSILIARI.....	49
5.10 ALETTONI.....	50
5.11 SUPERFICI CON DOPPIA FUNZIONALITA'	50
5.11.1 ESEMPIO: RUDDERVATOR.....	51
5.12 IPERSOSTENTATORI.....	51
5.12.1 HINGED LEADING EDGE - VARIABLE CAMBER	51
5.12.2 HANDLEY-PAGE'S FIXED SLOT	52
5.12.3 SIMPLE KRUGER FLAP	52
5.12.4 VARIABLE-CAMBER KRUGER FLAP	52
5.12.5 THE LEADING-EDGE SLAT	53
5.13 IPERSOSTANTORI DI BORDO DI FUGA.....	53
5.13.1 FLAP DI CURVATURA – PLAIN FLAP.....	54
5.13.2 DEFLETTORE A SPACCO – SPLIT FLAP.....	54
5.13.3 SINGLE SLOTTED FLAP.....	54
5.13.4 FOWLER FLAP	55
5.14 AEROFRENI-SPOILER	55
6. L'ELICOTTERO E LE SUE PARTI	56
6.1 LAYOUT.....	56
6.2 ROTORE	58
6.2.1 ROTORE SEMIRIGIDO	59
6.2.2 ROTORE COMPLETAMENTE ARTICOLATO	59
6.2.3 ROTORE RIGIDO	60
6.3 PIATTO OSCILLANTE	60
6.4 CENNI SULLE PRESTAZIONI	61
6.5 METODOLOGIE COSTRUTTIVE	61
6.5.1 STRUTTURE RETICOLARI.....	61
6.5.2 STRUTTURE RINFORZATE A GUSCIO E SEMIGUSCIO.....	62
6.5.3 STRUTTURE IN MATERIALE COMPOSITO	63
6.6 PALE DEL ROTORE	64

6.6.1 SVERGOLAMENTO.....	64
6.6.2 RASTREMAZIONE	65
6.6.3 PROFILO.....	65
6.7 STRUTTURA DELLE PALE DEL ROTORE	66
6.7.1 LONGHERONE	66
6.7.2 RIVESTIMENTO.....	67
6.7.3 RADICE E ANCORAGGI.....	68
6.8 CARICHI E SOLLECITAZIONI	68
6.8.1 CARICHI SUL ROTORE PRINCIPALE	68
6.8.2 CARICHI SULLA FUSOLIERA	71
6.8.3 CARICHI SULLA CODA.....	71
6.9 CARRELLO DI ATTERRAGGIO	71
7.STRUTTURE SPAZIALI.....	74
7.1 I LANCIATORI.....	74
7.1.1 PAYLOAD FAIRING	74
7.1.2 STRUTTURA DEGLI STADI	75
7.1.3 THRUST STRUCTURE	77
7.1.4 ADAPTER	79
7.2 SPACECRAFT	80
7.2.1 STRUTTURA PRIMARIA.....	81
7.2.2 STRUTTURE SECONDARIE.....	82
C.....	82
7.2.3 STRUTTURE TERZIARIE	83
S.....	83
7.3 CARICHI A TERRA, DURANTE IL LANCIO E IN ORBITA	83
7.3.1 CARICHI DURANTE IL LANCIO.....	83
7.3.2 AMBIENTE SPAZIALE	84
8.STRUTTURE COMPOSITE.....	86
8.1 UTILIZZO IN AERONAUTICA.....	86
8.2 CLASSIFICAZIONE COMPOSITI.....	86
8.3 FASI.....	86
8.3.1 FIBRE	87
8.3.2 MATRICE.....	88
8.4 PRE-PREG.....	89

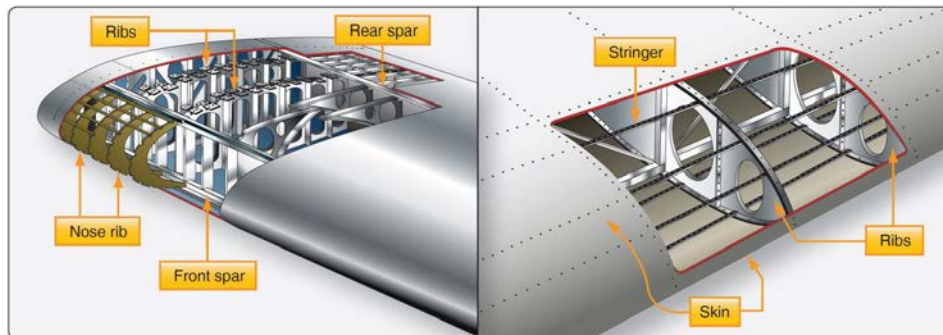
8.5 FIBRE SECCHIE	90
8.6 ARCHITETTURA DEI COMPOSITI.....	90
8.7 RAPPORTO FIBRE-MATRICE	91
8.8 PROPRIETA' TIPICHE DEI COMPOSITI.....	91
8.9 PARAMETRI DI DESIGN DELLE STRUTTURE COMPOSITE	92
8.10 DEFINIZIONE delle LAMINAZIONI.....	92
8.11 CURING.....	94
8.11.1 CURING: DIFETTI	95
8.12 PROCESSI DI PRODUZIONE DI STRUTTURE COMPLESSE.....	95
8.12.1 CO-CURING.....	95
8.13 STRATEGIE DI BLENDING.....	96
8.14 FAILURE NEI COMPOSITI	96
8.14.1 DELAMINAZIONE - FREEEDGE	97
8.15 UTILIZZO REALE DEI COMPOSITI	98

- Cantilever: **ala a sbalzo** → presenta travi incastrate in fusoliera
- Semicantilever o braced: **controventata**



Un'altra classificazione si basa sulla struttura interna:

- Monolongherone (Monospar)
- Multilongherone (Multispar)



1.3 CARICHI E SOLLECITAZIONI

Nella maggior parte dei casi, l'ala è una trave a sbalzo sollecitata a flessione, torsione e taglio.

Gli elementi longitudinali (solette, longheroni, correnti, rivestimento) lavorano a flessione, la wing-box fornisce la rigidità torsionale, l'anima dei longheroni, le centine e il rivestimento lavorano a taglio.

Il carico principale è quello **aerodinamico** al quale vanno aggiunti i **carichi di massa** (peso proprio, motori, serbatoi), i **carichi interni** (serbatoi), i **carichi dal carrello** e dai bordi di attacco e fuga.

Per un dimensionamento preliminare, si può assumere il carico totale agente sull'ala pari al peso del velivolo · il fattore di carico limite · il fattore di sicurezza.

dell'ala i carichi sono elevati in quanto le reazioni vincolari sono elevate ma andando verso il tip si riducono.

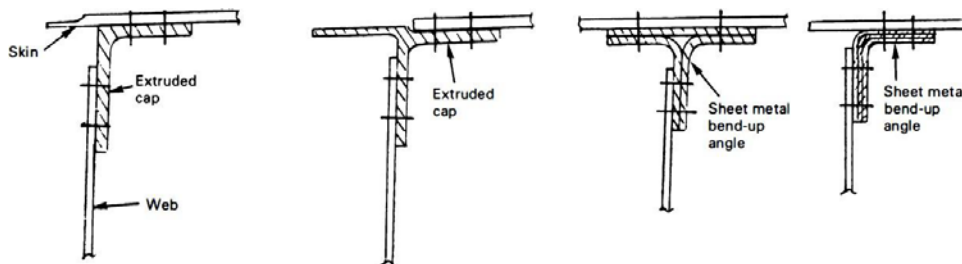
Solette e anime sono **collegate** mediante **rivetti**; altri rivetti collegano solette e **rivestimenti**.

Una delle **sezioni** più utilizzata è quella a **C**

Tipicamente si hanno **due longheroni** per permettere la presenza dei serbatoi e del carrello.

L'uso di più longheroni avrebbe dei vantaggi in termini di distribuzione di stress e fail-safe perché gli sforzi sono scaricati su più elementi strutturali.

Materiali comuni: **alluminio o composito**



1.3.1 LONGHERONI: BUCKLING

L'anima, tipicamente, può essere sottoposta a un **campo tangenziale o diagonale**

La Fig. A mostra un'anima e i **montanti** (elementi verticali)

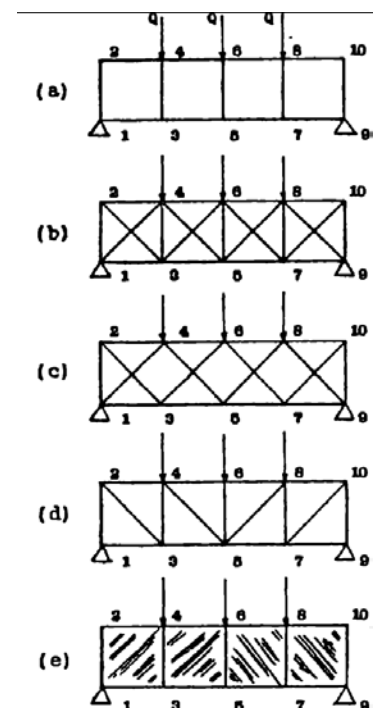
La Fig. B una struttura staticamente equivalente dove i pannelli sono stati sostituiti da elementi **diagonali e controdiagonali**. Le diagonali sono compresse, le controdiagonali tese in quanto anche nei pannelli avrò fibre tese e fibre compresse. Questa configurazione è detta a **campo tangenziale**.

Le fibre compresse andranno in Buckling se supereranno il carico critico.

La Fig. C equivale alla configurazione iniziale ma senza montanti. Oltre un certo valore di carico, le diagonali vanno in buckling, si deformano lateralmente fuori dal loro piano e non contribuiscono più all'equilibrio strutturale. Nel caso C, si avrebbe il collasso della struttura.

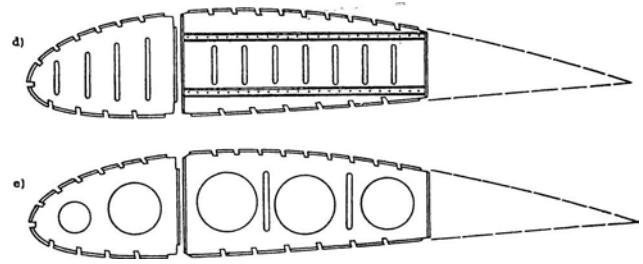
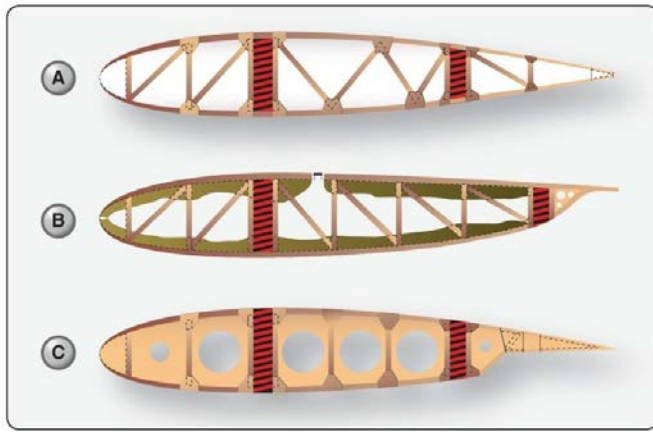
La Fig. D mostra la configurazione oltre il carico di buckling e con i montanti presenti (**puntoni**), notiamo che non sono più presenti le fibre compresse perché non assorbiranno più carico in quanto hanno superato il carico critico.

La Fig. E mostra le ondulazioni tipiche del **campo diagonale** provocato dal buckling degli elementi in compressione.



Visto che in campo diagonale l'anima lavora ancora, invece di aggiungere elementi o aumentare lo spessore per evitare il Buckling, **si dimensiona considerando la configurazione post-critica** ottenendo un risparmio di peso. Quando sarà in Buckling avrò delle ondulazioni a 45° all'interno dell'anima che faranno diminuire la rigidità: si passa a $G=1/4E$ perché parte delle fibre non lavorano più.

Considerazioni simili valgono anche per i **pannelli del rivestimento**.



Un'altra funzione delle centine è quella **di limitare la lunghezza dei pannelli e dei correnti** per andare contro il fenomeno del buckling.

Esempi di postazioni dove sono necessarie le centine: **cerniere superficimobili ,piloni, carrelli, cambio di angoli di freccia o diedro, estremità serbatoi, inibitori di fuel slosh** che fanno muovere il carburante solo in dati spazi, **aperture**.

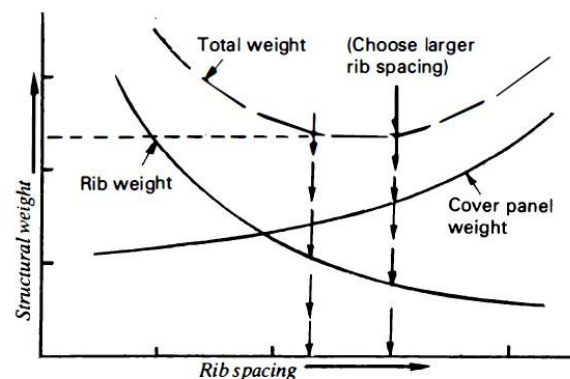
E' preferibile **concentrare** un paio di **funzioni**, esempio: attacchi flap e piloni; estremità serbatoi e piloni ;etc..

Riepilogo delle funzioni, dei carichi e delle caratteristiche:

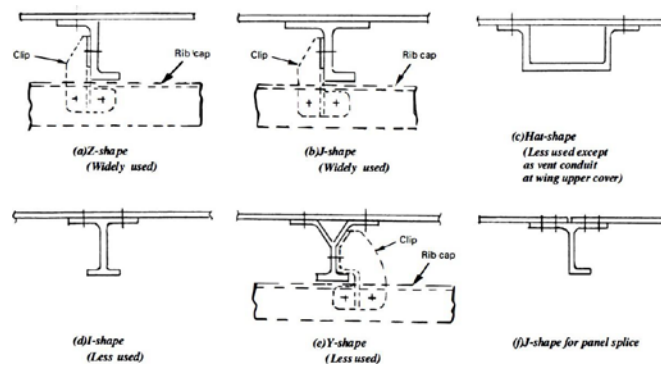
- Le centine di forza si trovano nelle zone più caricate, es. attacco con la fusoliera, e, di solito non sono alleggerite
- Oltre ai carichi aerodinamici, è necessario considerare i carichi di inerzia (es. carburante), crushing (compressione), etc.
- Ridistribuzione dei carichi concentrati: la centina redistribuisce i flussi di taglio nelle zone in cui vi sono discontinuità meccaniche (carichi concentrati) o geometriche (cambio di angoli di freccia,diedro, rastremazione...) questa è la funzione più importante.

La spaziatura delle centine è molto importante visto che il loro peso è una frazione significativa del totale del peso dell'ala.

Generalmente la distanza tra le centine aumenta verso l'estremo libero quindi saranno più fitte vicino all'attacco ala fusoliera dove i carichi sono più elevati e poi si diraderanno sempre tenendo conto che lo skin non deve andare in buckling. Se la spaziatura aumenta troppo i pannelli devono essere più spessi per evitare che vadano in buckling, se è troppo piccola avrò tante centine. Esisterà una configurazione di peso totale ottimale tra peso del pannello e peso delle centine.



Ho diversi metodi per legare il rivestimento ai correnti: possono venire incollati, posso usare delle clip o avere dei pannelli integrali.



Se il numero di correnti è elevato, si ricorre a **pannelli integrali** per evitare di indebolire i pannelli con molti fori e risparmiare peso in caso di carichi elevati (10%-15%).

Si ottengono per **fresatura** a partire da pannelli molto spessi (50-60 mm) e il procedimento è **molto costoso** a causa del materiale sprecato.

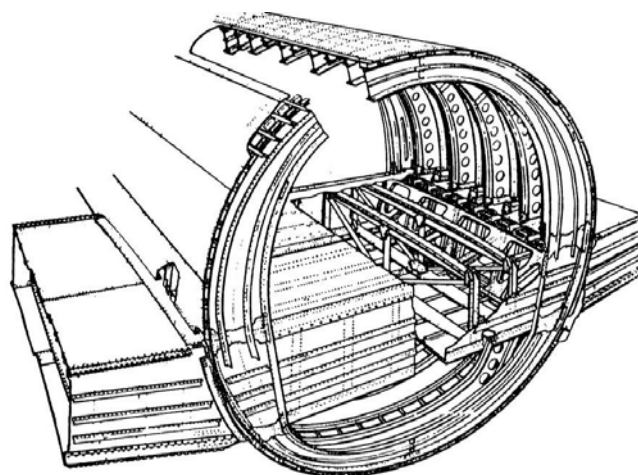
Con questa tipologia di pannelli evito anche il Buckling perché la struttura è unica.

Diversi tipologie di velivoli diversi usano soluzioni diverse per quanto riguarda la forma dei correnti e le spaziature, inoltre la forma può variare tra dorso e ventre.

1.6 ALA-FUSOLIERA

Il collegamento ala-fusoliera è la parte più caricata dell'ala e ha il compito di trasmettere **sforzi ingenti** a flessione, torsione e taglio

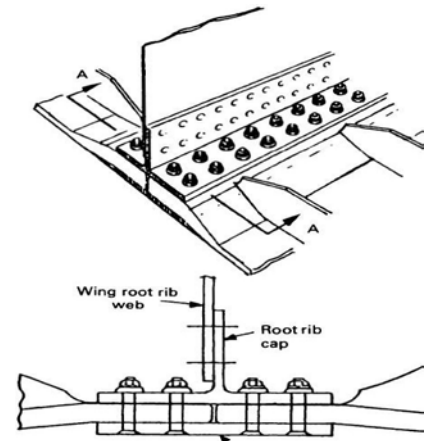
Carichi tipici da considerare e che si scaricano sulle **ordinate di forza della fusoliera**: momento flettente asimmetrico tra le due semiali, sforzi di taglio delle anime dei longheroni, momento torcente scaricato da centine e rivestimenti, taglio dovuto alla resistenza aerodinamica e alla spinta.



Giunto (**spliced plate**): è una delle soluzioni più utilizzate nelle strutture convenzionali ma hanno il problema che si rompono facilmente a fatica infatti nelle strutture più recenti in composito non sono presenti e la struttura è continua. Inoltre aumentare il numero di giunti fa aumentare i costi.

Rispetto ad altri tipi di giunti però quello **spliced plate** è migliore perché è costruito secondo il criterio Fail Safe quindi se si rompe non pregiudica l'andamento della missione.

Posso avere anche combinazioni diverse di giunti e bulloni per creare una struttura più stabile ma sicuramente più pesante.

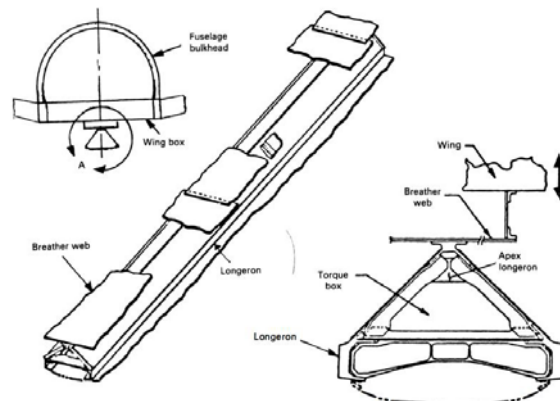


La **chiglia (keel beam)** è il componente più caricato della fusoliera.

La chiglia ha dei **longheroni** in direzione longitudinale rispetto alla fusoliera che sostituiscono i pannelli e i correnti della fusoliera rimossi per le aperture in quella zona che possono esserci per esempio per l'inserimento del carrello di atterraggio. Per irrigidire vengono messi anche altri elementi strutturali che fanno sì che il peso sia maggiore rispetto alla fusoliera senza aperture.

Questi **longheroni della trave della chiglia** hanno solitamente forma triangolare e poi ho un'anima che collega l'ala, la struttura ha solitamente pannelli in acciaio perché deve essere particolarmente resistente.

La chiglia è solitamente messa in questa posizione centrale in modo da poter creare le aperture per il carrello.



L'interno della chiglia è utilizzato per il **passaggio di vari sistemi** e richiede l'inserimento di pannelli di accesso. Le sezioni tipiche sono **triangolari o rettangolari**.

1.7 METODI COSTRUTTIVI E DI ASSEMBLAGGIO

Le varie parti di un aeroplano convenzionale (non in composito) vengono assemblate separatamente a partire dai singoli componenti strutturali, e.g., centine, anime, solette, irrigidimenti

Longheroni: anime e solette di solito vengono ottenuti per estrusione e collegati tra di loro mediante rivetti o bulloni.

Rivestimento: collegare tra loro i pannelli del rivestimento o con i longheroni è complicato perché sono elementi molto sottili

Centine: di solito si ottengono per forgiatura mediante presse e suddivise in tre parti. I bordi presentano delle alette per la rivettatura. I fori servono per alleggerire e far passare i sistemi. Le centine di forza hanno degli irrigidimenti rivettati

2. FUSOLIERA

2.1 INTRODUZIONE

La fusoliera deve assorbire sforzi notevoli in parti concentrate della struttura come l'ala e la coda.

Ha 3 compiti principali:

- porta il carico utile e la cabina di pilotaggio
- può ospitare parti importanti come il propulsore
- collega tutte le superfici portanti del velivolo

La sezione trasversale della fusoliera è di forma circolare perché deve legare la richiesta di pressurizzazione e di trasporto comodo del carico utile.

E' importante l'allungamento=lunghezza/diametro.

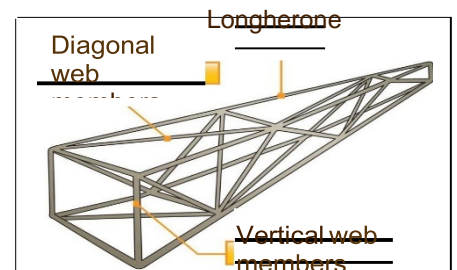
Tre tipologie principali: a **traliccio**, a **guscio** e a **semiguscio rinforzato**. La soluzione a semiguscio rinforzato è quella più utilizzata.

Traliccio

Soluzione usata per **aeroplani leggeri** e monomotore

Il rivestimento è solitamente in **tessuto** e ha solo compiti di forma.

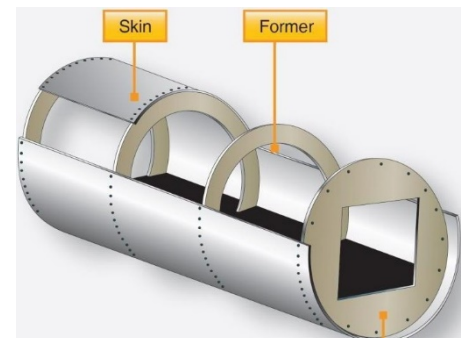
Materiali: **alluminio o acciaio**



Guscio

Il rivestimento (skin) deve **resistere ai carichi principali**, posso poi avere ordinate con funzioni strutturali (ordinate di forza o bulkhead) o solo con funzioni di forma (telaio o former)

Criticità: tende ad essere **piuttosto pesante** quindi non posso farla troppo lunga



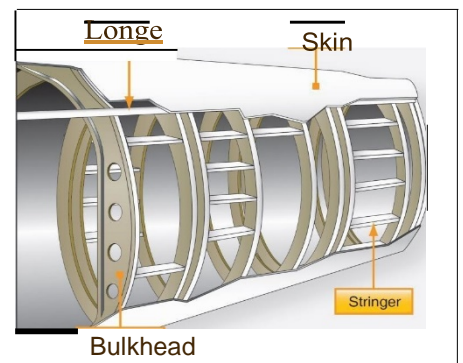
Semiguscio rinforzato

Il **rivestimento è rinforzato** da elementi trasversali, **longheroni e stringers**

Vantaggi: strutture più **leggere**, maggiore **resistenza ai danneggiamenti**, possibilità di costruire **fusoliere con più sezioni**

Vediamo che i carichi sono assorbiti da:

- Longheroni: resistono a momenti flettenti
- Rivestimento: resiste a carichi di taglio ed è più incurvato di quello dell'ala, inoltre subisce carichi di pressione



La configurazione finale avrà quindi delle cavità dovute al carrello di atterraggio o al collegamento alla fusoliera.

La **sezione** è dettata dal **numero di file**. Per i narrow-body di solito è a doppio lobo ovvero formata da due circonferenze di raggio diverso legate tra di loro, per i wide-body è circolare.

Avere la sezione a doppio lobo permette di avere la parte alta dedicata ai passeggeri e la parte bassa per i bagagli (cargo).

In genere la sezione a doppio lobo si utilizza quando l'aereo ha poche file di sedili ($N < 6$) mentre quella circolare se le file di sedili aumentano.

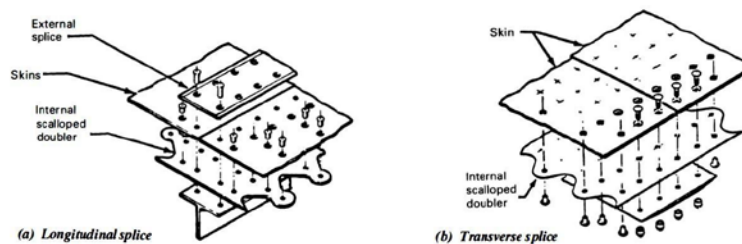
2.4 RIVESTIMENTO E CORRENTI

Rappresentano i componenti strutturali **principali** della fusoliera e vi agiscono i **carichi principali** (pressurizzazione e flessione/taglio/torsione dall'ala).

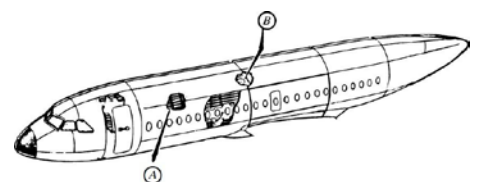
Il rivestimento è rinforzato dai correnti e presenta dei telai che si occupano di diminuire la lunghezza dei pannelli e distanziarli in modo regolare.



I **giunti** sono **longitudinali** o **trasversali** a seconda della zona dove vengono inseriti ma in generale la struttura migliore è quella con pochi giunti, vorrei avere dei pannelli giganti ma purtroppo la grandezza è limitata dalla tecnologia e dobbiamo per forza mettere degli irrigidimenti.



La decisione di usare giunti longitudinali o trasversali dipende dalla zona del velivolo dove si trovano.



E' **preferibile** avere correnti dove si collegano due pannelli per mantenere la rigidità come nelle zone continue e migliorare la vita a fatica.

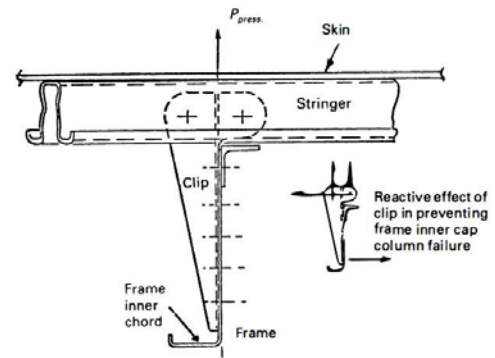
La pressurizzazione induce carichi a trazione e favoriscono la **fatica**, si progetta quindi con il criterio Fail Safe per cui ogni singolo guasto deve poter essere sopportato dal velivolo fino a quando non verrà riparato.

Per fare questo si può:

- Dividere il componente in due pezzi sovrapposti in modo che se uno si rompe il carico può essere mantenuto da altri.

Il pannello può essere legato ai correnti di rinforzo tramite delle **clip** che svolgono le seguenti funzioni:

- Trasferire al telaio i normali carichi di pressione del pannello di rivestimento;
- Aiutare a diminuire la lunghezza eccessiva delle colonne di traverse
- Fornire un certo grado di resistenza alla compressione della corda interna del telaio;
- Agire come rinforzo del pannello del telaio.



Il percorso di carico sarà:

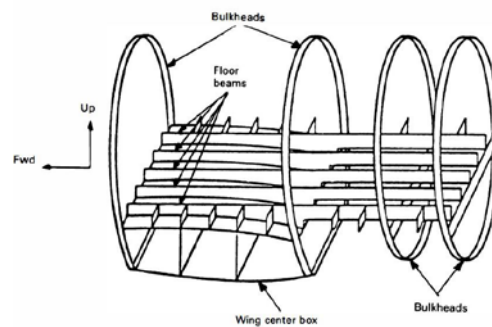
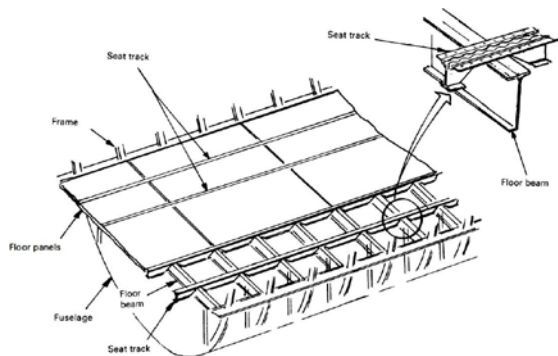
SKIN → STRINGER → CLIP → FRAME

Il pavimento è costituito da **pannelli, irrigidimenti longitudinali, travi e montanti verticali**.

Le guide per i **sedili** spesso forniscono un irrigidimento strutturale e devono garantire la tenuta del sedile in caso di impatti infatti solitamente sono testate per resistere ad accelerazioni fino a 9g.

Il pavimento deve resistere anche dalla depressurizzazione infatti i wide body hanno la **sidewall vent**.

Le travi del pavimento devono inoltre resistere al momento flettente e stabilizzare sia i pannelli del pavimento che quelli presenti sul cassone alare nella parte centrale della fusoliera a buckling



2.6 PRESSURE BULKHEAD

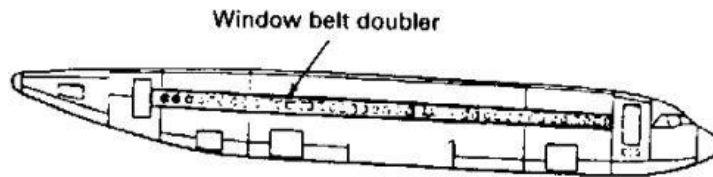
La fusoliera termina con un **guscio rinforzato** detto pressure bulkhead.

La forma ottima per ridurre gli stress è quella **emisferica**.

Il **collegamento con la fusoliera** è particolarmente critico e deve garantire la continuità della rigidezza tra le due parti perché le sollecitazioni alla quale è sottoposta sono particolarmente elevate. Per questo motivo il collegamento con la fusoliera è fatto tramite stringers senza usare nessuna clip che determinerebbe dei salti di rigidezza indesiderati. Il miglior angolo per realizzare questo collegamento è di 60°.

2.8 FINESTRINI

L'inserimento di un finestrino richiede un irrobustimento locale del pannello perché sono tipicamente non circolari e fatti di materiali diversi dal resto della struttura. Questo viene fatto tipicamente mediante **doubler**. All'incirca il volume di doubler aggiunto equivale alla quantità di pannello rimosso.



Inoltre i finestrini sono tipicamente di forma non circolare ma allungata per aumentare il comfort dei passeggeri ma questo determina ulteriori zone di concentrazione di carico oltre alle altre aperture presenti nella fusoliera in corrispondenza di porte, uscite di emergenza...

La zona dei finestrini è quella col **massimo taglio** dovuto alla flessione della fusoliera. Il rinforzo deve sostenere questo carico e la pressurizzazione (fatica).

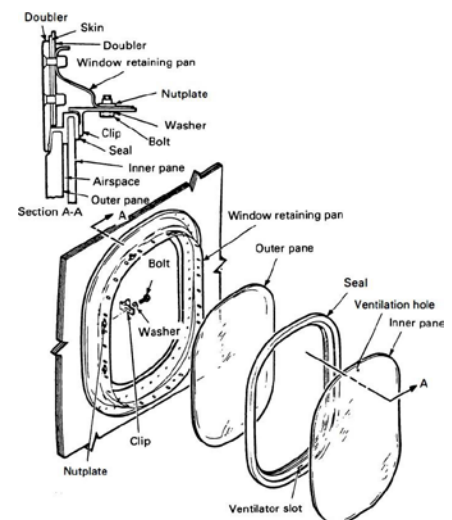
Il carico sul vetro del finestrino è quello della **pressurizzazione**.

Tipicamente dobbiamo considerare 3 fattori importanti per i finestrini:

- dimensione
- quantità
- forma

dovrebbero essere piccoli, tondi e pochi ma non è fattibile per il comfort.

Hanno fino a **3 vetri**: quello esterno è quello caricato (fattore di sicurezza 8); quello intermedio serve a sostituire il primo in caso di incidente; quello interno può a sua volta sostenere il carico e collabora all'isolamento acustico.



2.9 PORTELLONI

L'irrobustimento locale è maggiore a causa delle dimensioni. All'incirca è necessario **3 volte il materiale rimosso**.

Di solito sono caricati solo con dalla **pressurizzazione**, il resto dei carichi va sugli elementi di rinforzo.

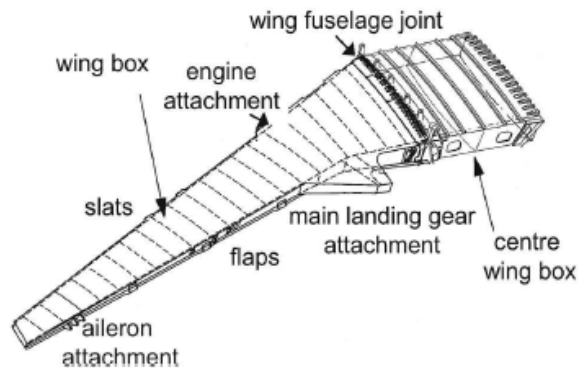
Il **fattore di sicurezza** può raggiungere 3

I requisiti da rispettare sono:

- **Fattore ultimo di progetto per la pressione.** Le strutture delle porte devono essere progettate per un fattore di sicurezza 3.0 sulla pressione, per giunzioni, raccordi di arresto, fermi delle porte e cerniere, un fattore di sicurezza di 2.5 per elementi resistenti a taglio e compressione; inoltre tutte le strutture delle porte devono essere progettate per una pressione finale negativa di 1,5 psi.

ad esempio per manovre, il momento libero si scarica sulle ordinate di forza della fusoliera come forza di taglio

- Il taglio nelle anime dei longheroni viene trasmesso alle ordinate di forza
- Di solito si crea una wing box che attraversa la fusoliera
- La fusoliera si costruisce a sezioni che poi vengono assemblate mediante giunti bullonati
- Le ali e i piani di coda vengono collegati alla box di fusoliera mediante giunti bulloni
- Nei velivoli militari si possono avere ali che terminano direttamente sulla fusoliera la quale è particolarmente rinforzata in quella zona



Abbiamo 6 tipi di configurazioni utilizzabili per il posizionamento:

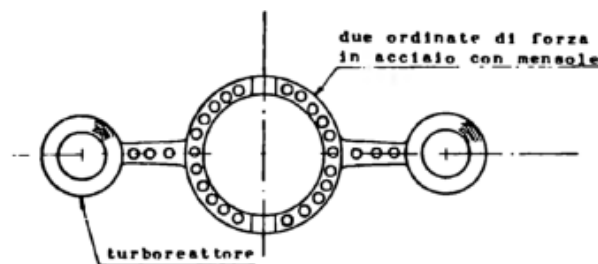
1. genera una forte resistenza indotta e la gearbox è nel gas generator quindi aumento il carico
2. è meno vicino al bordo di fuga quindi la resistenza indotta aumenta ma il peso è elevato
3. si cominciano ad usare i PILONI questo aumenta le prestazioni perché posso fare il condotto più lungo e quindi miscelare meglio
4. +LEGGERO perché è poco carenato ma riduco le prestazioni → poco usata
5. basso peso e resistenza ma perdiamo in spinta
6. +UTILIZZATA perché è un buon compromesso tra poca Da e peso minore delle configurazioni iniziali

	Nacelle Mounting	Fan Duct Length
(1)	Mid chord	3/4
(2)	Aft Wing	Long (Mixed Flow)
(3)	Pylon	Long (Mixed Flow)
(4)	Pylon	Short
(5)	Pylon	3/4
(6)	Pylon	3/4

3.1.2 MOTORI IN CODA

Vantaggi: mantiene la forma dell'ala e i carichi sull'ala diminuiscono molto, C_L più alti e C_D più bassi; meno **problemi di controllo** in caso di motore spento; non ha vincoli legati alla **distanza da terra**; meno **rumore** in cabina; **pochi vibrazioni** al resto della struttura.

Svantaggi: **baricentro** del velivolo arretrato influisce sulla stabilità statica e dinamica; **aumento** generale del **peso** dovuto a fusoliere più **spesse** e piani di coda più robusti, i piani di coda orizzontali sono più grandi e alti e richiedono derive più **robuste e pesanti**, si perdono gli effetti positivi sui momenti flettenti e torsionali dell'ala.



3.2 CARICHI E SOLLECITAZIONI

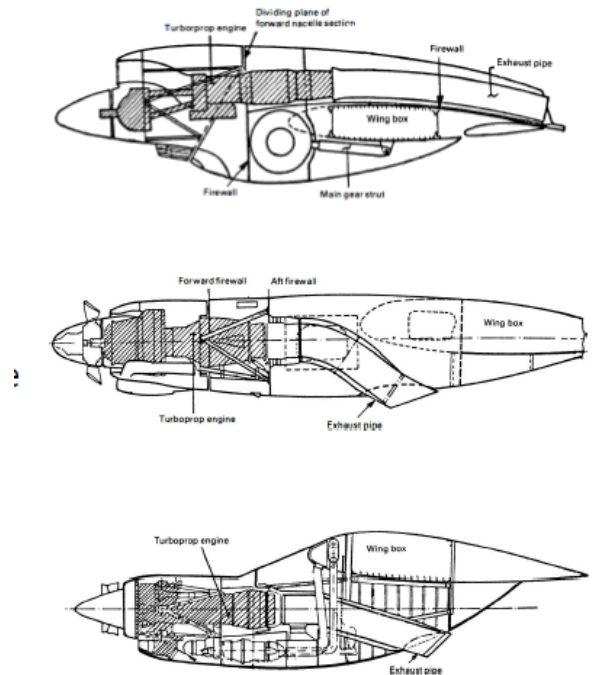
Esempi di carichi imposti **dai motori alle strutture**:

- Carichi di **massa** da moltiplicare per il fattore di contingenza $n=L/W$
- **Spinta** del propulsore.
- La coppia di reazione C , presente nei propulsori ad elica, uguale e opposta alla coppia motrice dell'elica stessa. Tale sollecitazione manca nelle installazioni ad eliche controrotanti
- Coppia **giroscopica**: **cabrare/picchiare** con virata destra/sinistra; **imbardata destra/sinistra** con picchiata o cabrata che quindi deve essere tenuta in considerazione nelle manovre

Ci sono 3 diverse configurazioni possibili per posizionare il castello motore che differiscono per la **posizione rispetto all'ala**

Le caratteristiche comuni sono:

- Installati mediante delle **gondole** (nacelle) a guscio rinforzato
- La parte anteriore del motore termina con una **ordinata di forza** (bulkhead) in **acciaio** che funge anche da **firewall**. E' costituito solitamente da due fogli di alluminio con all'interno del materiale isolante a creare un pannello SANDWICH dello spessore di circa 3mm ma può essere fatto anche di un singolo strato di lega leggera o di acciaio che è più resistente.
- Il **castello** è collegato all'ordinata ed è **tubolare in acciaio**



3.4 PILONI

I piloni (**pylons** o **wing-pods**) vengono utilizzati per i **turbogetto** o i **turbofan** e rappresentano l'interfaccia tra il motore e la fusoliera

Materiali comuni: **acciaio, alluminio e titanio**

Aperture necessarie per le **ispezioni**

Spesso le centine o ordinate di forza e i longheroni sono anche **firewall**

Il pilone è collegato al **longherone principale** e al pannello inferiore dell'ala

I carichi dei piloni sono distribuiti sulla struttura dell'ala in modo tale che le deformazioni secondarie del cassone alare siano minimizzate

Fori di scarico sono aggiunti per evitare l'accumulo di vapori e liquidi infiammabili

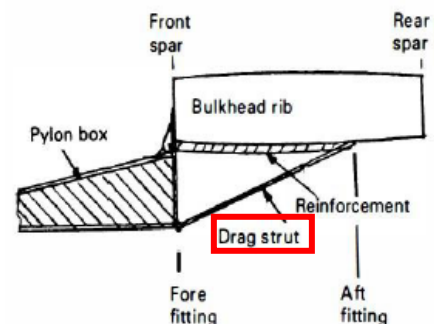
Esistono 3 configurazioni utilizzate di piloni:

3.4.1 DRUG STRUT INSTALLATION

In questa configurazione i componenti superiori inferiori sono **longheroni**, lateralmente e sulle facce superiori e inferiori ci sono dei **pannelli**. Il pannello inferiore è un **firewall**

Centine o ordinate di forza in corrispondenza degli **attacchi motore e ala**

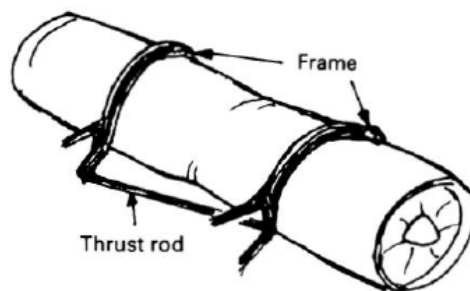
Un montante obliquo (**traversa**) trasferisce i carichi verso il **longherone posteriore** ed è l'elemento caratteristico di questa configurazione.



3.5.1 SUPPORT FRAME MOUNT

Nella seconda configurazione degli attacchi laterali si utilizzano delle **travi curve in acciaio**, questo richiede un castello motore più pesante MA le travi sono più leggere.

Le travi sono **fail-safe** e **bullonate** al motore

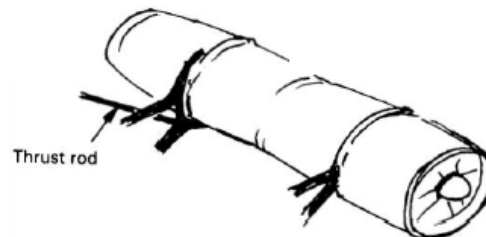


(b) Support frame mount

3.5.2 SIDE SUPPORT MOUNT

Anche nella terza configurazione degli attacchi laterali si utilizzano delle **travi curve in acciaio** ma sono estese solo parzialmente quindi la configurazione sarà in generale più leggera della precedente.

Simile alla seconda configurazione vista nella slide precedente



(c) Side support mount

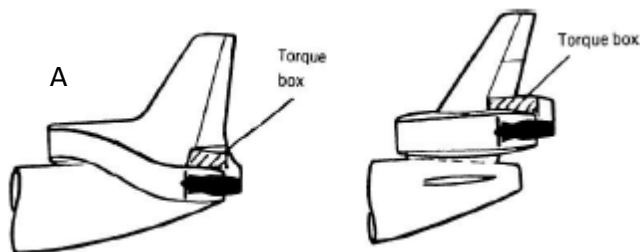
Sia in questa configurazione, che nella precedente, c'è il vantaggio di porre un cavalletto attaccato alla trave, utile per la movimentazione a terra del velivolo.

3.5.3 TAIL MOUNT

Il motore inserito sulla parte superiore della coda richiede l'inserimento di una **torque box** collegata alle **ordinate di forza**

Se il motore è **allineato alla fusoliera**, gli attacchi devono resistere a 12g per evitare l'ingresso del motore in fusoliera (caso A).

Si utilizzano **bulloni** ad alta resistenza



4.2.1 CARRELLO CLASSICO

Il carrello ha due ruote davanti baricentro e un pattino o ruotino orientabile in coda su cui grava circo l'8-10% del peso.



VANTAGGI:

- Permette al pilota di ruotare a velocità bassa perché ha un assetto già cabrato riducendo la TO distance
- La presenza di sole due ruote anteriori fortemente caricate fa sì che il peso strutturale, i costi e la resistenza aerodinamica siano minimizzati
- La presenza di due ruote per l'atterraggio permette di atterrare anche su terreni irregolari
- l'aggancio alla fusoliera e alle ali è facile dal punto di vista strutturale
- grande angolo di attacco in atterraggio aumenta la resistenza aerodinamica e quindi diminuisce la necessità di usare i freni
- il ruotino di coda è molto leggero
- meccanismo di sterzata molto semplice
- grande spazio sotto il motore aumenta la sicurezza nelle operazioni di taxi

SVANTAGGI

- Dinamicamente instabile al suolo, questo fa sì che sia difficile manovrare al suolo siccome l'aereo tende a formare dei cerchi
- Basso controllo direzione al suolo in presenza di vento trasversale
- Atterraggio difficile per piloti inesperti
- Siccome l'angolo di attacco è elevato la visibilità frontale è ridotta, i motori possono collidere col suolo in caso di frenate troppo brusche in atterraggio e l'accelerazione iniziale è più piccola

4.2.2 CARRELLO MONOCICLO

Il carrello monociclo, che ad oggi non viene più utilizzato se non per prototipi speciali, è costituito da una sola ruota sotto la fusoliera, posizionata davanti al baricentro, e da un pattino in coda per la manovrabilità. Inoltre sono presenti due pattini laterali (outriggers), retrattili nell'ala, per assicurare la stabilità trasversale.



VANTAGGI

- Non c'è la necessità di rinforzare le ali a causa della presenza del carrello
- Peso, costo e resistenza aerodinamica bassi dovuto alla presenza di una sola ruota al posto di avere ruote multiple
- I carichi al suolo sono trasferiti direttamente alla fusoliera con un percorso molto breve

VANTAGGI

- Dinamicamente stabile al suolo quindi è facile da manovrare
- Buon controllo anche in presenza di vento trasversale
- Buona visibilità frontale per il piccolo angolo di attacco
- Motori protetti meglio da impatti col suolo
- Frenate brusche non determinano l'impatto del naso del velivolo col suolo
- Meno rimbalzi dopo il touchdown
- Buona accelerazione in decollo grazie ai piccoli angoli di attacco
- Più facile da fare atterrare per piloti meno esperti

SVANTAGGI

- Necessita di velocità elevate al decollo
- Peso strutturale più elevato, costo maggiore e resistenza aerodinamica maggiore a causa delle ruote posteriori molto caricate. In genere però le ruote sono retraibili quindi scompare il problema della resistenza
- Difficile atterrare in superfici sconnesse
- Carichi dinamici al suolo più elevati a causa
- Meccanismo di sterzata più complicato
- Complicata la retrazione della ruota anteriore a causa dello spazio limitato
- L'angolo di attacco minore determina che sia più complicato decollare e durante l'atterraggio che i freni debbano fare un lavoro maggiore

4.3 STABILITA' DURANTE IL RULLAGGIO

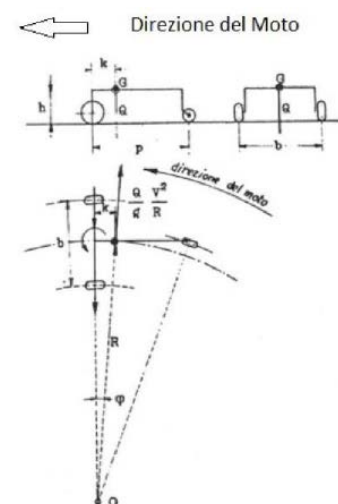
Per definire un aereo stabile durante la marcia, è richiesto che successivamente ad un'azione perturbatrice, che tende a deviare il velivolo in rullaggio lungo la sua direzione di moto, questo spontaneamente ritorna sulla direzione precedente una volta cessata tale perturbazione.

In altre parole, un aeroplano si dirà stabile se posto in regime di virata permanente sotto l'azione delle forze esterne, tende a raddrizzarsi appena abbandonato a se. A seconda della tipologia di carrello selezionata, l'aereo risponderà in maniera differente.

4.3.1 CARRELLO CLASSICO

Vedremo essere **instabile**.

Per una manovra di virata con raggio R , al suo baricentro è applicata una forza centrifuga, a cui si oppone la forza d'attrito causata dal contatto degli pneumatici del carrello principale con il suolo. Queste due forze si equilibrano per quanto riguarda la traslazione ma non nella rotazione a causa della distanza k del baricentro dall'asse delle ruote principali, creando in questo modo un momento M_f che tende ad aumentare la curvatura della traiettoria, ossia ha un'azione instabilizzante. Tuttavia essendo la ruota esterna, rispetto alla virata, più caricata di quella interna si crea un momento raddrizzante M_2 , che attenua leggermente la coppia instabilizzante, senza comunque annullarlo: per un aereo con carrello classico



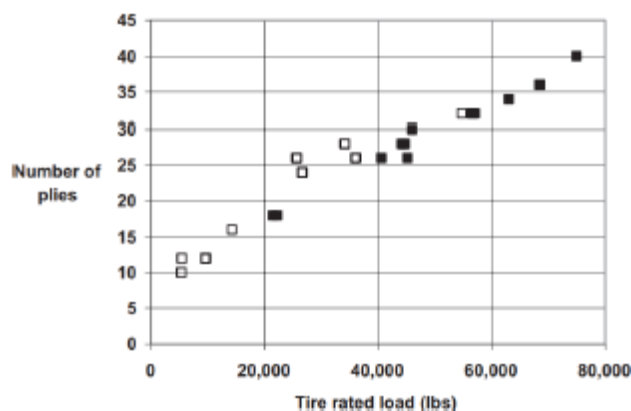
4.6 PNEUMATICI

In genere sono costituiti da più strati differenti.

Gli pneumatici servono a:

- Ripartire la pressione sul terreno, mantenendo la pressione di contatto entro i limiti consentiti dalla natura dell'aviosuperficie.
- A diminuire l'attrito al rotolamento, grazie alla sua deformabilità che gli consente di inghiottire l'ostacolo, anziché di saltarlo;
- A regolare elasticamente l'urto di atterraggio sul campo come parte sostanziale della sospensione. Quindi in genere pneumatici e parte delle sospensioni si occuperanno della parte elastica e poi solo la sospensione della parte dissipativa.

Possiamo notare che se aumentiamo il numero di strati possiamo aumentare il carico.

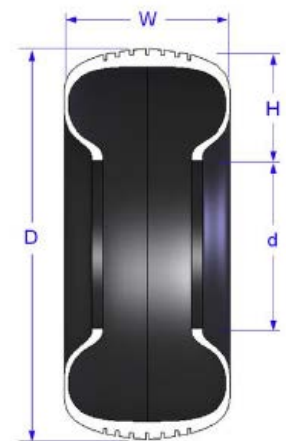


Le caratteristiche che distinguono uno pneumatico da un altro sono:

- Larghezza della fascia w ;
- Diametro interno d ;
- Diametro esterno D ;
- Indicazione della tabella di unificazione.

Le prime tre sono caratteristiche esclusivamente geometriche

Si devono considerare possibili scarti tra le grandezze nominali indicate nell'esempio, e quelle reali, dovuti principalmente alla pressione di gonfiamento. Esistono, di conseguenza, delle curve sperimentali che stabiliscono lo schiacciamento alle diverse pressioni.



Le tremende sollecitazioni all'atterraggio conseguenti possono provocare lo scoppio del pneumatico con conseguenze tragiche. Pertanto nei grossi aerei i costruttori hanno tendenza a sostituire la ruota unica con un gruppo di due gemelle o con due in tandem o con due gruppi di due.

Si conseguono così i seguenti vantaggi:

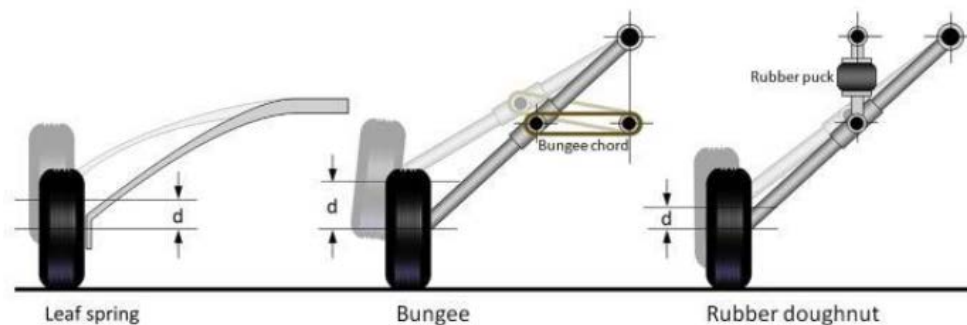
- Grande aumento di sicurezza nel rullaggio al suolo, anche in caso di scoppio di un pneumatico.

frenante. Rappresentava uno strumento semplice e robusto, tuttavia a causa del continuo attrito delle superfici si può alterare il suo funzionamento pregiudicandone la durata.

- **Oleopneumatico** uno stantuffo spostandosi trafila l'olio (azione dissipativa) attraverso i fori, o luci, spingendolo nella camera superiore dove comprime ad una determinata pressione l'aria (azione elastica) che si trova all'interno. Talvolta, sulle luci è presente una valvola per offrire meno resistenza ed evitare che l'ammortizzatore si deformi: se chiusa obbliga l'olio a trafilarsi più energicamente, se aperta massimizza la sezione di passaggio.

Attualmente quello più utilizzato è quello oleopneumatico.

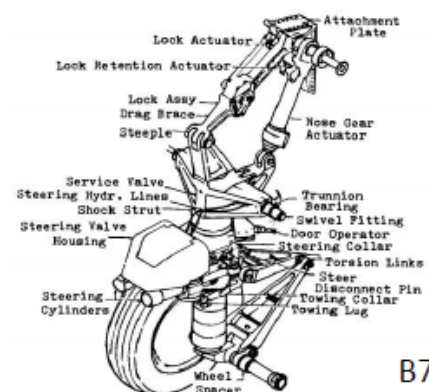
Per i velivoli di piccole dimensioni possiamo avere soluzioni diverse, più semplici e meno costose.



- **Leaf Spring**: lo stesso carrello funziona da ammortizzatore
- **Bungee**: si mette una cerniera elastica
- **Rubber doughnut**: si mettono dischi vulcanizzati impilati uno sopra l'altro

Quasi sempre l'ammortizzatore funziona anche da gamba di forza del carrello: il suo estremo mobile inferiore porta l'attacco della ruota. Le soluzioni a gamba unica pongono il problema di impedire la rotazione della ruota attorno all'asse dell'ammortizzatore.

Tale problema è risolto utilizzando un **compasso di torsione**.



B707

4.8 FRENO

I freni in uso sugli aeromobili classificano in diversi modi.

Mezzo di comando:

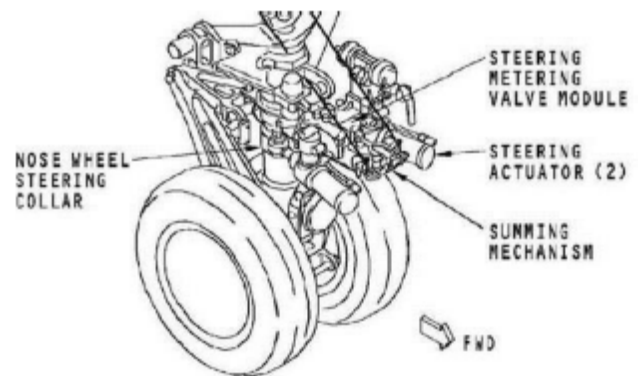
Mezzo Frenante:

- | | |
|--------------|----------|
| ➤ Meccanici | ➤ Ceppi |
| ➤ Pneumatici | ➤ Nastro |
| ➤ Idraulici | ➤ Disco |

4.9 ORGANI DI RICHIAMO E STERZO

Le ruote orientabili anteriori o di coda, sono spesso munite di organi di richiamo costituiti da elastici di gomma o dispositivi oleopneumatici.

Per guidare l'aereo al suolo a basse velocità il sistema più diffuso è quello della frenatura differenziale delle ruote laterali del carrello.



4.10 CARRELLO FISSO VS CARRELLO RETRATTILE

Il carrello retrattile:

- Più costoso
- Più pesante
- Meno sicuro e più complesso
- Ingombro in ala/fusoliera
- Meno resistenza aerodinamica in volo che è importante perché permette di arrivare a velocità più elevate → nei velivoli grandi è importante per risparmiare
- Più resistenza aerodinamica in decollo perché ci sono delle carenature in più esposte al flusso

Il carrello fisso:

- Costa Meno
- Più semplice
- Più sicuro perché dal punto di vista strutturale è meno oneroso
- Meno resistenza aerodinamica al decollo rispetto quello retrattile
- Più resistenza aerodinamica in volo

4.11 CARRELLI RETRATTILI, MECCANISMI DI AZIONAMENTO

Nei meccanismi **meccanici** la retrazione è ottenuta tramite una vite e una madrevite, situati in prossimità del carrello, comandati attraverso una trasmissione rigida dalla cabina di pilotaggio.

Nei meccanismi **elettrici** invece si usa un motorino per la manovra del dispositivo meccanico, oppure si possono usare i cosiddetti martinetti elettrici, che consistono in un meccanismo vite madrevite unito in maniera compatta con un riduttore e il motorino (lo stesso tipo di martinetti è usato anche per l'azionamento di superfici mobili, ad es. gli ipersostentatori).

Il meccanismo di azionamento della retrazione più diffuso rimane quello **idraulico**: tramite la leva di comando il pilota invia attraverso le tubazioni idrauliche dell'olio in pressione sulla parte inferiore dei martinetti provocandone la retrazione; l'olio espulso passa dalle camere superiori a degli accumulatori dove comprime ulteriormente l'aria in essi contenuta. Per l'abbassamento basta porre la tubazione in comunicazione con quella di scarico: l'aria compressa espelle l'olio accumulato e lo stantuffo dei martinetti trasla verso il basso.

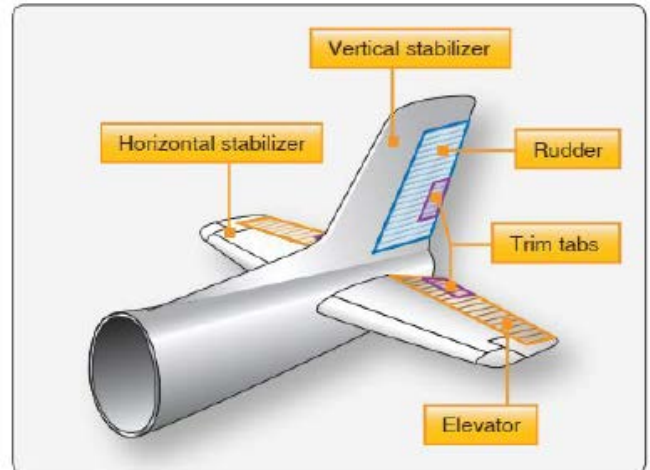
5. SUPERFICI MOBILI, IMPENNAGGI

5.1 IMPENNAGGI

Gli impennaggi sono generalmente costituiti da un cono di coda, da un piano verticale e da uno o più piani verticali aventi per sezione un profilo alare di solito simmetrico.

Tali superfici, in parte fisse e in parte mobili al comando del pilota e del computer di bordo, esercitano una duplice funzione:

- quella di assicurare l'equilibrio longitudinale e direzionale del velivolo e di garantirne la stabilità tramite le **superfici fisse**
- quella di permettere al velivolo di variare assetto tramite le **superfici mobili**

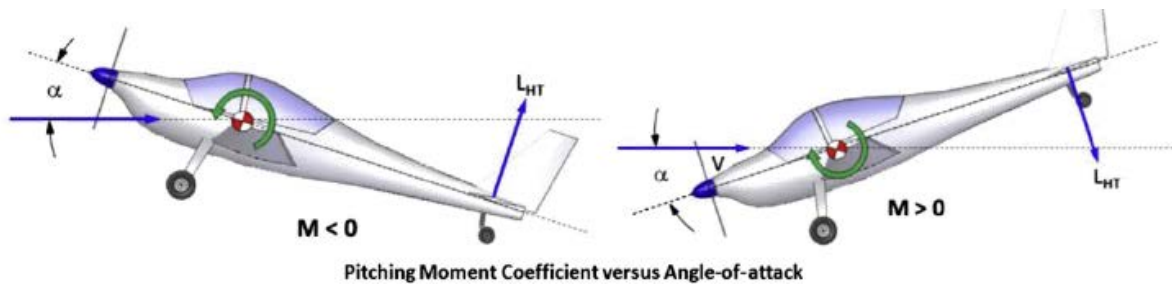


5.2 STABILITA' LONGITUDINALE

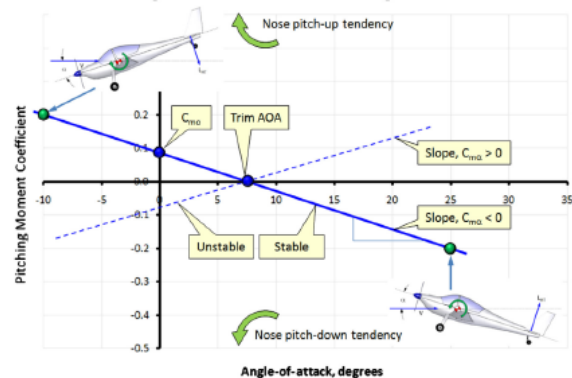
Dobbiamo fare in modo che la configurazione del velivolo e quindi la posizione degli impennaggi sia adatta a garantire la stabilità dell'assetto.

Se a causa di un disturbo, si crea un angolo α nell'assetto longitudinale del velivolo allora lo stabilizzatore orizzontale deve essere in modo da generare un momento opposto che annulli il disturbo generando L .

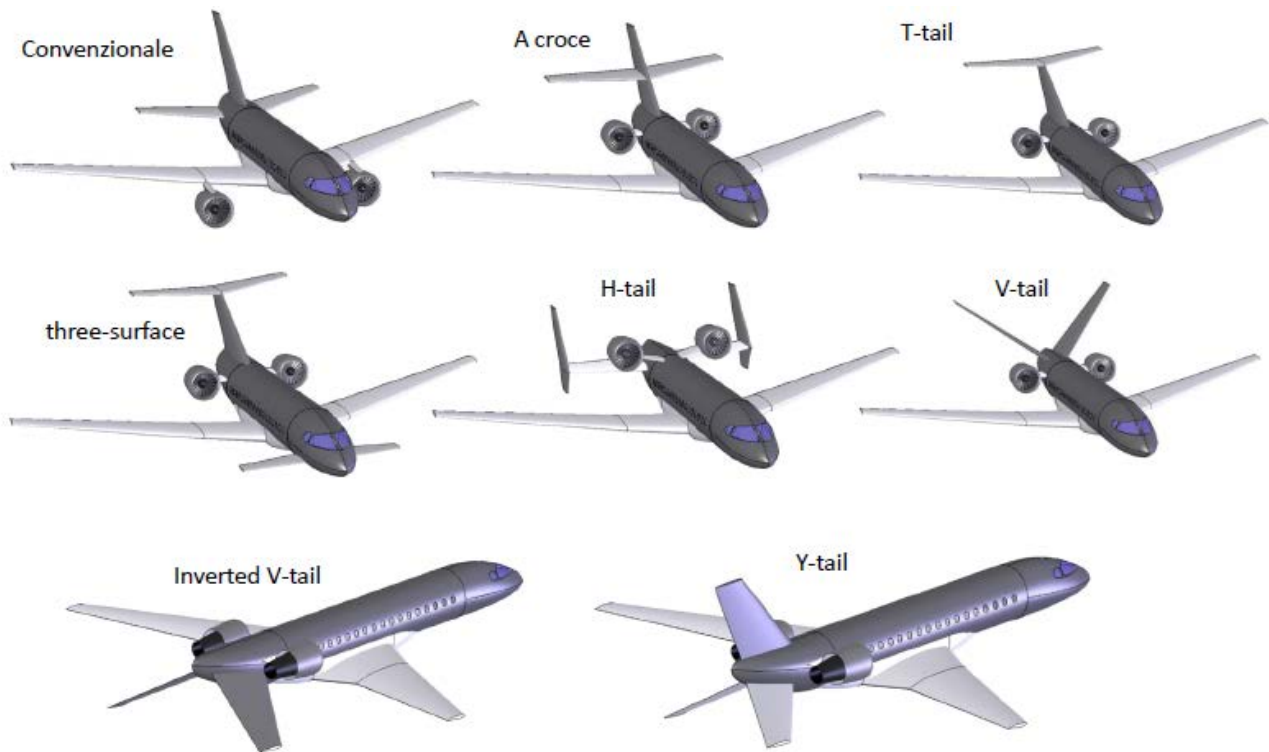
Per questo motivo è importante che gli impennaggi si trovino a poppa del velivolo.



Per essere stabile dovremo avere un velivolo con $c_{m0} > 0$ e $c_{m\alpha} < 0$ infatti:



5.6 POSSIBILI CONFIGURAZIONI



10

- Convenzionale → indicata quando i motori sono sotto l'ala
- A croce o T-tail → indicata quando i motori sono in coda
- H-tail e V-tail → configurazioni ibride tra superfici orizzontali e verticali
- Inverted V-tail e Y-tail → non utilizzabili perché dal punto di vista logistico non c'è più lo spazio per atterrare e decollare

5.7 FORZE

Gli impennaggi in volo sono soggetti a diversi carichi:

- carico necessario per mantenere l'equilibrio longitudinale
- carico necessario per mantenere l'equilibrio di rotta
- forze supplementari, dovute alla manovra delle superfici mobili da parte del pilota.

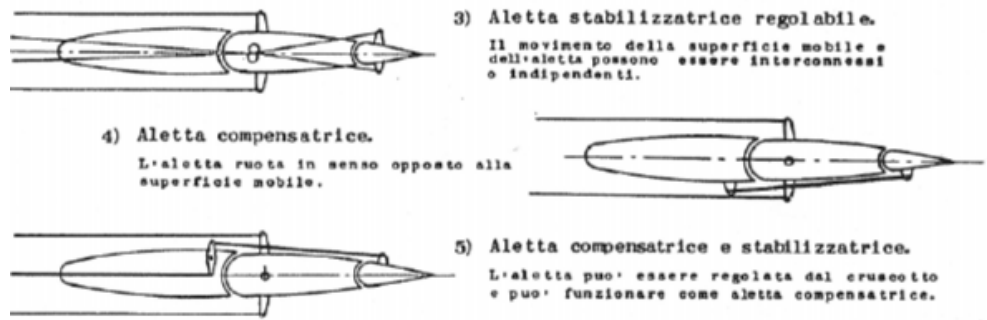
Le forze che sollecitano gli impennaggi sono come natura simili a quelle agenti sulle ali, ma la variabilità anche brusca di esse può renderne più critiche le sollecitazioni a causa delle vibrazioni che ne possono nascere a causa della modifica brusca degli angoli.

E' inoltre mobili, è necessario che la loro deformazione sotto carico sia contenuta, in modo da non compromettere la scorrevolezza delle cerniere, questo fa sì che queste superfici debbano essere molto rigide e l'allungamento debba essere limitato.

Le forze che si generano dipendono inoltre dalla disposizione e dalla posizione delle superfici.

Alette Regolabili che possono essere variate in volo.

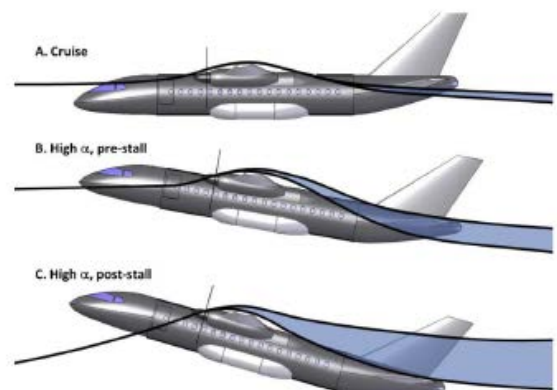
L'aletta compensatrice e stabilizzatrice svolge la doppia funzione, quando la uso come compensatrice la ruota in modo opposto alla superficie alare.



5.8 INTERAZIONI ALI-IMPENNAGGI

Ha molta importanza la posizione degli impennaggi rispetto all'ala per 3 motivi:

- A causa della posizione dell'ala l'angolo del flusso che vede l'impennaggio verticale e diverto da quello visto dall'ala.
- Dobbiamo sottrarli dalla zona d'ombra aerodinamica dell'ala alle alte incidenze
- Dobbiamo sottrarli al getto di aria calda uscente dai motori per i velivoli con turbomotori.



Per ovviare a questi problemi lo stabilizzatore è solitamente posto molto in alto.

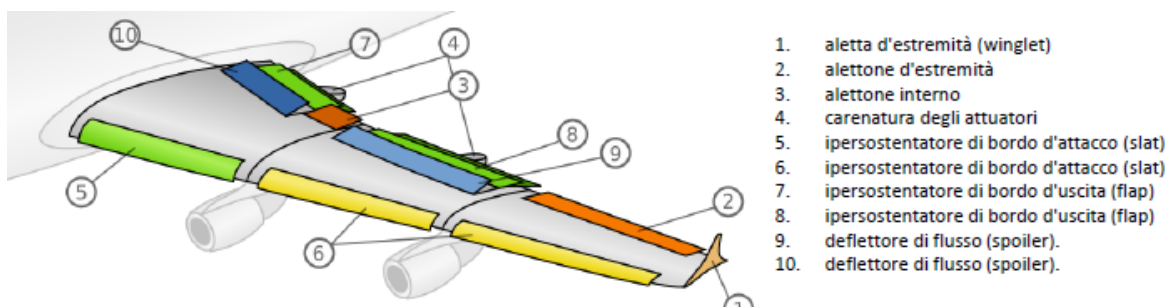
5.9 SUPERFICI MOBILI E COMANDI DI VOLO

Con il termine comando di volo si intende l'insieme di leve, volantini, pedali, trasmissioni, tale da manovrare una specifica superficie mobile. Ci sono varie classificazioni delle tipologie di comandi:

- Reversibili o irreversibili, rispetto al fatto che l'organo comandato (la superficie mobile) possa o meno agire sull'organo principale (i comandi di volo).
Es. se il comando è reversibile il pilota sente la forza sulla superficie mobile
- Flessibili, rigidi, misti, idraulici, elettrici, pneumatici, rispetto al mezzo che collega la leva o in generale l'organo di comando.

Riguardo all'importanza del comando si dividono poi in:

- comandi di volo primari
- comandi di volo secondari
- comandi di volo ausiliari

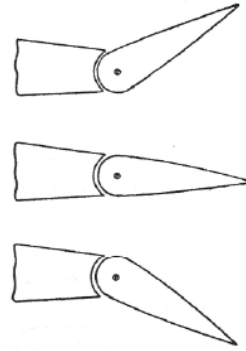


5.10 ALETTONI

Ci sono diversi tipi di alettoni utilizzabili:

Alettone classico:

- Rapporto lineare tra barra e momento cerniera.
- Distacco del flusso sul dorso per alte deflessioni e alta V.
- No correzione momenti imbardanti inversi che sono effetti secondari

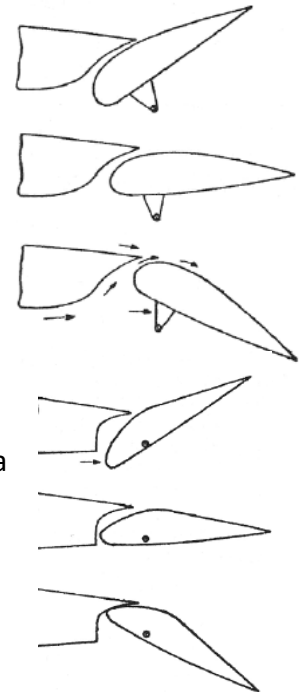


Alettone con fessure:

Si ritarda il distacco della vena, per valori di barra elevati si crea un getto nella fessura che tiene attaccato il flusso.

Alettone Frise:

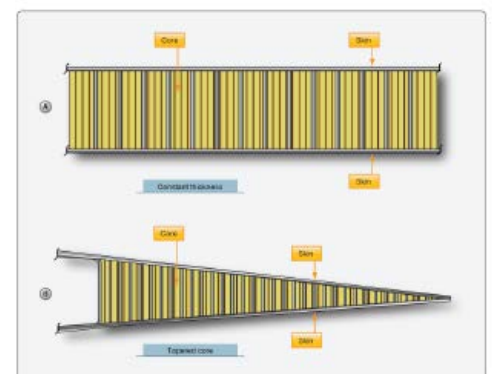
Corregge il momento imbardante che si crea nonostante gli alettoni sono superfici atte alla creazione di rollio. Funziona perché si modifica il C_d se α sale e quindi la semiala tende a indietreggiare MA se metto questo tipo di alettone allora l'altra semiala avrà angoli di alettoni α che decrescono, che normalmente corrisponderebbero a C_d che diminuisce, ma ci sarà una parte dell'alettone nel flusso che farà crescere C_d .



Ho molta importanza l'equilibramento statico dell'alettone, che consiste nell'annullare il momento delle masse rispetto alle cerniere. Tale equilibrio permette di evitare che raffiche o scosse durante i rullaggio si traducano in scosse sui comandi.

Per avvicinarsi il più possibile a questa condizione conviene che l'alettone sia equilibrato rispetto alla cerniera tronco per tronco, e non solo nel suo complesso. Questo viene fatto mettendo dei contrappesi lungo tutto l'alettone e non solo su parte di esso.

Ha sempre molta importanza la **leggerezza** della parte posta a poppa della cerniera quindi della parte mobile. Storicamente gli alettoni possono essere eseguiti in legno, metallo o misti, con rivestimento rigido o in tela. Attualmente, per la costruzione delle superfici mobili, sono preferite soluzioni molto leggere come strutture a sandwich, questo permette di avere superfici mobili anche grandi ma con un peso diminuito.

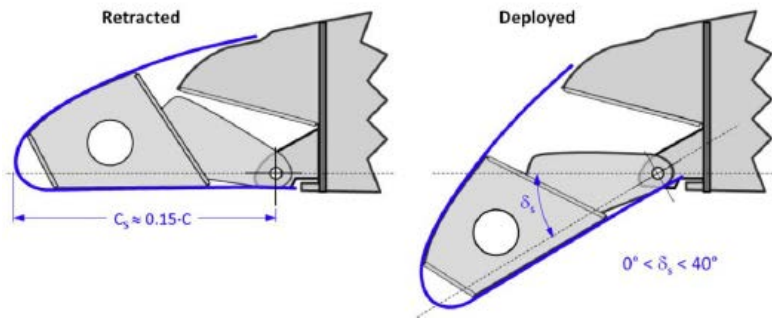


5.11 SUPERFICI CON DOPPIA FUNZIONALITA'

Ruddervator: rudder (Timone) + elevator (equilibratore)

Flaperons: flap + ailerons

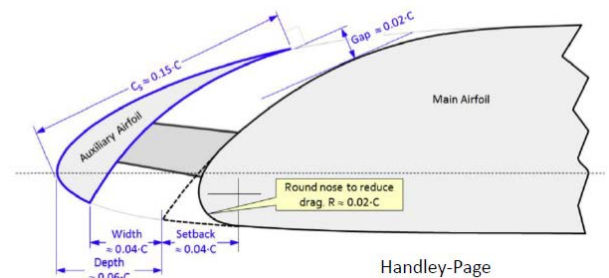
Elevons: elevator + ailerons (alettone)



5.12.2 HANDLEY-PAGE'S FIXED SLOT → 2 SLAT

Lo slot fisso è una filosofia di design delle semiali (o selezione del profilo alare) e non un dispositivo meccanico, di per sé, in quanto è inamovibile.

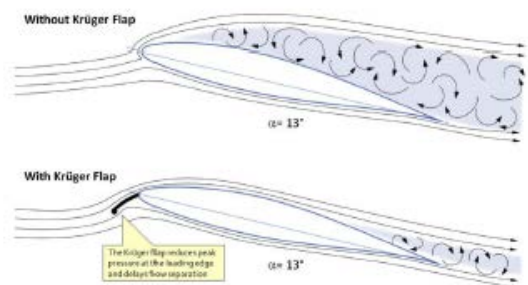
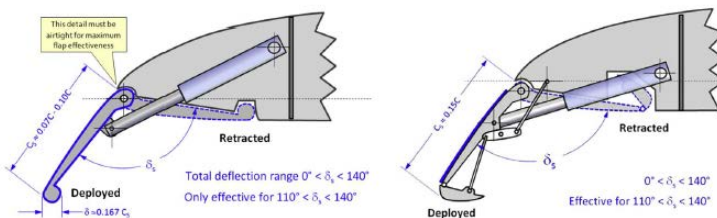
Crea uno spazio che energizza il flusso sul dorso del profilo e ne ritarda il distacco e quindi lo stallo.



5.12.3 SIMPLE KRUGER FLAP

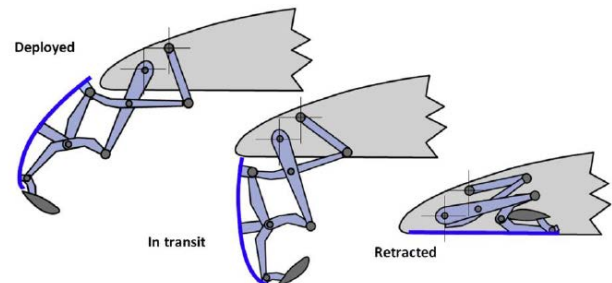
Si trova al bordo di attacco ma viene considerato come un flap perché svolge la funzione di aumentare la curvatura del profilo, funzione svolta dai flap.

Permette anche di mantenere il flusso attaccato a incidenze più alte.



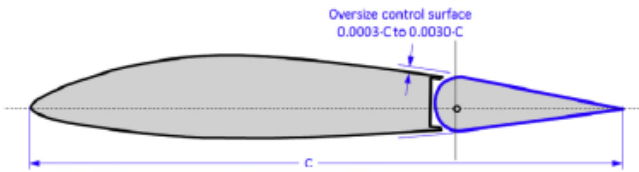
5.12.4 VARIABLE-CAMBER KRUGER FLAP

Un'altra soluzione riguarda il flap Kruger a curvatura variabile, che ha lo scopo di migliorare la forma di quelli semplici. È in grado di sviluppare una curvatura di gran lunga superiore, migliorando notevolmente le sue proprietà aerodinamiche rispetto agli altri.



5.13.1 FLAP DI CURVATURA – PLAIN FLAP

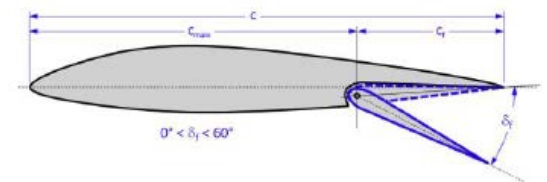
Gli alettoni di curvatura semplici, o plain flaps, questi sono simili agli alettoni ma sono solitamente azionati in maniera simmetrica. Il lembo liscio è una semplice superficie ad alta portanza che si muove solo attraverso la rotazione senza traslazione. Rappresenta la soluzione più semplice da utilizzare, più come superficie di controllo, piuttosto che come dispositivo ad alta portanza.



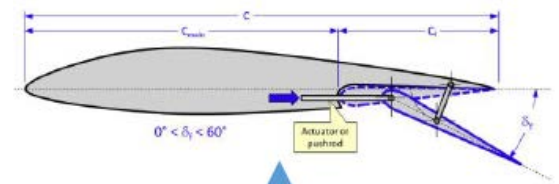
5.13.2 DEFLETTORE A SPACCO – SPLIT FLAP

Questo split flap è in realtà un famiglia a due membri di alette de bordo d'uscita, che consistono nel deflettere una piastra sulla superficie inferiore senza alcun cambiamento nella geometria della superficie superiore. I due membri della famiglia sono chiamati split flap e flap zap.

Gli split flap si deflettono solo con un moto rotazionale.



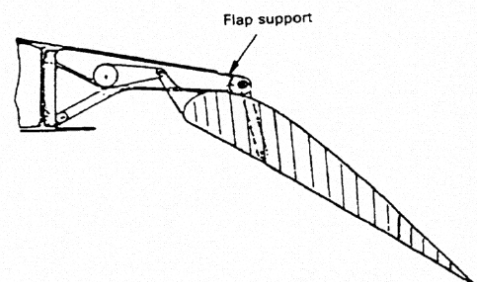
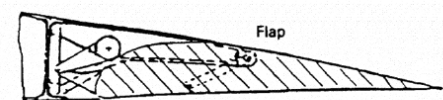
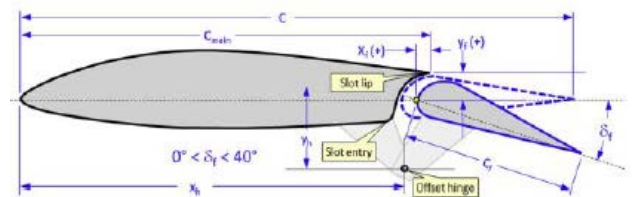
I flap zap si deflettono con un moto sia rotazionale che traslazionale



5.13.3 SINGLE SLOTTED FLAP

E' possibile considerare il flap a fessura singola, questo è una versione migliorata del lembo liscio visto precedentemente. E' costituito da un profilo alare montato su un cardine che è sfalsato dal profilo alare principale. Il movimento risultante combina rotazione e traslazione e aumenta la lunghezza della corda del profilo alare di circa il 5-10%. Questo movimento apre una fessura lungo il bordo di uscita che è fondamentale per la funzionalità del flap. Tale fenomeno è solitamente indicato come un movimento di Fowler.

Aumentare la curvatura e mettere una fessura permette di aumentare C_l e α ma in genere l'angolo di attacco massimo si abbassa, si utilizzano gli slat per farlo aumentare di nuovo.



6. L'ELICOTTERO E LE SUE PARTI

A differenza degli aerei in questo caso non c'è più un ala fissa ma abbiamo altre strutture assimilabili a travi che sono sottoposte però a vibrazioni e velocità angolari molto importanti. Diventa quindi più complicato modellizzare e creare strutture che resistono ai carichi statici e dinamici così elevati.

Viene però utilizzato, nonostante la difficoltà di progettazione, perché a differenza di un velivolo ad ala fissa, un elicottero ha la capacità di decollare/atterrare verticalmente, stazionare in aria in un punto fisso (hovering) e muoversi nello spazio in ogni direzione.

E' in genere composto da:

- Rotore principale: da 2 a 8 pale. La pala è un'ala ad elevato allungamento (15/20 l/c). Il rotore gira ad una velocità tra 200 e 400 rpm (zone transoniche all'estremità). In Europa (esclusa la Francia) e negli USA verso di rotazione antiorario.
- Sistema propulsivo: turboprop
- Trasmissione: riduzione del nr. di giri anche di un fattore 10 perché in genere le pale vanno a 300/600 rps mentre il motore gira a 10000/20000 rps.
- Rotore di coda: impedisce la rotazione dell'elicottero.
- Fusoliera: corpo tozzo che genera, con il mozzo, il 60% della resistenza totale (velocità ≈ 150 nodi circa 280 km h⁻¹).
- Carrello: a pattini o ruote (anche retrattili).
- Superfici di governo orizzontali e verticali che servono come il rotore di coda ad impedire la rotazione.

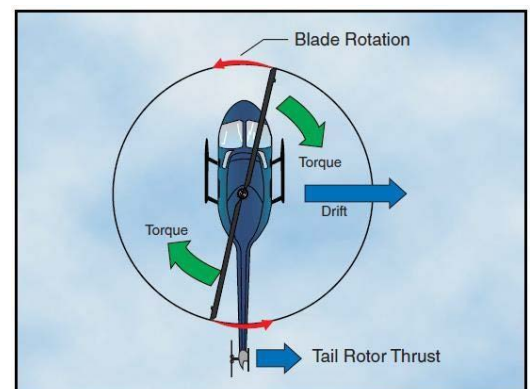
6.1 LAYOUT

Configurazione tradizionale o a rotore singolo.

Il rotore di coda (o dispositivi simili) controbilancia il momento di reazione dovuto al rotore principale e controlla l'imbardata.

Vantaggi: semplicità costruttiva, controllabilità, una trasmissione principale.

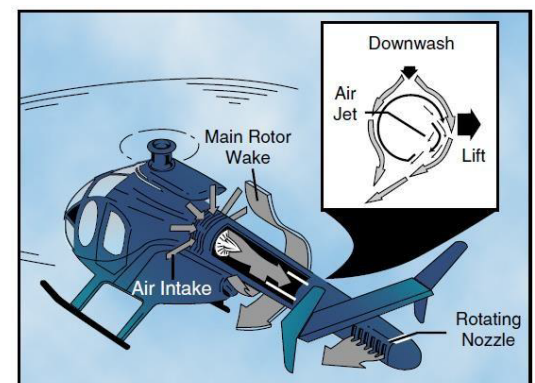
Svantaggi: potenza spesa (8-10%) per azionare il rotore di coda, lunghezza del tailboom.



Configurazione tradizionale senza rotore di coda (NOTAR).

Il sistema utilizza aria a bassa pressione forzata nella coda da una ventola montata all'interno dell'elicottero.

L'aria viene quindi immessa attraverso delle feritoie orizzontali, poste sul lato destro. Un ugello rotante fornisce controllo direzionale. L'aria a bassa pressione, in combinazione con il downwash dal rotore principale, crea un fenomeno chiamato "Coanda Effect", che produce una forza di sollevamento sul lato destro della coda.



Vantaggi: il rotore, non essendo propulso, non genera coppia di reazione sulla macchina quindi non occorre controbilanciare. Manca il piatto oscillante, i controlli consentiti sono quelli di beccheggio e rollio.

Svantaggi: non è consentito l'atterraggio verticale e il volo a punto fisso.



Configurazione ibrida (compound)

Rotore principale (singolo o coassiale) propulso o autorotativo con una o più eliche propulsive.



Convertiplani o tilt-rotor:

Rotazione dell'asse di spinta per consentire volo orizzontale e verticale. I rotori sono controrotanti quindi non è necessario bilanciare il velivolo. Il controllo direzionale può essere effettuato tramite spinta differenziale dei due rotori.

Le pale sono più piccole rispetto a quelle degli elicotteri a singola pala quindi si potrà andare a velocità più elevate perché al tip della pala la velocità sarà più bassa.

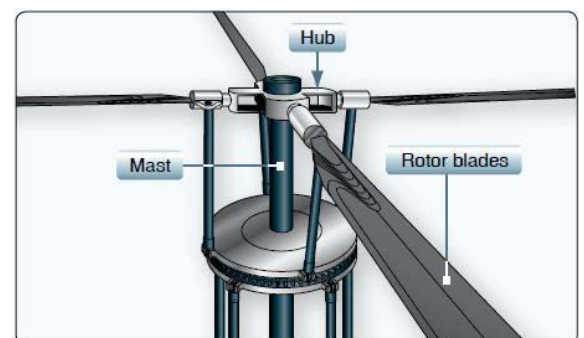
Vantaggi: maggiore velocità di volo.

Svantaggi: elevata complessità meccanica, non è consentito atterraggio tipico dei velivoli ad ala fissa dato il grande ingombro dei rotori.



6.2 ROTORE

Il sistema del rotore è ciò che conferisce agli elicotteri la loro versatilità, ossia la loro capacità di decollare e atterrare verticalmente, di librarsi e di volare lateralmente o all'indietro. A questa versatilità, però, si accosta il fatto che esso sia un sistema dinamico estremamente complesso di pale rotanti con risposta vibratoria, caratterizzato da un'aerodinamica instabile e complessa che tende a instabilità aeroelastiche e fenomeni di stallo delle pale. Il sistema del rotore, quindi, è la parte rotante di un elicottero che genera portanza ed è costituito da un albero (mast), da un mozzo (hub) e dalle pale del rotore (rotor blades). L'albero è un cilindro metallico cavo che si estende verso l'alto ed è azionato e, talvolta, supportato dalla trasmissione. Nella parte superiore dell'albero c'è il punto di attacco per le pale del rotore chiamato mozzo.



6.2.3 ROTORE RIGIDO

Esistono soluzioni con rotori rigidi in cui il mozzo delle pale è perpendicolare e collegato rigidamente all'asse meccanico di rotazione. Le pale con questa architettura sono libere di variare il proprio passo attorno all'asse longitudinale, mentre i moti di brandeggio e flappeggio non sono liberi, ma avvengono soltanto con la flessione delle pale stesse, che in questo tipo di rotori sono particolarmente flessibili. Quindi il sistema a rotore rigido è meccanicamente semplice, ma strutturalmente complesso perché i carichi operativi devono essere assorbiti in flessione piuttosto che con l'utilizzo di cerniere.



Dato che i progressi nell'aerodinamica e nei materiali degli elicotteri continuano a migliorare, i sistemi a rotore rigido possono diventare più comuni perché il sistema è fondamentalmente più facile da progettare e offre le migliori proprietà sia dei sistemi semirigidi che di quelli completamente articolati. Una delle caratteristiche principali di questo tipo di rotore è che non è suscettibile all'urto dell'albero come i sistemi semirigidi perché i mozzi del rotore sono montati solidamente all'albero rotore. Ciò consente al rotore e alla fusoliera di muoversi insieme come un'unica entità ed elimina gran parte dell'oscillazione. Altri vantaggi del rotore rigido possono essere:

- una riduzione del peso;
- una riduzione della resistenza del mozzo del rotore.
- un braccio oscillante più grande per il flappeggio.

Inoltre, l'assenza di complesse cerniere, rende il sistema del rotore molto più affidabile e più facile da controllare rispetto alle altre configurazioni del rotore. Tuttavia, lo svantaggio di questo sistema è la qualità del volo durante turbolenze o raffiche. Poiché non ci sono cerniere che potrebbero assorbire i carichi più elevati: le vibrazioni sono percepite in maniera più intensa.

6.3 PIATTO OSCILLANTE

Il p.o. (*swashplate*) regola il modulo e la direzione della trazione. Tale organo può essere movimentato con linee di comando dirette o attuatori. Il piatto inferiore e quello superiore sono separati da cuscinetti. Il piatto inferiore è fermo, solidale all'elicottero. Il piatto superiore è collegato al mozzo e ruota (*scissor*). La leva di comando, imponendo una traslazione entrambi verso il basso/alto ad i piatti, varia il passo collettivo del rotore. Il comando ciclico consente un movimento differenziale delle aste collegate alle pale (tramite il *pitch horn*) variando il passo ciclico.

I comandi utilizzati negli elicotteri sono infatti:

- COLLETTIVO: aumenta la portanza variando l'angolo di inclinazione di tutte le pale.
- CICLICO: varia l'inclinazione delle pale in modo differenziale tra di esse.